УДК 621.378:535

Р.Х. МАКАЕВА, А.Х. КАРИМОВ, А.М. ЦАРЕВА

Казанский национальный исследовательский технический университет имени А.Н. Туполева – КАИ, Россия

ПРИМЕНЕНИЕ ГОЛОГРАФИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ ДЛЯ КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА ПАЯНЫХ И СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ

Приведены результаты исследований качества паяных и сварных соединений деталей двигателей летательных аппаратов с применением метода голографической интерферометрии. Исследовались непропаи сотовых вставок, проницаемых вафельных материалов, качество сварных соединений деталей, изготовленных различными способами сварки. Получены интерферограммы годных и дефектных деталей, позволяющие выявить области дефектов. Показано, что контроль качества паяных и сварных соединений деталей при вибрации позволяет выявить непропаи и непровары, которые не удается установить статическими методами. Результаты исследований использованы при разработке технологических процессов изготовления паяных и сварных соединений.

Ключевые слова: *паяные и сварные соединения, вибрация, формы колебаний, голографическая интерферометрия.*

Введение

В конструкциях турбомашин часто содержатся неразъемные соединения деталей, выполняемые пайкой и сваркой. Наиболее распространенные дефекты таких соединений – непропаи и непровары. Подобные дефекты являются подповерхностными, осуществить их контроль достаточно сложно, особенно если соединяются значительные поверхности: они могут плотно контактировать, но не быть соединенными.

Известными методами контроля выявить такие дефекты затруднительно, так как они выполняются в статике – без приложения каких-либо периодических нагрузок. При эксплуатационных нагрузках (тепловых, вибрационных) происходит нарушение контакта, что влечет за собой раскрытие дефекта и далее – разрушение детали.

Проводились исследования возможности применения голографической интерферометрии для контроля качества паяных и сварных соединений ряда деталей.

В авиационных газотурбинных двигателях (ГТД) в качестве лабиринтных уплотнений между торцами лопаток и корпусом применяются сотовые вставки. Их использование увеличивает коэффициент полезного действия двигателя, так как уменьшается перетекание газов.

Сотовая вставка представляет собой пластину-подложку размерами 203 × 26 × 3 мм. К одной стороне пластины жаропрочным припоем припаиваются сотовые уплотнения из алюминия (рис. 1).

Непропай сотовых вставок определяется в настоящее время визуально.

При таком способе контроля имеется вероятность пропуска дефекта, так как пластина и сотовые уплотнения могут соприкасаться по линиям соединения, не имея прочного контакта и соединительных сил. Отрыв сотового элемента от пластины в процессе эксплуатации способствует образованию забоин на лопатках, что может привести к образованию трещин и разрушению лопаток.

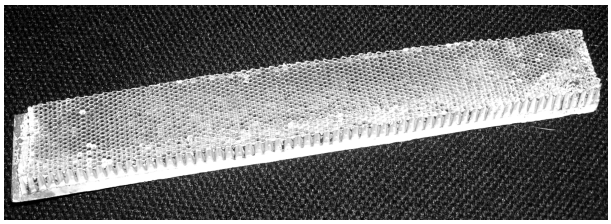


Рис. 1. Общий вид сотовой вставки

Результаты исследований

Для исследования возможности применения метода голографической интерферометрии при обнаружении локальных зон непропая на дефектной сотовой конструкции был проведен эксперимент с двумя вставками: годной и дефектной.

На голографической установке [1] детали зажимались в консольном положении в специальном приспособлении. К прижимам подводился пьезоэлектрический вибратор. Такой способ позволяет бесконтактно возбуждать колебания в детали.

© Р.Х. Макаева, А.Х. Каримов, А.М. Царева

Смещение W сотовой вставки при установившейся реакции конструкции на синусоидальную возбуждающую силу определяется, согласно работе [2], по выражению:

$$W(x,y,t) = $$

$$= \mathrm{Re}\left[F\exp(i\omega t)\sum_{j=1}^{N}\frac{\Phi_j(x,y)\Phi_j(x_0,y_0)/M_j}{2\beta_j\omega i+(\omega_j^2-\omega^2)}\right],$$

где Re [•] определяет действительную часть комплексной функции;

F – усилие зажима;

ω – частота синусоидального возбуждения;

Φ_j (x, y) – j-я собственная форма колебаний вставки;

x_0 и y_0 – координаты точки приложения силы;

β – коэффициент демпфирования j-й формы;

ω_j – резонансная частота j-ой формы;

M_j определяется выражением

$$M_j = \iint \rho_A(x,y)\Phi_j^2(x,y)dxdy ,$$

где ρ_A (x, y) – удельная масса на единицу объема.

Для того чтобы предсказать реакцию конструкции на синусоидальное возмущение в заданном диапазоне частот необходимо знать все функции собственных форм конструкции, резонансные частоты, коэффициенты демпфирования и распределение массы конструкции. Функции Φ_j форм и резонансные частоты ω_j можно найти с помощью голографических интерферограмм.

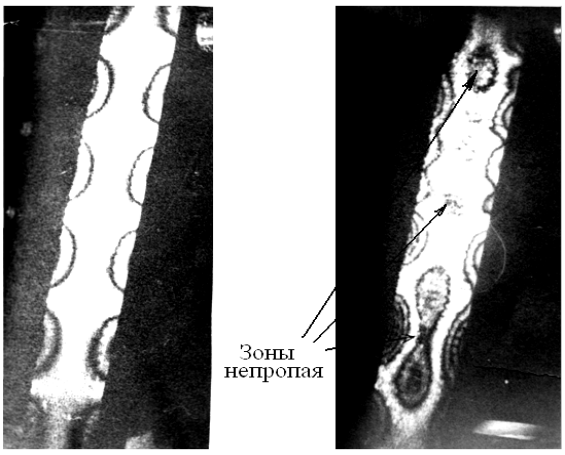
В процессе колебаний на резонансной частоте производилась голографическая съемка форм колебаний методом усреднения по времени.

Первая резонансная форма колебаний дефектной детали была получена на частоте 2758 Гц. Регулярные редкие интерференционные линии характеризуют изгибные колебания пластины – основы вставки. На этой частоте непропай не проявился.

Дефектные зоны начали проявляться при колебаниях сотовой вставки на частотах свыше 20 кГц. При вибрациях на резонансной частоте 20505 Гц форма колебаний годной вставки имеет вид с центральной белой продольной узловой линии с пучностями по краям (рис. 2, а).

На фотографии интерферограммы (рис. 2, б) формы резонансных колебаний (f = 20048 Гц) дефектной вставки в местах, где должна проходить узловая линия, четко выделяются темные участки – зоны дефекта. Возникновение этих зон обусловлено отсутствием связи между пластиной и сотовыми уплотнениями. Подобные расслоения ведут к появлению дополнительных образований, колеблющихся по собственным формам в высокочастотном диапазоне. Такой характер интерференционной картины в области дефектов объясняется тем, что уплотнение в этих местах можно представить как защемленную по контуру мембрану, имеющую свои собственные резонансные формы.

Проведенные исследования показали, что по картинам форм колебаний сотовых вставок на резонансных частотах свыше 20 кГц, полученным методом голографической интерферометрии, достаточно четко можно определять непропаи.



а – f = 20505 Гц б – f = 20048 Гц

Рис. 2. Интерферограммы форм колебаний вставок на резонансных частотах: а – годная вставка; б – дефектная вставка

В настоящее время в авиационных двигателях сохраняется тенденция к увеличению температуры газа перед турбиной, что позволяет повысить характеристики двигателей. Это, в свою очередь, определяет необходимость изыскания более эффективных способов охлаждения горячих элементов двигателей. В качестве одного из способов решения этих проблем является применение проницаемых вафельных материалов (ПВМ).

Известны примеры использования ПВМ для охлаждаемых сопловых лопаток ГТД. Проницаемые вафельные материалы состоят из двух или более слоев, соединяемых диффузионной сваркой. Поэтому актуальным является выбор метода контроля сварочного соединения.

Проводились работы по применению метода голографической интерферометрии для контроля качества соединения слоев ПВМ, осуществляемого диффузионной сваркой, при изготовлении деталей газосборника ГТД.

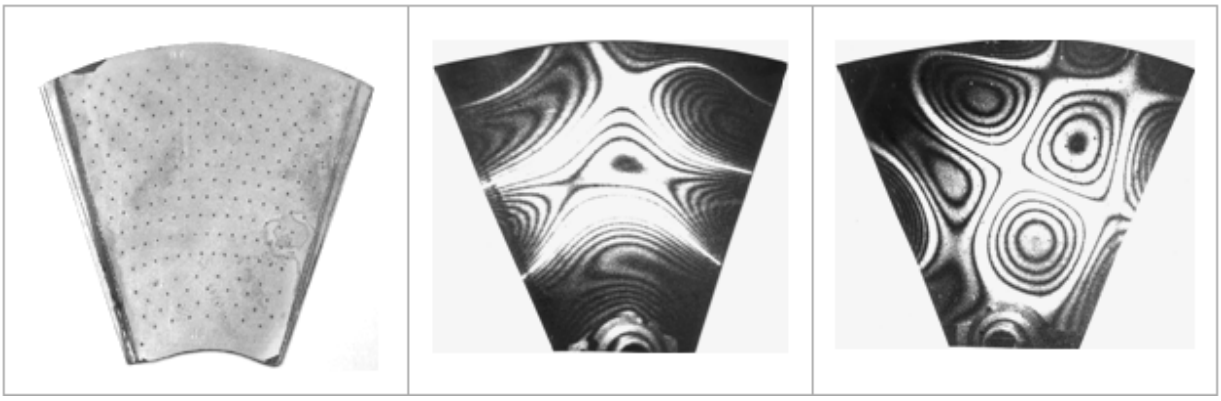
Листовые перфорированные заготовки толщиной 0,8 мм из жаропрочного сплава ЭП 648 соединялись по поверхности с контактной площадью 5800 мм^2 (рис. 3, а).

Для контроля непроваров была применена голографическая интерферометрия вибрирующего объекта методом усреднения по времени. Исследования проводились в диапазоне частот от 200 до 10000 Гц.

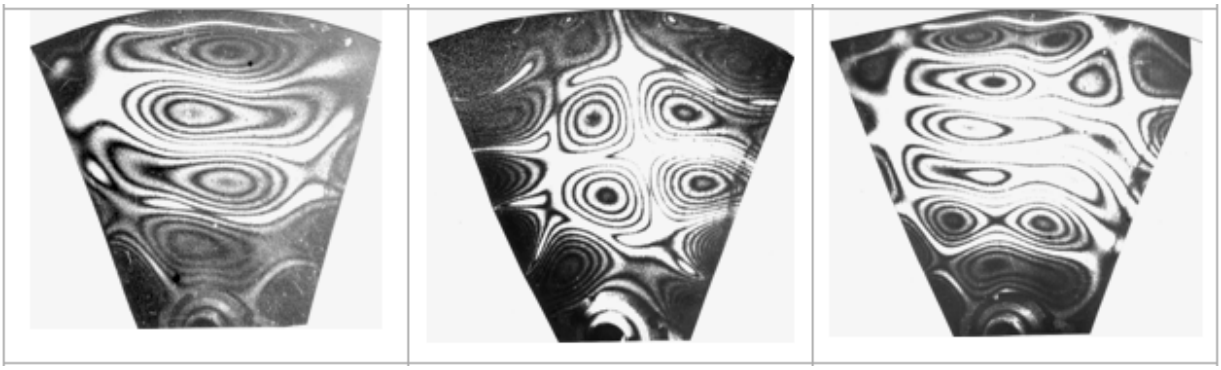
На рис. 3, б-е приведены восстановленные голограммы детали ПВМ, иллюстрирующие картины собственных форм колебаний на резонансных частотах. Полосы на интерферограммах представляет собой плавные цельные линии.

Если бы деталь имела участки некачественного соединения, то есть присутствовало бы расслоение между двумя контактными поверхностями, то произошло бы нарушение непрерывности системы интерференционных полос или наблюдались бы локальные аномалии в виде ломаных линий или дополнительных пучностей.

Исследования подтвердили удовлетворительное качество диффузной сварки.



а – f = 0 Гц б – f = 2270 Гц в – f = 2940 Гц



г – f = 4377 Гц д – f = 5300 Гц е – f = 8273 Гц

Рис. 3. Деталь из проницаемых вафельных материалов:
а – общий вид; б-е – фотография детали, вибрирующей на резонансных частотах

Результаты проведенных экспериментальных исследований показали возможность применения метода голографической интерферометрии в качестве неразрушающего контроля для определения качества соединения, полученного диффузионной сваркой.

Проводились исследования сварных швов, выполненных различными способами сварки.

Тестировались три вида пластин из алюминиевого сплава АМЦ: эталонный образец без шва и со швами, выполненными автоматической и ручной дуговой сваркой. Размеры образцов составляли 60×80 мм.

Образцы подвергались вибрационному нагружению.

Для внесения минимальных искажений в формы колебаний пластины крепились в точке у основания. Голографические интерферограммы резонансных форм колебаний пластин регистрировались методом усреднения по времени.

Исследования проводились в диапазоне частот до 17 кГц.

Из полученных голографических интерферограмм были выбраны одинаковые формы колебаний F_{32} и F_{42} пластин (рис. 4). Обозначение форм проведено также согласно классификационной таблице форм колебаний эталонной пластины [3].

Сравнение исследуемых пластин, колеблющихся по одинаковым формам, показало повышение частот резонансных колебаний пластин со швами по сравнению с пластинами без шва.

Это можно объяснить увеличением жесткости пластин со сварными швами. Например, у пластины без шва резонансная форма колебаний F32 проявилась на частоте f = 5857 Гц (рис. 4, б). У пластин со сварными швами, колеблющимися по той же форме – на частотах f = 6452 Гц и f = 6761 Гц (рис. 4, а, в).

Жесткость пластины с ручным сварным швом выше, чем у пластины с автоматическим сварным швом. Например, резонансные частоты колебаний

пластины с ручным сварным швом по формам F32 и F42 составили f = 6761 Гц и f = 7079Гц (рис. 4, в, е), для пластины с автоматическим сварным швом – f = 6452 Гц, f = 6761 Гц (рис. 4, а, г).

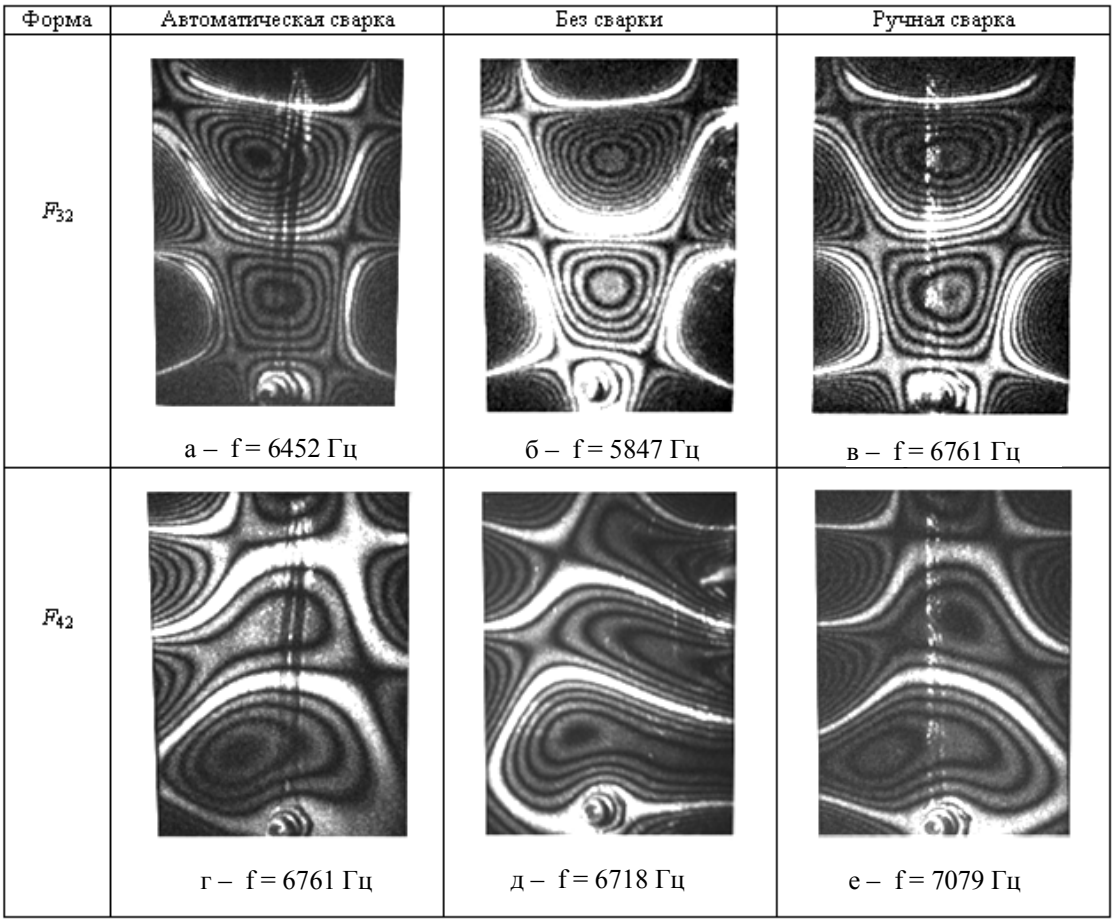
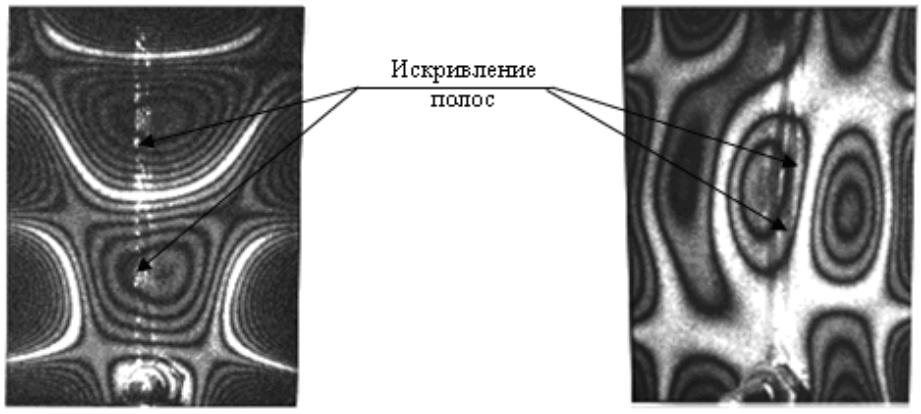


Рис. 4. Голографические интерферограммы резонансных колебаний пластин

Наличие сварных швов изменяют интерференционные линии картин форм колебаний. Искривление полос на шве, выполненном ручной сваркой, проявляются уже в среднем диапазоне частот (рис. 5, а). Автоматический сварной шов вносит искривление интерференционных полос только в высокочастотном диапазоне (рис. 5, б).

Следовательно, автоматическая сварка по сравнению с ручной сваркой обеспечивает более качественный шов.



а – f = 6761 Гц б – f = 12773 Гц

Рис. 5. Голографические интерферограммы резонансных колебаний пластин:
а – ручная сварка; б – автоматическая сварка

Вывод

Проведенные исследования показали, что метод голографической интерферометрии в отличие от традиционных методов контроля позволяет выявлять дефекты соединений в виде непропаев и непроваров в достаточно сложных деталях.

Литература

1. Макаева, Р.Х. Определение вибрационных характеристик деталей ГТД методом голографической интерферометрии [Текст] / Р.Х. Макаева, А.Х. Каримов, А.М. Царева // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2007. – № 1. – С. 78 – 80.

2. Голографические неразрушающие исследования [Текст]: пер. с англ. / Под ред. Р.К. Эрфа. – М.: Машиностроение, 1979. – 448 с.

3. Макаева, Р.Х. Исследование резонансных форм и частот колебаний пластин применительно к лопаткам турбомашин [Текст] / Р.Х. Макаева, А.М. Царева, А.Х. Каримов // Известия вузов. Авиационная техника. – 2008. – № 3. – С. 14 – 18.

Поступила в редакцию 03.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии машиностроительных производств А.Н. Лунёв, Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, Казань, Россия.

ВИКОРИСТАННЯ ГОЛОГРАФІЧНОЇ ІНТЕРФЕРОМЕТРІЇ ДЛЯ КОНТРОЛЮ ЯКОСТІ ПАЯНИХ І ЗВАРНИХ З'ЄДНАНЬ

Р.Х. Макаєва, А.Х. Карімов, А.М. Царьова

Наведено результати досліджень якості паяних і зварних з'єднань деталей двигунів літальних апаратів із використанням методу голографічної інтерферометрії. Досліджено непропаї стільникових вставок, проникних вафельних матеріалів, якість зварних сполучень деталей, які виготовлено різними методами зварювання. Отримано інтерферограми придатних і дефектних деталей, які дозволяють виявити області дефектів. Показано, що контроль якості паяних і зварних з'єднань деталей в умовах вібрації дозволяє виявити непропаї та непровари, які не вдається встановити статичними методами. Результати досліджень використані під час розробки технологічних процесів виготовлення паяних і зварних сполучень.

Ключові слова: паяні та зварні з'єднання, вібрація, форми коливань, голографічна інтерферометрія.

APPLICATION OF HOLOGRAPHIC INTERFEROMETRY FOR THE TESTING OF QUALITY OF THE SOLDERED AND WELDED JOINT

R.Kh. Makayeva, A.Kh. Karimov, A.M. Tzareva

The results of experimental investigations of quality of the soldered and welded joint of aircraft engines components using the method of holographic interferometry are presented. The unsoldered honeycomb insets, pervious waffle materials, the quality of the welded components, producing by different methods of welding, were investigated. Also obtained were the interferograms of fit and faulty components, it made it possible the causes the area of defects. The quality control of the soldered and welded joint of components was allowed to reveal unsoldered and faulty fusion, when components were vibrated. This defects did not revealed by static methods. The results of investigations were applied to work out of technological processes in making the soldered and welded joint.

Key words: the soldered and welded joint, vibration, mode shape, holographic interferometry.

Макаева Розалия Хабибулловна – д-р техн. наук, доцент, профессор кафедры технической физики, Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, Казань, Российская Федерация, e-mail: Roskh2001@mail.ru.

Каримов Альберт Хамзович – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры технической физики, Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, Казань, Российская Федерация e-mail: Roskh2001@mail.ru.

Царева Альбина Маратовна – канд. техн. наук, доцент кафедры технической физики, Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, Казань, Российская Федерация, e-mail: Roskh2001@mail.ru.

УДК 621.9.01:531.3

В.С. ГУСАРЕВ, Ю.В. ЯРОВОЙ

Одесский национальный политехнический университет, Украина

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАВИСИМОСТИ ДЕЙСТВИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ОТ РЕЖИМОВ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ

Предложен новый энергетический критерий действия технологической системы, который определяется как работа формообразования за интервал времени. Выведены выражения для определения действия технологической системы. На основе данных эксперимента определены эмпирические зависимости действия технологической системы от режимов резания (подачи, скорости резания и глубины резания). Выполнен анализ экспериментальных данных для чернового и чистового этапа обработки наружных цилиндрических поверхностей. Выполнено сравнение теоретических и экспериментальных данных. Показано, что наибольшее влияние на действие технологической системы оказываю величина подачи и скорости резания.

Ключевые слова: *критерий, действие, технологическая система, точение, этап обработки, подача, скорость резания, глубина резания.*

Введение

Выбор технологического метода обработки поверхности в технологии двигателестроения, машиностроения и приборостроения в основном осуществляется по критерию себестоимость и трудоемкость обработки [6, 10]. Ряд исследователей также выделяют энергетические критерии – энергоемкость и удельную работу формообразования [4, 7, 8, 9]. Также, следует заметить, что в работах В.К. Старкова рассматриваются два энергетических критерия отдельно для черновой и чистовой обработок [9]. Наличие разных энергетических критериев затрудняет использование их в технологии для оптимизации режимов резания и поиска оптимальных технологических процессов.

1. Теоретическая часть

Формообразование поверхностей деталей машин может производиться различными методами (точением, шлифованием, фрезерованием и т.д.). Каждый метод обработки позволяет получить определенные параметры качества поверхности и имеет свои преимущества и недостатки. Перед технологом всегда стоит задача выбора наиболее рационального метода обработки поверхности, а следовательно и проектирование перспективного технологического процесса.

Технологическая система состоит из ряда объектов, а именно: заготовки, режущего инструмента, технологического оборудования. В технологической системе присутствуют силы, которые воздействуют на ее элементы. Поэтому данную систему можно рассматривать не только как технологическую, но как физическую и механическую.

Если технологическую систему рассматривать, как физическую и механическую, то к ней можно применить вариационные принципы механики. Одним из таких принципов является принцип наименьшего действия.

Его применение возможно также в исследовании различных биологических, химических, социальных систем [3], а также при выборе оборудования для переработки отходов минерального сырья [2].

Согласно этому принципу наименьшего действия, каждая механическая система характеризуется определенной функцией Лагранжа

$$L\left(x_1,\ x_2, \ldots, x_i, \dot{x}_1, \dot{x}_2, \ldots, \dot{x}_i, T\right), \qquad (1)$$

или, в краткой записи,

$$L\left(x, \dot{x}, T\right), \qquad (2)$$

где x – координаты системы;

$\dot{x}$ – скорость системы;

T – время движения системы.

Действие механической системы определяется как интеграл по времени от функции Лагранжа данной механической системы. Действие механической системы в интервале времени описывается интегралом

$$D = \int_{T_1}^{T_2} L\left(x, \dot{x}, T\right) dT, \qquad (3)$$

где T_1, T_2 – соответственно время начала и окончания движения системы.

© В.С. Гусарев, Ю.В. Яровой

Исходя из принципа наименьшего действия, действие любой системы должно стремиться к минимуму, т.е. $D \rightarrow \min$.

Функция Лагранжа является не только функцией координат, скорости и времени системы, но и разностью между кинетической и потенциальной энергиями системы [11]

$$L(x, \dot{x}, T) = K(x, \dot{x}, T) - U(x, T). \quad (4)$$

где K – кинетическая энергия системы;

U – потенциальная энергия системы.

Подставляя функцию Лагранжа (3) в уравнение (3) видим, что действие механической системы определяется интегралом разности кинетической и потенциальной энергий в промежуток времени от T_1 до T_2:

$$D = \int_{T_1}^{T_2} \left(K(x, \dot{x}, T) - U(x, T)\right) dT . \quad (5)$$

Из выражения (5) можно сделать вывод, что действие есть энергия, которая затрачивается системой за некий отрезок времени, необходимый для совершения определенного перемещения. Мощность является производной действия. (Производная энергии по времени – мгновенная мощность).

Действие технологической системы для операций формообразования поверхности можно описать обобщенной формулой:

$$D = \int_{T_н}^{T_к} P l dT , \quad (6)$$

где P – сила резания, которая затрачивается на формообразование поверхности;

l – длина обрабатываемой поверхности;

$T_н$, $T_к$ – время начала и окончания обработки.

Усилие резания и длина обрабатываемой поверхности при формообразовании являются скалярными величинами, поэтому выражение (6) можно записать следующим образом:

$$D = A\Delta T , \quad (7)$$

где A – работа формообразования поверхности;

ΔT – интервал времени, в котором выполняется формообразование поверхности.

При установившемся режиме обработки работу формообразования можно представить в виде

$$A = NT , \quad (8)$$

где N – мощность, затрачиваемая на формообразование поверхности

T – время обработки (формообразования) поверхности.

Интервал времени, в котором выполняется формообразование поверхности, будем рассматривать как время формообразования (основное время обработки).

Подставим выражение для работы формообразования (8) в выражение действия технологической (7). В результате выражение для действия технологической системы выглядит следующим образом:

$$D = NT\Delta T = NT^2 . \quad (9)$$

Анализ данного выражения показывает, что действие технологической системы будет минимальным в следующих случаях: мощность резания и время формообразования стремятся к минимуму ($N \rightarrow \min$, $T \rightarrow \min$); мощность резания стремится к максимуму, а время формообразования – к минимуму ($N \rightarrow \max$, $T \rightarrow \min$).

Если представить мощность резания в виде зависимости от режимов резания (скорости резания, подачи и глубины резания), то выражение (9) приводиться к целевой функции $D \rightarrow \min$, содержащей в качестве аргументов управляемые технологические факторы.

Представим действие технологической системы D как целевую функцию. Для этого воспользуемся широко применяемыми методиками определения мощности резания и времени формообразования.

Мощность резания при формообразовании поверхностей лезвийным инструментом зависит от тангенциальной составляющей силы резания и скорости резания:

$$N = \frac{P_z v}{1020 \cdot 60} , \quad (10)$$

где P_z – тангенциальная составляющая силы резания;

v – скорость резания;

C_1 – постоянная (константа).

В выражении (9) учитывается время, которое затрачивается на процесс образования новой поверхности с заданными параметрами качества. Время формообразования, или основное (машинное) время для любого процесса механической обработки рассчитывают следующим образом [6]:

$$T_o = \frac{L}{ns} i , \quad (11)$$

где L – длина обрабатываемой поверхности с учетом величины врезания и перебега;

i – количество проходов;

n – частота вращения шпинделя.

Подставляя в выражение действия механической системы (9 формулы мощности резания (10) и основного времени (11), которые учитывают управляемые параметры формообразования и выполнив преобразования, получим целевую функцию в следующем виде:

$$D = C_4 t^{x-2} s^{y-2} v^{n-1} K_p K_{обр} , \quad (12)$$

где C_4 – постоянная;

$K_{обр}$ – коэффициент учитывающий параметры обработки (диаметр, длину и глубину резания).

Выражение (12) имеет общий вид для обработки деталей машин из различных материалов на токарном оборудовании.

Используя полученное выражение действия технологической системы в виде целевой функции, можно выполнить оптимизацию параметров режимов резания. Причем при оптимизации режимов резания необходимо стремиться к минимальному действию.

2. Экспериментальная часть

Полученное выражение (12) описывает зависимость действия технологического процесса от режимов резания. Математическое моделирование позволило отметить, что на действие оказывают наибольшее влияние параметр подачи и скорости резания.

Для подтверждения теоретических исследований проведено ряд экспериментов. Эксперименты выполнялись для исследования токарной обработки (черновой и чистовой этапы). Исследуемый материал сталь 45 (диаметр 50 мм, длина резания 100 мм), режущий инструмент – токарный проходной резец с пластинкой из твердого сплава Т15К6. Оборудование токарно-винторезный станок 16К20. Потребляемая станком электрическая мощность измерялась сертифицированным прибором (датчик мощности), который присоединялся к клеммам электродвигателя приводов главного движения.

При исследовании процессов резания многие зависимости традиционно представляют уравнениями степенного вида. Сделаем предположение о том, что зависимость действия технологической системы от исследуемых факторов (глубины резания, подачи и скорости резания) можно представить уравнением регрессии степенного вида

$$D = cs^{\alpha}t^{\beta}v^{\gamma}, \qquad (13)$$

где c – постоянный коэффициент;

α, β, γ – показатели степени.

Уравнение (11) после логарифмирования получит вид

$$\ln D = \ln c + \alpha \ln s + \beta \ln t + \gamma \ln v. \qquad (14)$$

Результаты эксперимента выражаются в полиномом виде [1, 5].

Справедливость зависимости действия технологической системы от режимов резания можно установить проверкой адекватности линейной части полинома. Для определения коэффициентов уравнения проведен факторный эксперимент типа 2^3. По каждой точке выполнялось три повторения. Для каждого этапа обработки был определен интервал варьирования: черновой этап – скорость резания от 62,8 до 98,9 м/мин, подача от 0,195 до 0,61 мм/об, глубина резания от 3 до 5 мм; чистовой этап – скорость резания от 127,95 до 157 м/мин, подача от 0,084 до 0,3 мм/об, глубина резания от 0,25 до 1 мм. Принятые интервалы варьирования поддерживаются технологическим оборудованием.

Поскольку во всех точках эксперимента имеется одинаковое число повторений опыта, для проверки однородности дисперсии воспользовались критерием Кохрена. Критерий Кохрена подтвердил гипотезу об однородности дисперсии, как для чернового, так и чистового этапов обработки. Доверительный интервал найден с использованием табличного критерия Стьюдента. После исключения незначимых коэффициентов из уравнения получили

$$y = 0{,}98 - 0{,}61x_1 + 0{,}69x_2 - 0{,}23x_3, \qquad (15)$$

$$y = 0{,}94 - 0{,}69x_1 + 0{,}591x_2 - 0{,}24x_3. \qquad (16)$$

Уравнение (15) описывает черновую обработку, а (16) – чистовую. Адекватность уравнений проведена по F-критерию. Так как линейная модель адекватна, следовательно, зависимость действия технологической системы от исследуемых факторов процесса токарной обработки можно представить с достаточной точностью уравнением (13).

Выполнив преобразования находим зависимость действия технологической системы от исследуемых факторов при токарной обработки:

$$D = 6{,}2s^{-1{,}07}t^{0{,}84}v^{-1{,}02}, \qquad (17)$$

$$D = 6{,}4s^{-1{,}08}t^{0{,}85}v^{-1{,}04}. \qquad (18)$$

Экспериментальные зависимости близки друг к другу, так как этапы обработки отличаются только интервалами варьирования.

На основе полученных экспериментальных выражений выполнено математическое моделирование зависимости действия технологической системы от подачи, глубины и скорости резания для рассмотренных этапов обработки. Анализ графических зависимостей (рис. 1–3) показывает, что увеличение продольной подачи на этапах обработки наружных цилиндрических поверхностей приводит к уменьшению действия технологической системы в 1,5–3 раза (на 30–70 %) в зависимости от этапа обработки и используемого режущего инструмента.

Увеличение глубины резания на этапах обработки наружных цилиндрических поверхностей приводит к возрастанию действия в 2–3 раза (на 50–70 %) в зависимости от этапа обработки. Такое существенное возрастания действия при изменении глубины резания в первую очередь связано с изменением мощности резания. Изменение глубины резания не приводит к изменению времени обработки.

Увеличение скорости резания на черновом и чистовом этапах обработки приводит к уменьшению действия в 1,2 раза (на 15 %).Сопоставление экспериментальных и теоретических данных позволяет сделать вывод о линейной зависимости действия технологической системы от глубины и скорости резания (рис. 1, 2). Можно предположить, что линейная зависимость действия технологической системы от глубины и скорости резания будет характерна не только для рассмотренных видов обработки, но и для всей лезвийной обработки.

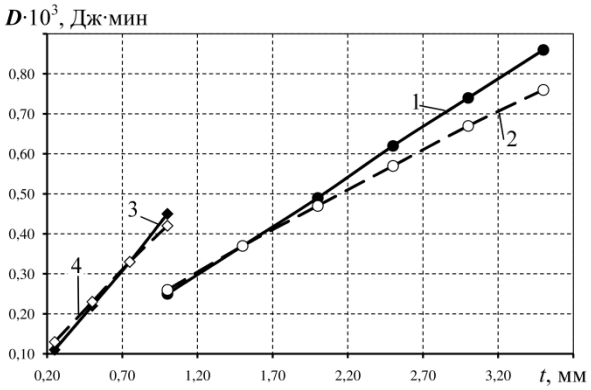


Рис. 1. Зависимость действия технологической системы от глубины резания: 1, 2 – теоретическая и экспериментальная зависимость (черновой этап); 3, 4 – теоретическая и экспериментальная зависимость (чистовой этап)

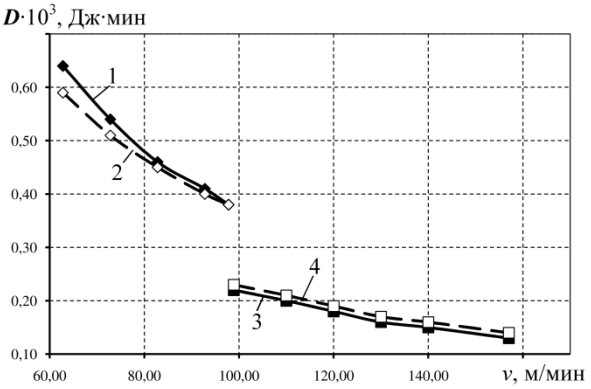


Рис. 2. Зависимость действия технологической системы от скорости резания: 1, 2 – теоретическая и экспериментальная зависимость (черновой этап); 3, 4 – теоретическая и экспериментальная зависимость (чистового этап)

Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных зависимостей действия технологической системы, а также их графический анализ показывают высокую точность экспериментальных зависимостей. Графические зависимости обоих видов размещены довольно близко, что подтверждает адекватность полученных математических моделей для расчета действия технологической системы. Отличие экспериментальных данных от теоретических не превышает пяти процентов.

С целью снижения действия технологической системы обработку наружных цилиндрических поверхностей следует производить с максимально допустимыми скоростями главного движения и подачи.

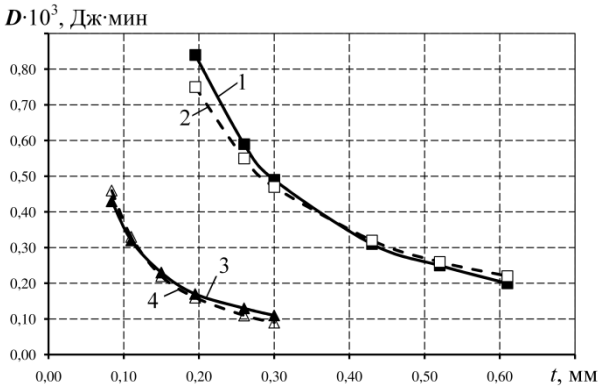


Рис. 3. Зависимость действия технологической системы от подачи: 1, 2 – теоретическая и экспериментальная зависимость чернового этапа; 3, 4 – теоретическая и экспериментальная зависимость (чистовой этап)

Заключение

Экспериментальные и теоретические исследования проводились для стали 45, которая широко используется в общем машиностроении. Ввод в обиход технолога нового критерия действия технологической системы позволяет определить оптимальные режимы резания для обеспечения наименьшей энергоемкости производства, а также связать между собой энергетические и технико-экономические критерии. Данный критерий может в дальнейшем использовать для сравнения и поиска оптимального варианта технологического процесса.

Литература

1. Адлер, Ю.П. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий [Текст] / Ю.П. Адлер, Е.В. Макарова, Ю.В. Грановский. – М.: Наука, 1976. – 279 с

2. Вэньчже, Ян. Применение принципа наименьшего действия при выборе оборудования для переработки отходов минерального сырья [Текст]/ Ян Вэньчже // Вестник машиностроителя. – 2002. – № 9. – С. 79-80.

3. Горелов, А.П. О физических принципах развития [Текст] /А.П. Горелов, Р.Г. Савченко // Вопросы кибернетики / под ред. Б.В. Бирюкова, В.А. Веникова. – М.: Наука, 1977. – Вып. 32. Энергетический подход к исследованию систем. – С. 90-102.

4. Гусарев, В.С. Энергетическая эффективность технологических процессов [Текст] / В.С. Гусарев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2000. - №. 14 – С. 41-44.

5. Зедгинидзе, И.Г. Планирование эксперимента при исследовании многокомпонентных систем [Текст] / И.Г. Зедгинидзе. – М.: Наука, 1976. – 390 с.

6. Маталин, А.А. Точность производительность и экономичность механической обработки [Текст] / А.А. Маталин, В.С. Рысцова. – М.-Л.: Машгиз, 1963. – 352 с.

7. Силин, С.С. Методы подобия при резании металлов [Текст] / С.С. Силин. – М., Машиностроение, 1979. – 152 с.

8. Силин, С.С. Оптимизация операций механической обработки по энергетическим критерия [Текст] / С.С. Силин, А.В. Баранов // Станки и инструменты, 1999. – № 1. – С. 16-17.

9. Старков, В.К. Оптимизация процесса резания по энергетическим критериям [Текст] / В.К. Старков, М.В. Киселев // Вестник машиностроения, 1989. – №4. – С. 41-45.

10. Суслов, А.Г. Научные основы технологии машиностроения[Текст] / А.Г. Суслов, А.М. Дальский. – М.: Машиностроение, 2002. – 684 с.

11. Физические эффекты в машиностроении [Текст]: справ. / В.А. Лукьянец, З.И. Алмазова, Н.П. Бурмистрова и др.; под ред. В.А. Лукьянца. – М.: Машиностроение, 1993. – 224 с.

Поступила в редакцию 13.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В.М. Тонконогий, Одесский национальный политехнический университет, Одесса.

ЕКСПЕРІМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАЛЕЖНОСТІ ДІЇ ТЕХНОЛОГІЧНОЇ СИСТЕМИ ВІД РЕЖИМІВ ФОРМОУТВОРЕННЯ

В.С. Гусарев, Ю.В. Яровий

Запропоновано новий енергетичний критерій дія технології системи, який визначається як робота формоутворення за інтервал часу. Виведено вирази для визначення дії технологічної системи. На основі даних експерименту визначено емпіричні залежності дії технологічної системи від режимів різання (подачі, швидкості різання та глибина різання).Виконано аналіз експериментальних даних для чорнового та чистового етапів обробки зовнішніх циліндричних поверхонь. Виконано порівняння теоретичних та експериментальних даних. Найбільший вплив на дію технологічної системи оказує величина подачі та швидкість різання.

Ключові слова: критерій, дія, технологічна система, обточування, етапи обробки, подача, швидкість різання, глибина різання.

EXPERIMENTAL STUDY OF DEPENDENCE OF TECHNOLOGICAL SYSTEM ACTION OF FORM-BUILDING MODES

V.S. Gusarev, Yu.V. Yuarovoy

New energy criterion of technological system action is proposed, it is defined as the work of form-building at the time interval. The expressioni for technological system action determination are taken out. On the basis of experimental data the empirical dependences of technological system action for cutting modes (feed-motion, cutting speed and cutting depth) are determined. Analysis of experimental data for rough-working and finishing processing of external cylindrical surfaces is carried out. The comparison of theoretical and experimental data is performed. It is shown that feed-motion rate and cutting speed provide the greatest effect on technological system action.

Keywords: criterion, action, technological system, turning, stage of processing, feed-motion, cutting speed, cutting depth.

Гусарев Владимир Сергеевич – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии машиностроения Одесского национального политехнического университета, Одесса, Украина.

Яровой Юрий Валентинович – старший преподаватель кафедры технологии машиностроения Одесского национального политехнического университета, Одесса, Украина, e-mail: yuraodua@ukr.net.

УДК 669.14.44

Н.Е. КАЛИНИНА[1], А.Е. КАЛИНОВСКАЯ[1], В.Т. КАЛИНИН[2]

[1] *Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, Украина*
[2] *Национальная металлургическая академия Украины, Днепропетровск, Украина*

МАТЕРИАЛОВЕДЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ НАНОМОДИФИЦИРОВАНИЯ МНОГОКОМПОНЕНТНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ

В работе приведены результаты экспериментов по наномодифицированию жаропрочного никелевого сплава ЖС3ДК, применяемого для деталей ответственного назначения. Обоснован выбор модификатора для исследуемого сплава; рассмотрена технология получения наномодификатора, рассчитана удельная поверхность наночастиц. Определено оптимальное количество вводимого наномодификатора в расплав. С помощью микрорентгеноспектрального анализа доказана усвояемость модификатора – карбонитрида титана в сплаве. Вследствие наномодифицирования достигнуто значительное измельчение структуры жаропрочного никелевого сплава ЖС3ДК.

Ключевые слова: *жаропрочный сплав, газотурбинный двигатель, наномодификатор, плазмохимический синтез, макроструктура, микрорентгеноспектральный анализ.*

Введение

В современных авиационных газотурбинных двигателях (ГТД) на долю жаропрочных сплавов приходится до 40% массы двигателя и, по прогнозам, это соотношение в ближайшее время сохранится. При этом литейные сплавы занимают ведущее место в номенклатуре жаропрочных сплавов, так как работоспособность всего авиационного двигателя определяется работоспособностью лопаток турбины.

Более высокая жаропрочность литейных сплавов по сравнению с деформируемыми, более высокий коэффициент использования материала (0,6…0,8 вместо 0,1…0,2), снижение трудоемкости при изготовлении охлаждаемых лопаток в 3…4 раза – все это обеспечило широкое применение литейных жаропрочных никелевых сплавов в современных авиационных газотурбинных двигателях.

Условия работы лопаток в ГТД нового поколения становятся все более напряженными в связи с повышением температуры газа на входе в турбину, увеличением скорости полета, ресурса и цикличности работы двигателя. Эти экстремальные условия требуют применения перспективных материалов с принципиально новой структурой и свойствами, отличными от традиционных материалов.

1 Формулирование проблемы

Структура литейных жаропрочных сплавов формируется в процессе кристаллизации, последующая термическая обработка позволяет лишь оптимизировать структуру вторичных фаз. В литейных никелевых сплавах высокой жаропрочности, в которых содержится около 50% упрочняющих фаз, воздействие на структуру методами термической обработки малоэффективно. При этом именно первичная, кристаллизационная структура, прежде всего, определяет свойства сплавов.

Совершенствование технологии литья лопаток с равноосной структурой позволяет стабилизировать теплофизические параметры кристаллизации, получить стабильную структуру отливок и регламентировать литую структуру. Количественными параметрами первичной структуры является число центров кристаллизации и скорость их роста. При литье лопаток с равноосной структурой, вследствие высоких скоростей кристаллизации, регулировать скорость роста дендритных кристаллов сложно. Поэтому необходима разработка технологических процессов, обеспечивающих создание в расплаве дополнительных центров кристаллизации. Такими центрами могут быть частицы тугоплавких металлов и их соединений: карбидов, нитридов, боридов, специально вводимых в расплав либо синтезируемых в расплаве. Эффективным способом воздействия на структуру и свойства литых материалов является модифицирование расплавов. В направлении модифицирования никелевых сплавов имеются работы [1,2], однако в них не рассмотрена технология процесса модифицирования, не обобщены критерии выбора модификаторов применительно к различным сплавам.

При модифицировании никелевых сплавов азотом в расплаве возникают дополнительные центры кристаллизации, способствующие измельчению литой структуры. Недостатком этого способа является накопление в сплаве неметаллических включений, что приводит к браку лопаток.

© Н.Е. Калинина, А.Е. Калиновская, В.Т. Калинин

2. Решение проблемы

Одним из эффективных направлений воздействия на расплавы является модифицирование дисперсными частицами нанометрического диапазона [3]. В дисперсных системах проявляются особенности поверхностного состояния, поскольку доля поверхностных атомов в таких частицах является преобладающей. Дисперсные тугоплавкие наномодификаторы являются центрами кристаллизации, выполняют наследственность структуры сплавов, формирующуюся в литом металле и сохраняющуюся при дальнейших обработках.

В данной работе разработан технологический процесс объемного модифицирования жаропрочных никелевых сплавов нанодисперсными композициями на основе титана размерами до 200 нм. В основе выбора наномодификатора служил принцип П.Д. Данкова о размерном и структурном соответствии вводимых частиц с металлической основой. Именно тугоплавкие частицы карбонитрида титана, имеющие г.ц.к. решетку, с параметрами, близкими к г.ц.к. решетке никеля, являются наиболее эффективными модификаторами. Кроме того, частицы карбонитрида титана не образуют собственных кластеров, а располагаются между кластерами расплава [4].

Исследовали промышленные жаропрочные никелевые сплавы, химический состав которых приведен в табл. 1.

Таблица 1

Химический состав исследуемых никелевых сплавов

Марка сплава	Содержание элементов, % мас.				
	Al	Ti	Cr	Mo	W
ЖС6У-ВИ	5,1-6,0	2,0-2,9	8,0-9,5	1,2-2,4	9,5-11,0
ЖС6К	5,0-6,0	2,5-3,2	9,5-12,0	3,5-4,8	4,5-5,5
ЖС3ДК-ВИ	4,0-4,8	2,5-3,2	11,0-12,5	3,8-4,5	3,8-4,5
Марка сплава	Содержание элементов, % мас.				
	Co	C	Fe	Mn,Si	Ni
ЖС6У-ВИ	9,0-10,5	0,13-0,2	1,0	0,4	Основа
ЖС6К	4,0-5,5	0,13-0,2	2,0	0,4	
ЖС3ДК-ВИ	8,0-10,0	0,09-0,12	≤ 2,0	≤ 0,4	

Модификатором никелевых сплавов выбран нанодисперсный карбонитрид титана Ti(CN) гранулометрического состава 50…200 нм. Модификатор получен методом плазмохимического синтеза (ПХС). Таким способом можно получать многокомпонентные субмикрокристаллические порошки, представляющие собой смеси карбидов и нитридов, нитридов и боридов, нитридов разных элементов и т.д. Исходным сырьем служили микрокристаллические порошки титана, процесс вели в аргоновой атмосфере электродуговой плазмы при температуре порядка 5000 °С. Схема установки ПХС приведена на рис. 1, где 1 – корпус установки, 2 – рукавные фильтры, 3 – реакционная камера, 4 – плазмотрон, 5 – устройство ввода восстанавливаемого продукта в плазменную струю, 6 – труба отжига порошка, 7 – разгрузочное устройство.

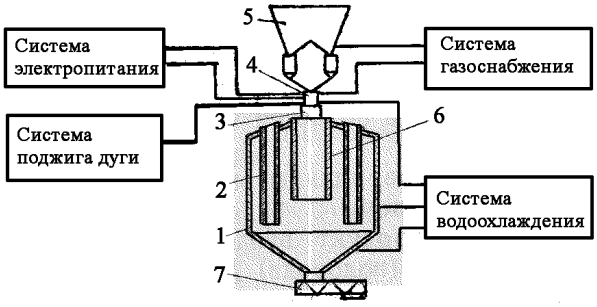


Рис. 1. Схема установки для получения порошков тугоплавких металлов методом плазмохимического синтеза

Конечным продуктом являлись порошки Ti(CN) размерами от 50 до 200 нм. С целью предохранения от окисления и агрегатирования порошки плакировали [5].

Расчет удельной поверхности наночастиц производили, считая, что все частицы имеют одинаковый размер и форму. Если шарообразная частица имеет массу $m=(4\pi/3)R^3\cdot\rho$, а площадь поверхности $S=4\pi R^2$, то удельную поверхность можно определить по формуле (1).

$$S_{уд}=S/m=3/\rho\cdot R, \quad (1),$$

где S – площадь поверхности; m – масса частиц; ρ – плотность частиц; R – радиус частиц.

При среднем размере частиц 200 нм, удельная поверхность частиц составляла от 2,5 до 12,5 $м^2/г$. Химический состав синтезированного Ti(CN) приведен в табл. 2.

Таблица 2

Химический состав синтезированного карбонитрида титана

Формула соединения	Содержание элементов, % мас.				
	C	$C_{своб.}$	N	Ti	$Ti_{своб.}$
Ti(CN)	15-17	0,5-1,0	19-22	60-65	0,5-1,0

Экспериментальные и теоретические исследования показали [4,5], что для достижения в литом металле мелкодисперсной структуры необходимо, чтобы в расплаве было не менее $10^8…10^9$ $шт/см^3$ центров кристаллизации размерами 20…40 нм при

межчастичном расстоянии 10^3 нм, что соответствует 0,01% введенного нанодисперсного Ti(CN) (рис. 2).

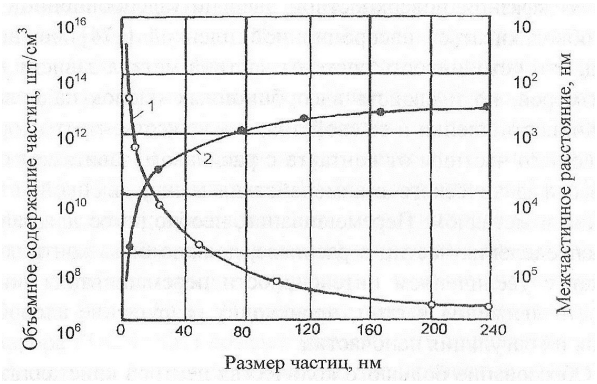


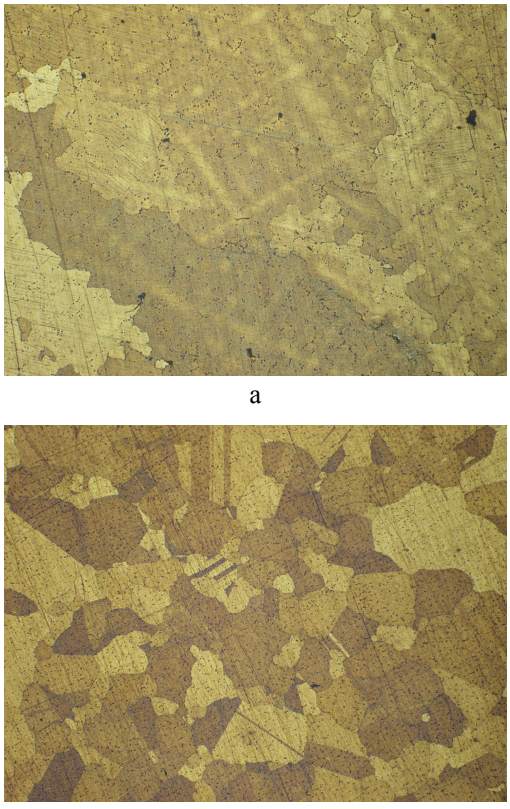
Рис. 2. Влияние размера частиц Ti(CN) на их объемное содержание (1) и межчастичное расстояние (2) в модифицированном сплаве

Термодинамическая устойчивость наночастиц против растворения зависит от размера частиц и межфазной поверхностной энергии, соответственно поверхностного натяжения и краевого угла смачивания. Между этими характеристиками существует оптимальное соотношение, обеспечивающее наибольшую устойчивость границ частицы против растворения.

Применен комплексный таблетированный модификатор состава: нанопорошок Ti(CN); порошок Ti размером 20 мкм; порошок Al размером 40 мкм; дробленный никелевый сплав ЖС3ДК и алюминиевая пудра. С учетом 50%-ного усвоения наномодификатора расплавом, количество модификатора составляло от 0,01 до 0,1% от массы расплава.

Технология модифицирования состояла из: смешивания порошков никелевого сплава и нанопорошков Ti(CN), брикетирования и ввода в расплав в дозированном количестве. Для обеспечения равномерного распределения модификатора проводили механическое перемешивание. Модификатор вводили после расплавления шихты, при температуре 1580 °С, выдержка составляла 1,5…2 мин. Определение химического состава литых проб сплава ЖС3ДК показало хорошую усвояемость модификатора расплавом: содержание титана составляло 3,4% в модифицированном по сравнению с 3,2% в исходном сплаве.

Механизм действия наномодификатора в расплаве заключается в том, что на поверхностях частиц Ti(CN) происходит зарождение первичных кристаллов аустенитной γ-фазы. Наномодификатор диспергирует дендриты первичного аустенита в сплаве ЖС3ДК. Исследование макроструктуры сплава в исходном состоянии показало, что структура сплава крайне неоднородна по сечению: с наружной стороны выявлялись крупные дендриты, имеющие грубые линии скольжения, а с диаметрально противоположной стороны – дендритная структура значительно дисперснее, дендриты имеют большую разветвленность и упорядоченность расположения. Исходные образцы имели неоднородную, крупнокристаллическую структуру с размером зерен от 5 до 8 мм. Модифицированные образцы имели более однородную, мелкозернистую структуру с размером зерен до 1 мм. Таким образом, вследствие наномодифицирования размер зерна уменьшился в 5…8 раз (рис. 3).



а

б

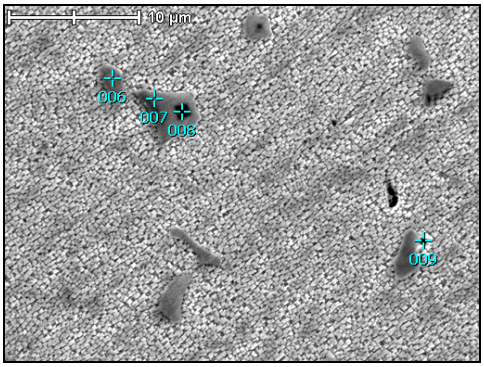
Рис. 3. Макроструктура никелевого сплава ЖС3ДК, х 100. а – до модифицирования, б – после модифицирования

Границы зерен в немодифицированном сплаве ЖС3ДК часто не совпадают с границами соприкасающихся дендритов. Вдоль этих границ, фрагментирующих исходную дендритную структуру в зеренную, происходит распад твердого раствора никеля с образованием интерметаллидных фаз на его основе. Однако преимущественное образование этих фаз наблюдается внутризеренно. Сопоставление при малых микроскопических увеличениях дендритной структуры, выявляющейся после химического травления по разности в цвете осевых (светлых) и периферийных (темных) зон, а также мест расположения твердорастворных выделений интерметаллидных фаз показало преимущественное их образование в междендритных участках.

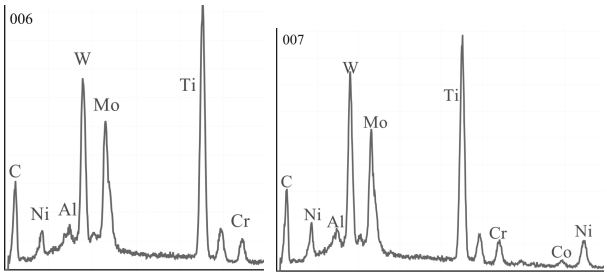
Для подтверждения эффективности действия Ti(CN) как наномодификатора проведен микрорентгеноспектральный анализ образцов сплава ЖС3ДК до и после модифицирования. Распределение содержания легирующих и модифицирующих элементов в структурных составляющих сплава ЖС3ДК определяли на многоцелевом растровом микроскопе JSM-6360LA, оснащенном системой рентгеноспектрального энергодисперсионного микроанализа JED2200.

На рис. 4 – 6 приведены характерные микроструктуры и графики распределение элементов образцов сплава ЖС3ДК до и после модифицирования. Распределения элементов также даны в табл. 3.

В немодифицированном образце (рис. 4) количество титана и углерода соответствует их содержанию в сплаве, содержание азота не обнаружено.



а



б

Рис. 4. Микроструктура немодифицированного сплава ЖС3ДК, х 3500 (а) и графики интенсивности элементов (б)

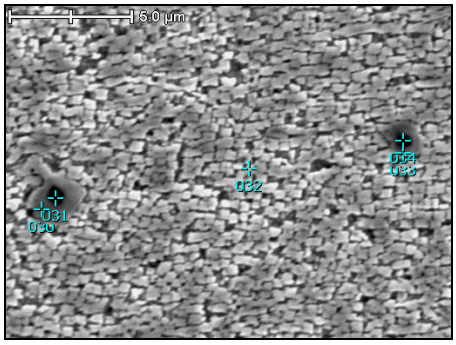
Таблица 3

Химический состав
исследуемых зон никелевого сплава ЖС3ДК

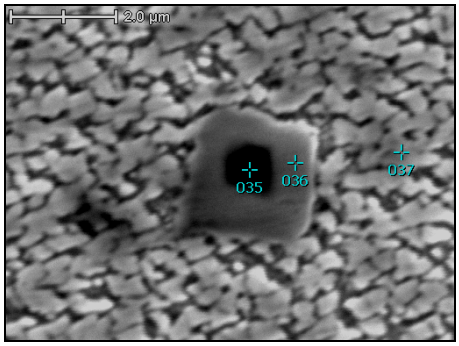
№ точки	C	N	Ti	Ni	Mo	W
031	4,43	0,87	52,52	4,64	14,55	20,28
035	1,56	3,23	73,72	1,98	7,31	10,52
006	5,81	0	37,16	14,36	16,85	17,44
007	6,51	0	34,02	14,53	17,2	19,24

Сравнительный анализ полученных данных показал наличие в модифицированном образце всплеска интенсивностей Ti, C и N, что подтверждает модифицирующий эффект Ti(CN) (рис. 5, 6).

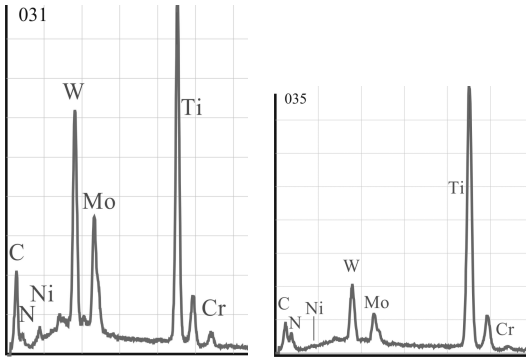
Наличие повышенного содержания титана и углерода и отсутствие азота в некоторых участках структуры свидетельствует, очевидно, о диссоциации частиц Ti(CN)→ TiC+$N_{ат}$. При этом прибор регистрирует только TiC.



а



б



в

Рис. 5. Микроструктура модифицированного никелевого сплава ЖС3ДК, х 7000 (а), х 15000 (б) и графики интенсивности элементов (в)

Микрорентгеноспектральным анализом доказана эффективность наномодифицирования карбонитридом титана никелевого сплава ЖС3ДК.

Выводы

1. На основе классической теории модифицирования, для жаропрочных никелевых сплавов выбран нанодисперсный модификатор – карбонитрид

титана. Ti(CN) получен методом плазмохимического синтеза. Определен гранулометрический состав нанодисперсного Ti(CN) – 50…200 нм, рассчитана удельная поверхность наночастиц.

2. Разработана технология таблетирования комплексного наномодификатора. Определено оптимальное количество вводимого модификатора в расплав: 0,01…0,1% мас.

3. Разработан технологический процесс наномодифицирования сплава ЖС3ДК модификатором, содержащим нанодисперсный Ti(CN), отлито несколько блоков лопаток ГТД до и после модифицирования.

4. Макроструктура сплава после наномодифицирования более однородная и мелкодисперсная. Достигнуто измельчение зерна в 5…8 раз.

5. Методом микрорентгеноспектрального анализа доказана усвояемость наномодификатора расплавом.

Литература

1. Сабуров, В.П. Упрочняющее модифицирование стали и сплавов [Текст] / В.П. Сабуров // Литейное производство. – 1988. – № 9. – С. 34-41.

2. Симс, Ч. Жаропрочные стали и сплавы [Текст]: пер. с англ. / Ч. Симс, В. Хагель. – М.: Металлургия, 1976. – 566 с.

3. Гусев, А.И. Наноматериалы, наноструктуры, нанотехнологии [Текст] / А.И. Гусев. – М.: Физматлит, 2005. – 416 с.

4. Особенности наномодифицирования многокомпонентных никелевых сплавов [Текст] / Н.Е. Калинина, А.Е. Калиновская, В.Т. Калинин, А.С. Дудников // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 7 (94). – С. 23-26.

5. Пат. РФ 2069702, МКИ6С21С 1/00. Модификатор / Калинин В.Т., Шатов В.В., Комляков В.И. – № 93030977; Заявл. 01.03.93. Опубл. 27.11.96. Бюл. № 33. – 8 с.

Поступила в редакцию 29.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой технологии производства Е.А. Джур, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск.

МАТЕРІАЛОЗНАВЧІ АСПЕКТИ НАНОМОДИФІКУВАННЯ БАГАТОКОМПОНЕНТНИХ НІКЕЛЕВИХ СПЛАВІВ

Н.Є. Калініна, А.Є. Калиновська, В.Т. Калінін

У роботі наведені результати експериментів по наномодифікуванню жароміцного нікелевого сплаву ЖС3ДК, що застосовується для деталей відповідального призначення. Обґрунтовано вибір модифікатора для досліджуваного сплаву; розглянута технологія отримання наномодифікатора, розрахована питома поверхня наночасток. Визначена оптимальна кількість введеного наномодифікатора в розплав. За допомогою мікрорентгеноспектрального аналізу доведена засвоюваність модифікатора – карбонитрида титану в сплаві. Внаслідок наномодифікування досягнуто значне подрібнення структури жаростійкого нікелевого сплаву ЖС3ДК.

Ключові слова: жароміцний сплав, газотурбінний двигун, наномодифікатор, плазмохімічний синтез, макроструктура, мікрорентгеноспектральний аналіз.

MATERIAL SCIENCE ASPECTS OF NANOMODIFICATION MULTICOMPONENT NICKEL ALLOYS

N.E. Kalinina, A.E. Kalinovskaia, V.T. Kalinin

The paper presents the results of experiments on the modification of heat-resistant nickel alloy ZhS3DK used for parts for critical applications. The choice of modifier to the alloy, the technology of obtaining a modifier is calculated surface area of the nanoparticles. The optimum amount of the modification to the melt. Using electron microprobe analysis the absorption modifier – titanium carbonitride in the alloy. Due to the nanomodification achieved a significant comminution structure heat-resistant nickel alloy ZhS3DK and improving mechanical properties.

Keywords: heat resistant alloy, turbine engine, nanomodification, plasma chemical synthesis, macrostructure, electron microprobe analysis.

Калинина Наталия Евграфовна – д-р техн. наук, проф., проф. каф. технологии производства Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: kalinina-ne@yandex.ru.

Калиновская Анастасия Евгеньевна – аспирант каф. технологии производства Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина, e-mail: nastasia.kalinovskaia@gmail.com.

Калинин Василий Тимофеевич – д-р техн. наук, проф., проф. каф. литейного производства Национальной металлургической академии Украины, Днепропетровск, Украина, e-mail: vt.kalinin@gmail.com.

УДК 621.452.3

В.Ф. МОЗГОВОЙ, К.Б. БАЛУШОК, И.И. КОТОВ, В.А.ПАНАСЕНКО, М.К. БИРУК

ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина

СТРАТЕГИИ ОБРАБОТКИ ЛОПАТОК МОНОКОЛЁС НА ОБРАБАТЫВАЮЩИХ ЦЕНТРАХ С ЧПУ С ПЕРЕМЕННОЙ 3D-КОРРЕКЦИЕЙ

Рассмотрены вопросы технологической подготовки производства для обработки лопаток моноколёс авиационных двигателей на современных обрабатывающих станках с ЧПУ фрезерной группы. Изложены проблемы обработки и описаны пути достижения требуемой точности и шероховатости поверхностей длинномерных лопаток на основе применения математических методов расчёта и эмпирических закономерностей, положенных в основу применения переменной 3D-коррекциии для гибкой корректировки управляющих программ на основе параметрического прогаммирования. Проведенные исследования на станках с ЧПУ показали высокую эффективность применения данного метода при решении технологических задач по обработке лопаток моноколёс.

Ключевые слова: *моноколесо, лопатка, станок с ЧПУ, вектор нормали, отклонение, жёсткость, упругая деформация, шероховатость, точность обработки.*

Введение

Совершенствование конструкции авиационных двигателей идёт по пути ужесточения рабочих характеристик за счёт усложнения конструкций основных деталей и узлов, применения новых композиционных материалов, способных выдерживать повышенные температурные и динамические нагрузки. Это обуславливает поиск новых методов обработки и решения актуальных технологических задач. Одной из актуальных проблем современного авиадвигателестроения являются вопросы, связанные с проблематикой обработки моноколёс и ЦБК. Одним из самых сложных их компонентов являются лопатки. Лопатки характеризуются как наиболее нагруженные и трудоёмкие в изготовлении детали моноколёс. Точность изготовления, шероховатость поверхностей лопаток, частотные характеристики являются основными критериями оценки качества изделия в целом. Наряду с другими важными требованиями, от этих параметров зависят общие характеристики работы всего двигателя.

Как известно, и это подтверждено многочисленными исследованиями, источниками погрешностей при любой механической обработке, а для высокоскоростной – особенно, является недостаточная жёсткость системы СПИД [1]. При высокоскоростном фрезеровании обеспечиваются необходимые параметры качества обработки, стойкость инструмента и необходимая производительность. В совокупности технологическая система, включающая составляющие - деталь, инструмент, приспособление, станок, не является идеально жёсткой. Кроме того, структурные составляющие – шпиндель станка инструментальная оправка, приспособление привносят свои погрешности [2].

Все эти факторы негативно влияют при обработке лопаток на выполнение конструкторских требований чертежа.

Цель работы. Поиск оптимальных решений по устранению негативного влияния вредных факторов при обработке нежёстких лопаток осевых моноколёс на обрабатывающих центрах с ЧПУ. К рассмотрению предлагается метод применения переменной 3D-коррекции, призванной компенсировать влияние нежёсткой конструкции лопаток, случайных, технологических и др. факторов на точностные характеристики обработанных лопаток моноколёс. Значение коррекции вводится как переменная величина в зависимости от местоположения точки контакта инструмента с деталью по высоте лопатки, что позволило достичь желаемого результата.

Результаты экспериментальных исследований

Конструкция осевых моноколёс ГТД, требуемая точность, геометрические характеристики и необходимая шероховатость лопаток (табл. 1) обусловили поиск принципиально новых методов обработки, а также решения сложных технологических задач. Существенное влияние на трудоёмкость изготовления и методы достижения результатов оказывают физико-механические свойства современных титановых и жаропрочных сплавов, из которых изготовлены моноколёса [3].

© В.Ф. Мозговой, К.Б. Балушок, И.И. Котов, В.А.Панасенко, М.К. Бирук

Таблица 1

Геометрическая характеристика колёса 1-й ступени КНД

Параметры колеса	Колесо 1-й ступени КНД
Высота лопатки, мм	120
Толщина Cmax, мм верхнего сечения нижнего сечения	 2,81 10,35
Хорда Lmax, мм верхнего сечения нижнего сечения	 119,88 116,1
R min, мм входной кромки выходной кромки R max, мм входной кромки выходной кромки	 0,363 0,373 0,78 0,762
Шероховатость, Ra, мкм	$0{,}4\sqrt{\ }$
Отклонение точек профиля, мм	не больше 0,06

На АО ”Мотор Сич” обрабатываются различного класса моноколёса. Получистовая и чистовая обработка лопаток моноколёс выполняется методом высокоскоростного фрезерования на 5-ти координатных станках фирмы HERMLE. Одним из прогрессивных методов чистовой обработки лопаток является спиральный метод прохода конической фрезой вокруг лопатки, обеспечивающий стабильную нагрузку на режущую часть инструмента [2]. Это минимизирует влияние технологических факторов на величину возникающих погрешностей [4].

При данном методе обработки фреза, обкатывая лопатку по снижающейся спирали, касается профиля пера лопатки в точке [3]. Тело фрезы при обкатке в любом положении имеет гарантированный боковой угол относительно поверхности, что обеспечивает точечный контакт. Этот угол назначается технологом-программистом на этапе создания прохода инструмента в CAM-системе, поддерживающей 5-ти координатную стратегию обработки.

Для отработки нового метода был выбран диск моноколеса 1-й ступени КНД изделия АИ-222. Предварительно была построена математическая модель моноколеса (рис. 1).

Колесо характеризуется большим наружным диаметром - Ø700 мм, длинномерными и относительно тонкими лопатками длиной 120 мм с минимальным Cmax по высоте (рис. 2). Колесо выполнено из титанового сплава ВТ6.

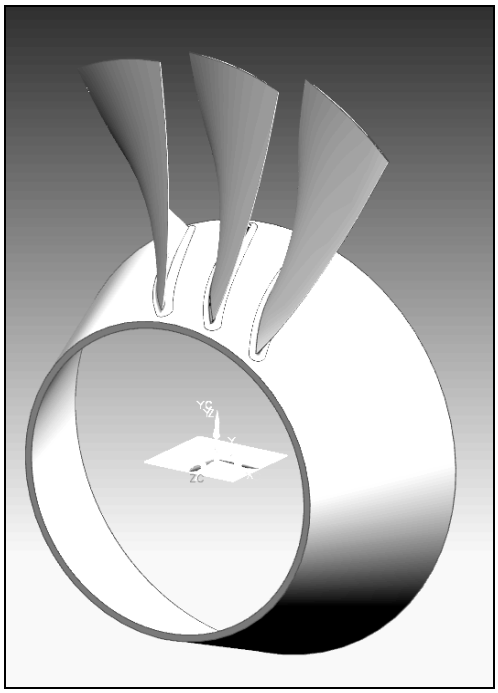


Рис. 1. Фрагмент матмодели осевого колеса 1-й ступени КНД

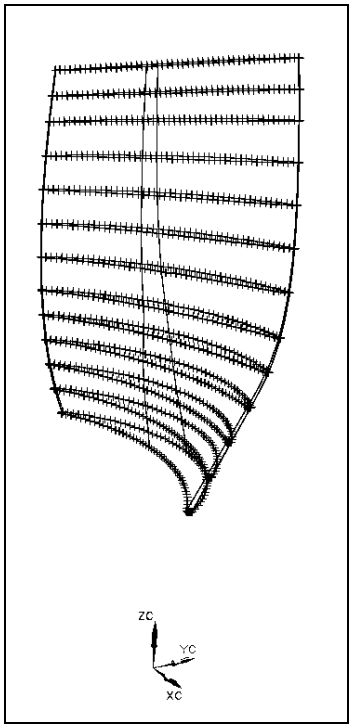


Рис. 2. Профиль сечений колеса 1-й ступени КНД

Первые результаты опробования показали, что для получения стабильного результата при 5-ти координатной обработке лопаток (рис. 3) необходима

3D-коррекция инструмента. Причём, коррекция не должен быть связана с глобальным пересчётом траектории движения инструмента через CAM-систему. И такое решение было найдено.

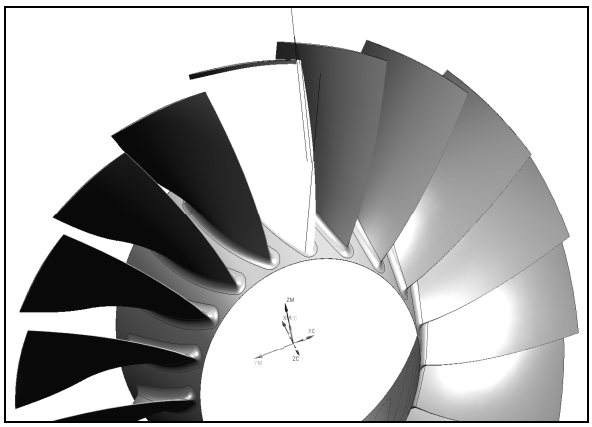


Рис. 3. 5-ти координатная спиральная обработка лопаток моноколеса 1-ой ступени КНД

В результате совместной работы специалистов АО “Мотор Сич” и специалистов ЗАО ГК “Постпроцессор” (г. Москва) была разработана и внедрена методика трёхмерной коррекции, апробированная при высокоскоростной обработке моноколёс и ЦБК на станках фирмы HERMLE. Параллельно был разработан и отлажен постпроцессор на модельный ряд станков HERMLE – C30U, C40U и C50U (рис. 4).

Рис. 4. 5-ти координатный высокоскоростной обрабатывающий центр C50U фирмы HERMLE

В качестве базовой системы расчёта траектории движения инструмента была применена CAD/CAM-система UG-NX8.0. Разработанная автоматизация подготовки управляющих программ под UG-NX8.0 полностью удовлетворяла требованиям технологии и безопасности работы оборудования.

Предложенная стратегия обработки и применение 3D-коррекции инструмента при непрерывном 5-ти координатном движении инструмента позволили выполнить конструкторские требования по шероховатости и точности, предъявляемые к лопаткам. Выполнить 3D-коррекцию в этом случае означало “отодвинуть” или ”придвинуть” фрезу на величину коррекции к обрабатываемой поверхности по вектору нормали в точке контакта инструмента с деталью (рис. 5). В данном случае величина коррекции определялась как ΔR отличия фактического радиуса фрезы от расчётного.

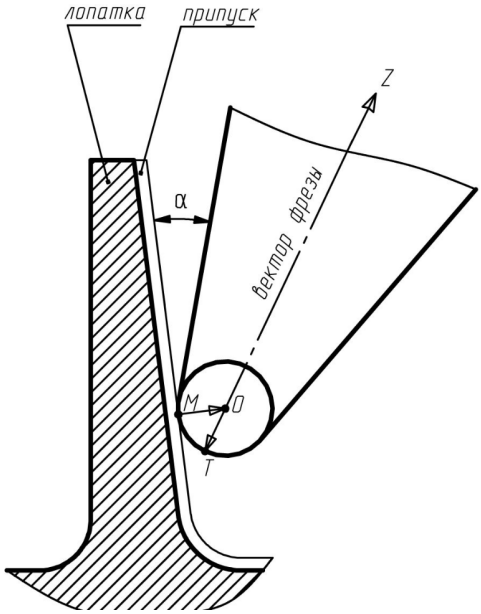


Рис. 5. MO–вектор нормали к поверхности в точке касания; OT – вектор оси инструмента

Производство не стоит на месте, и первые результаты работы в цеху потребовали быстрой корректировки управляющих программ без глобального пересчёта УП. И такое решение снова было найдено. Специалисты предложили не ограничиваться применением коррекции, зависящей от изменения радиуса инструмента, а пошли дальше, предложив вводить коррекцию на “оставляемый припуск” к обрабатываемой поверхности, причём, припуск с положительным или отрицательным знаком. Это значительно расширило возможности управляющей программы, повысило её мобильность.

В общем случае, коррекция суммировалась из двух составляющих – величины желаемого припуска на поверхности лопатки (как отмечалось выше, он может быть как с плюсом, так и с минусом) и величины ”посадки” инструмента - износа радиуса сферы фрезы. Эти величины независимы друг от друга, но могут работать и одновременно, суммируясь друг с другом. Чтобы ”разнести” эти величины в УП им были присвоены имена разных параметров.

При всех равных условиях технологические методы достижения заданных параметров считаем равными. 3D-коррекция при 5-ти координатной обработке методом ”оставляемого припуска” реализуется математическим смещением фрезы в пространстве по нормали к поверхности в точке контакта. При этом, в каждом кадре программы пересчитывается координата управляемой точки (Т) фрезы – вершины (рис. 5). Фреза занимает новое рассчитанное положение относительно обрабатываемой поверхности в соответствии со знаком и величиной коррекции.

Смещение точки будет тем больше, чем больше величина припуска (коррекции) и дельта изменения величины радиуса инструмента (ΔR). Пересчёт новых координат инструмента происходит непосредственно в каждом кадре УП через параметрическое программирование. Здесь особо важное значение приобретает быстродействие УЧПУ станка. Чем выше быстродействие УЧПУ, тем быстрее движется инструмент, и тем соответственно, выше скорость обработки. Самые скоростные промышленные системы управления демонстрируют быстродействие порядка 400 мкс (0,0004с) [4]. Этого достаточно для обеспечения непрерывного и быстрого расчёта кадров программы и подачи их на выполнение.

Однако, при чистовом фрезеровании тонкотелых высоких лопаток моноколёс технологи неожиданно столкнулись с проблемой недопустимых отклонений по высоте лопаток. Эти отклонения были ярко выражены при обработке высоких и нежёстких лопаток. При обмерах выяснилось, что отклонения носят цикличный характер и увеличиваются от прикомлевой зоны к периферии со знаком плюс. Частотная характеристика лопаток находилась в области верхних допустимых пределов и не удовлетворяла требованиям чертежа после ручной полировки лопаток.

Как выяснилось, принцип применения 3D-коррекции в ”чистом” виде не всегда решал задачу достижения конструкторских требований по допустимым отклонениям точек профиля пера лопаток.

Этот принцип при обработке высоких и нежёстких лопаток давал нестабильный результат, и в большинстве случаев, не удовлетворял конструкторским требованиям. На вершине лопаток отмечались отклонения в плюс, а в нижних сечениях – в минус (рис. 6), хотя величина коррекции равномерно “работала” по всей высоте лопатки.

Применение демпфирующей массы в межлопаточном пространстве моноколес не решал вопрос стабильности получаемых отклонений точек профиля, хотя, всё же играл некоторую положительную роль для повышения общей жёсткости лопаток при фрезеровании.

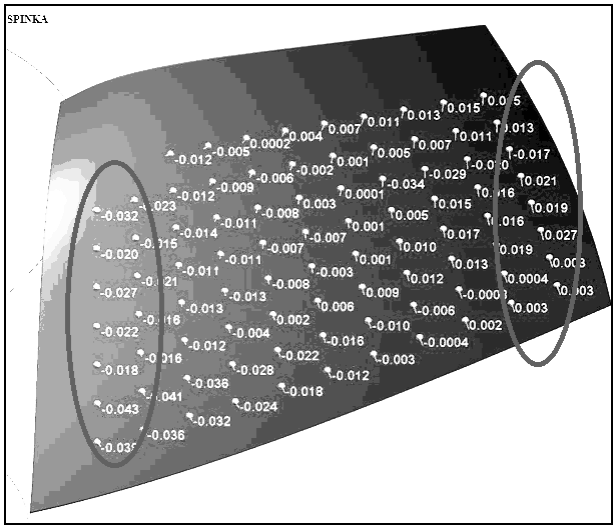


Рис. 6. Отклонения точек профиля сечений (корыта) лопатки колеса 1-й ступени КНД

Исследованиями установлено, что отрицательно действующие технологические факторы являются причиной возникновения погрешностей и недопустимых отклонений при обработке лопаток [3]. Однако, существовала и ещё одна причина получаемых отклонений. Она заключалась в физико-механических свойствах обрабатываемого материала и конструкции моноколеса.

Выполненные замеры точек профиля пера лопатки должны были дать одинаковые отклонения по всему профилю. Однако, на периферии лопатки величина припуска оказывалась больше, а к основанию, возле радиуса, сопряжения поверхности лопатки со ступицей, припуск уменьшался тем сильнее, чем выше была высота лопатки. Получался, как бы, обратный конус на лопатке. Возникла необходимость в решении технологической задачи, и в первую очередь, необходимо было найти метод компенсации возникающих отклонений.

Специалисты предположили, что причиной отклонений точек профиля на периферии лопаток является упругая деформация лопаток, возникающая от действующих сил резания на нежёсткую конструкцию лопатки. Возникал консольный упругий изгиб лопатки.

Стало очевидно, что при обработке нежёстких и высоких лопаток необходим новый принцип применения переменной или “адресной” коррекции инструмента, величина которого зависила бы от положения точки контакта инструмента с деталью по высоте лопатки.

Метод реализации идеи пришёл не сразу. Ведь давно известно, что создание управляющих программ 5-ти координатной обработки немыслимо без правильно построенной математической модели, если речь идет о сложной криволинейной поверхно-

сти. Один из вариантов получения переменного припуска вытекает из предыдущей фразы – сделать модель лопатки постепенно расширяющуюся или сужающуюся в каждом сечении относительно номинала.

Однако, такая концепция громоздка и не давала нужного эффекта по следующим причинам:

- создать такую технологическую модель не так просто – требуется высококвалифицированный специалист;
- если выбранные “добавки” к припуску выбраны неудачно – модель потребуется перестраивать, а это дополнительная потеря времени;
- при создании модели высока вероятность ошибки;
- технолог-программист должен фактически перемоделировать конструкторскую модель лопатки, что меняет авторство и смещает акцент ответственности за конструкцию лопатки.

Специалисты отдела программных станков АО “Мотор Сич” пошли другим путем. Отправной точкой для реализации применения переменного припуска являлась существующая управляющая программа с 3D-коррекцией. Специальными независимым программным обеспечением программа преобразовывается в параметрический вид, который позволяет:

1. Вводить компенсирующие добавки к заданному припуску прямо на станке руками оператора.
2. При наличии на станке измерительных щупов проводить замеры, и сразу же проверять правильность обработки.
3. При неудачно подобранных величинах коррекции, не отходя от станка, быстро менять их, и снова запустить обработку.

Суть метода заключается в следующем. Если обычная 3D-коррекция позволяет задать равномерный по всей поверхности обрабатываемой детали дополнительный припуск (как с плюсом, так и с минусом), то переменная коррекция даёт возможность изменять его по ходу движения фрезы вдоль высоты лопатки, автоматически изменяя величину коррекции на каждом витке фрезы. Изменение величины коррекции по высоте лопатки происходит по линейному закону между граничными значениями вводимой коррекции вверху и внизу лопатки, заданной через параметрическое программирование.

Применение переменной коррекции, как показала практика, наиболее целесообразно при спиральной обработке высоких лопаток. Это даёт возможность компенсировать отклонения точек профиля, вызванные упругой деформацией верхней части лопаток.

Применение переменной коррекции или, иными словами, “адресного” припуска, позволило добиться равномерного отклонения точек профиля по высоте лопатки. Для этого на первом витке спирали задается необходимая отрицательная добавка к припуску, а на последнем – положительная. Между ними величина припуска постепенно изменяется от витка к витку по линейному закону (рис. 7).

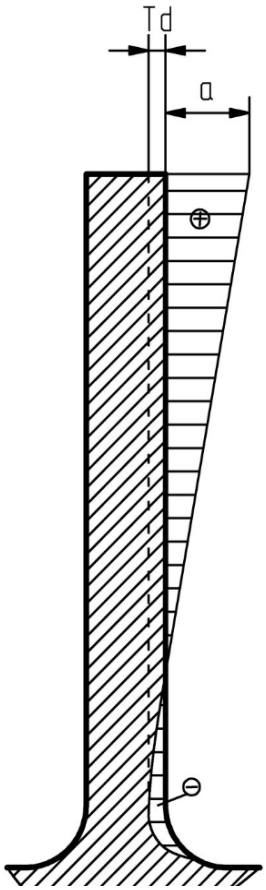


Рис. 7. Отклонения точек профиля пера по высоте лопатки

Такой подход при правильном назначении величины граничной коррекции (рис. 8) полностью компенсировал механические погрешности обработки (затягивание фрезы в области комля и упругую деформацию лопатки на периферии).

Методика переменной коррекции применима для любого пятикоординатного станка со стойкой SINUMERIK-840D при условии, что исходная управляющая программа создана с применением 3D-коррекции.

Обрабатываемыми деталями могут быть как моноколеса, так и одиночные лопатки.

Переменный припуск активно используется отделом программных станков АО «Мотор Сич» на станках HERMLE при обработке моноколес и одиночных лопаток.

Полученные результаты применения переменной 3D-коррекции приведены на рис. 9 и в табл. 2.

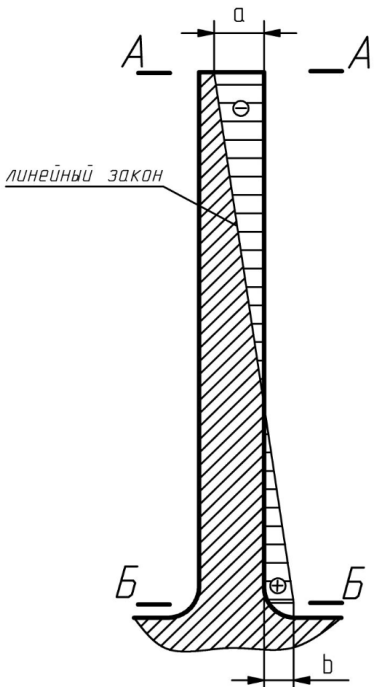


Рис. 8. Определение коррекции ”a” в сечении А-А и коррекции ”b” в сечении Б-Б лопатки

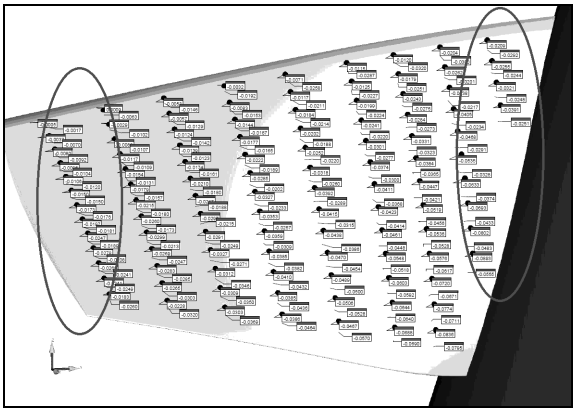


Рис. 9. Отклонения точек профиля сечений лопатки после применения переменной 3D-коррекции

Таблица 2

Отклонения точек профиля пера лопатки после применения переменной 3D коррекции

Сечение	Лопатка №1	Лопатка №5
	Отклонение ПП, мм	Отклонение ПП, мм
А10-А10	-0,026…-0,008	-0,021…-0,007
А9-А9	-0,032…-0,006	-0,024…-0,006
А8-А8	-0,037…-0,006	-0,028…-0,007
А7-А7	-0,046…-0,008	-0,036…-0,006
А6-А6	-0,057…-0,007	-0,047…-0,007
А5-А5	-0,069…-0,010	-0,059…-0,012
А4-А4	-0,084…-0,012	-0,075…-0,012
А3-А3	-0,089…-0,020	-0,069…-0,017
А2-А2	-0,039…-0,021	-0,034…-0,018

Исходные управляющие программы получены в системе UNIGRAPHICS NX7.5 и NX8. УП выводятся через внутренний постпроцессор. При создании траектории движения инструмента используется стратегия обработки лопатки непрерывной спиралью разработанная ЗАО ГК “Постпроцессор”.

Добавки к припуску на верхнем и нижнем витках спирали инструмента вводятся оператором прямо на станке через параметры. Программы замера предварительно проводятся датчиками RENISHAW непосредственно на станке, что облегчает подбор параметров корректировки.

Средства для преобразования УП с 3D-коррекцией в параметрический вид с переменным припуском – вполне независимы. Им не требуется никакая дополнительная система. Они работают только с управляющей программой, где используется 3D-коррекция.

Заключение

Применение в производстве новых методов расчёта управляющих программ позволило выполнять обработку деталей со сложной пространственной коррекцией инструмента для сокращения сроков внедрения программ и получения при этом конструкторских требований чертежа. Положительный эффект внедрения прогрессивных методов позволил поднять на качественно новый уровень производство таких сложных деталей авиационных двигателей как осевые моноколёса.

Литература

1. Особенности обработки деталей авиационных ГТД на станках с ЧПУ [Текст] / В.А. Панасенко, С.А. Петров, С.В. Мозговой, Г.В. Карась // Вестник двигателестроения. – 2005. – №1. – С. 138-144.

2. Технологическое обеспечение эксплуатационных характеристик деталей ГТД. Лопатки компрессора и вентилятора, часть 1 [Текст]: моногр. / Ф.М. Муравченко, П.Д. Жеманюк и др. – Запорожье: Изд-во. АО “Мотор Сич”, 2003. – 396 с.

3. Повышение эффективности процесса ВСФ центробежных колёс за счёт оптимизации режимов резания и использования высокопроизводительных методов обработки [Текст] / Э.В. Кондратюк, Г.В. Пухальская, В.Г. Жарик, Т.А. Панченко, С.В. Критчин // Вестник двигателестроения. – 2012. – № 1. – С. 103-113.

4. Повышение эффективности высокоскоростного фрезерования центробежных колёс [Текст] / Ю.В. Грачёв, Г.В. Пухальская, С.В. Критчин, Т.А. Панченко // Вестник двигателестроения. – 2011. – № 1. – С. 95-100.

Поступила в редакцию 03.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. А.Я. Качан, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина.

СТРАТЕГІІ ОБРОБКИ ЛОПАТОК МОНОКОЛЕС НА ОБРОБЛЮВАННИХ ЦЕНТРАХ З ЧПК З МІНЛИВОЮ 3D-КОРЕКТУРОЮ

В.Ф. Мозговой, К.Б. Балушок, В.О. Панасенко, І.І. Котов, М.К. Бірук

Надана методика застосування стратегіі високошвидкоі обробки лопаток моноколес на 5-ти координатних оброблюванних центрахз ЧПК з застосуванням мінливоі 3D-коректурою. Встановлено, що дана корректура може компенсувати пружні, силові та невраховані похилки викликающі недопустимі відхилення точок профіля лопаток. При цьому, величина ввода коректури визначається містоположенням точки контакта інструмента по висоте лопатки. Даний метод показав ефективність застосування мінливоі компенсациі та дозволив виконувати фрезерування з раніш визначенною точністю.

Ключові слова: моноколесо, лопатка, верстат з ЧПУ, вектор нормалі, відхилення, упруга деформація, шорсткість, точність обробки.

STRATEGY OF PROCESSING OF BLADES MONOWHELS ON THE PROCESSING CENTRES CNC WITH VARIABLE 3D-CORRECTION

V.F. Mozgovoj, K.B. Baluchok, V.A. Panasenko, I.I. Kotov, M.K. Biruk

The technique of application of strategy of high-speed processing of shovels monowheels on 5-axis the processing centres with CNC with application by variable 3D-correction is presented. It is established that the given correction can compensate the elastic, power and not considered errors causing inadmissible deviations of points a profile of shovels. Thus, the size of input of correction is defined by an arrangement of a point contact the tool on shovel height. The given method has shown efficiency indemnification errors at processing and has allowed to carry out milling with in advance certain size of correction.

Key words: monowheel, blade, the mashin with CNC, normal vector, deviation, rigidity, elastic deformation, rougness, accuracy of processing.

Мозговой Владимир Фёдорович – канд. техн. наук, главный технолог АО “Мотор Сич”, Запорожье, Украина, e-mail: ugt@motorsich.com.

Балушок Константин Брониславович – канд. техн. наук, зам. главного технолога АО “Мотор Сич”, Запорожье, Украина, e-mail: ugt@motorsich.com.

Панасенко Валерий Александрович – начальник отдела УГТ АО “Мотор Сич”, Запорожье, Украина, e-mail:ugt@motorsich.com.

Котов Игорь Иванович – ведущий инженер-программист отдела программных станков УГТ АО “Мотор Сич”, Запорожье, Украина, e-mail: ugt@motorsich.com.

Бирук Михаил Карпович – инж.-программист УГТ АО “Мотор Сич”, Запорожье, Украина, e-mail: bvc.ugt@motorsich.com.

УДК 629.735.33.02.002:621.785

Т.П. НАБОКИНА, А.В. ГАЙДАЧУК, А.М. ГРУШЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

СКОРОСТЬ РЕЗКИ РАЗУПРОЧНЕНИЕМ СВЕРХЗВУКОВЫМИ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫМИ ГАЗОВЫМИ СТРУЯМИ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Рассмотрено влияние основных геометрических и режимных параметров жидкостных ракетных двигателей малых тяг на скорость резки материалов на основе алюминиевых сплавов сверхзвуковыми высокотемпературными газовыми струями (СВГС) продуктов сгорания. Приведены результаты зависимости скорости резки разупрочнением материалов на основе алюминиевых сплавов в виде эмпирической зависимости толщины разрезаемого материала, геометрических, энергетических параметров газоструйного генератора, характерного времени реализации элементарного процесса резки разупрочнением «пробоя» и выполнена оценка полученных результатов.

***Ключевые слова**: высокотемпературные струи продуктов сгорания, разупрочнение, пробой, разрушение металла, утилизация авиационной техники.*

Введение

На базе ракетных двигателей малой тяги, которые генерируют сверхзвуковые высокотемпературные потоки, в последнее время создан ряд устройств, позволяющих использовать энергию струи продуктов сгорания в различных технологических процессах, в том числе и для фрагментации материалов термогазодинамическим методом. Исследование и эксплуатация подобных устройств учеными Московского государственного технического университета им. Н. Э. Баумана, Самарского государственного аэрокосмического университета им. С.П. Королева и другими исследователями подтверждает востребованность использования такой технологии [1]. Резка материалов сверхзвуковыми высокотемпературными газовыми струями продуктов сгорания является одним из потенциально возможных методов утилизационной фрагментации планеров самолетов, в конструкциях которых использованы материалы на основе алюминиевых сплавов с толщинами, находящимися в диапазоне $b = (1{,}5 \ldots 6)\ 10^{-3}$ м.

Авторами была установлена и доказана возможность перфорирования («пробоя») элементов конструкций самолетов с помощью СВГС без доведения материала в зоне действия струи до температуры плавления [2]. Это стало основой создания нового метода утилизационной фрагментации летательных аппаратов (ЛА) – резки разупрочнением. Эффективность и перспективность нового метода обусловила необходимость проведения дополнительных теоретических и экспериментальных исследований для определения его основных технологических параметров на основе ранее полученных эмпирических зависимостей для элементарной составляющей этого процесса – «пробоя».

1. Формулирование проблемы

Исследование закономерностей резки материалов плавлением трансзвуковыми струями продуктов сгорания на основании результатов экспериментального изучения ее элементарной составляющей - «прожига» [3], позволили исследователям Самарского государственного аэрокосмического университета им. С. П. Королева предложить эмпирическую зависимость для определения линейной скорости резки материалов данным методом

$$V_p = \frac{(b + d_{kp})}{\tau_{np}}, \quad \left[\frac{м}{с}\right], \qquad (1)$$

где b – толщина разрезаемого материала, м;

$d_{кр}$ – минимальный (критический) диаметр сверхзвукового сечения сопла, м;

$\tau_{пр}$ – время реализации элементарного процесса резки «прожига» материала, с.

Зависимость имеет очевидную физическую обусловленность при рассмотрении геометрических и энергетических аспектов формирования зоны реза и поэтому универсальна и может быть применена и для случая термогазодинамической резки разупрочнением.

По аналогии с самарскими учеными, для определения скорости резки материалов разупрочнением СВГС, авторами была предложена зависимость

© Т.П. Набокина, А.В. Гайдачук, А.М. Грушенко

$$V_{рр} = \frac{(b + d_{кр})}{\tau_{проб}} K_{рр}, \quad \left[\frac{м}{с}\right], \qquad (2)$$

где $\tau_{проб}$ – время реализации элементарного процесса резки «пробоя» материала, м;

$K_{рр}$ – эмпирический коэффициент, учитывающий особенности резки разупрочнением.

Для определения коэффициента $K_{рр}$ и, таким образом, получения обобщенной зависимости $V_{рр}$ от значений b, $d_{кр}$, $\tau_{проб}$, необходимо проведение дополнительных экспериментальных исследований с целью определения влияния параметров термогазоструйного резака на линейную скорость разупрочнения.

Получение эмпирической зависимости (2) в конечном виде позволит установить экономическую целесообразность применения резки разупрочнением для утилизации объектов аэрокосмической техники (АКТ).

2. Решение проблемы

При исследовании процессов разделительной резки обшивок ЛА из алюминиевых сплавов сверхзвуковыми высокотемпературными струями, в диапазоне толщин $b = (1{,}5 \ldots 6)\ 10^{-3}$ м, была получена зависимость времени «пробоя» от размерного термогазодинамического параметра $\dot{m}_T \cdot P_K$ (рис. 1), где $\dot{m}_T$ и P_K – основные характеристики газогенератора: массовый расход продуктов сгорания $\frac{кг}{с}$ и давление в камере сгорания Па соответственно [1].

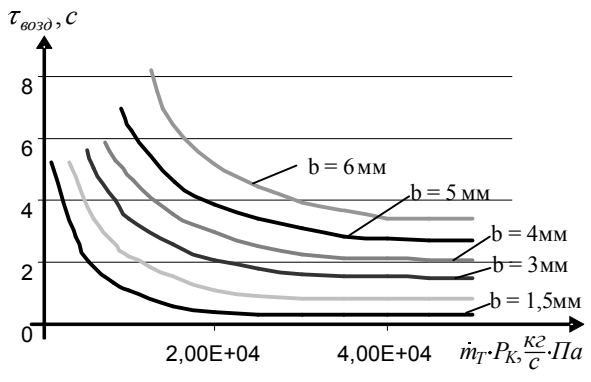


Рис. 1. Зависимость времени воздействия СВГС на материал до возникновения «пробоя» от термогазодинамического параметра для толщин b = (1,5 – 6) мм

Очевидно, что одинаковое время «пробоя» может быть получено термогазоструйными резаками с различными комбинациями значений $\dot{m}_T$ и P_K, при постоянном произведении $\dot{m}_T \cdot P_K$. В соответствии с соотношением (2), варьирование параметрами $\dot{m}_T$ и P_K, в рамках $\dot{m}_T \cdot P_K = \text{const}$, оказывает влияние на величину скорости резки $V_{рр}$ (сказывается изменение $d_{кр}$). Следовательно можно сделать вывод о том, что скорость резки зависит не только от значений b, $d_{кр}$ и $\tau_{пр}$, но и от величины давления в камере сгорания P_K.

В связи с этим, зависимость (2) принимает вид

$$V_{рр} = \frac{(b + d_{кр})}{\tau_{проб}} K_{рр}(P_K; b), \quad \left[\frac{м}{с}\right], \qquad (3)$$

а дополнительные экспериментальные исследования, фактически, сводятся к получению зависимости $K_{рр}$ от P_K и b.

Алгоритм экспериментальных исследований заключался в следующем: экспериментально определялась скорость резки для материалов толщиной b с помощью резаков с различными значениями $d_{кр}$; при этом режим работы резака для данного значения b выбирался из зоны гарантированного «пробоя», таким образом, обеспечивалась реализация резки разупрочнением (параметры $\dot{m}_T$ и P_K в этом случае известны, рис. 1).

На рис. 2 представлены результаты таких экспериментальных исследований после их статистической обработки. Полученные результаты свидетельствуют о том, что при резке разупрочнением скорость $V_{рр}$ в исследуемом диапазоне толщин существенно зависит от давления в камере сгорания резака.

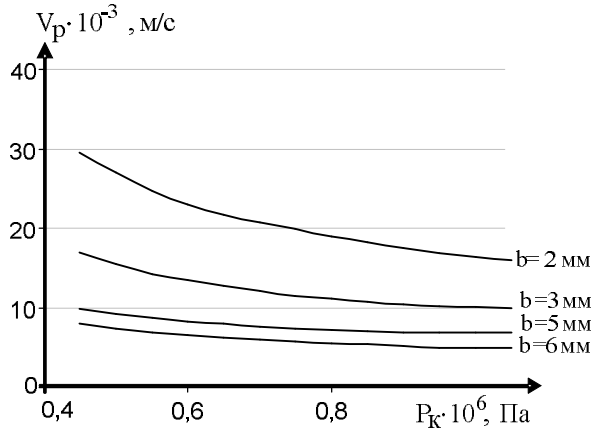


Рис. 2. Зависимость скорости резки материала разупрочнением от давления в камере сгорания

Обработка приведенных экспериментальных зависимостей с помощью соотношения (2) и с учетом известных для каждой точки экспериментальных кривых расчетных значений $d_{кр}$ и $\tau_{проб}$ (рис. 1)

позволяет получить зависимость $K_{рр}= f(P_K ;b)$, которая приведена на рис. 3.

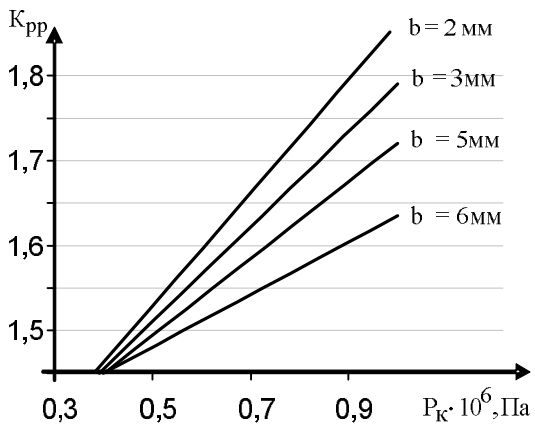


Рис. 3. Зависимость коэффициента $K_{рр}$ от давления в камере сгорания и от толщины материала

Линейная зависимость $K_{рр}$ от значений b и P_K после соответствующих преобразований примет вид

$$K_{рр} = 1{,}008 \cdot b^{-0.511} \cdot P_K + 1{,}232 . \qquad (3)$$

Тогда выражение (2) преобразуется соответственно в следующее:

$$V_{рр} = \frac{(b + d_{кр})}{\tau_{проб}} (1{,}008 \cdot b^{-0{,}511} \cdot P_K + 1{,}232), \quad \left[\frac{м}{с}\right]. \qquad (4)$$

Полученная зависимость справедлива при реализации резки разупрочнением в диапазоне толщин материалов на основе алюминиевых сплавов $b = (1{,}5\ldots6)\cdot10^{-3}$ м и давлений $P_K = (0{,}3\ldots1{,}3)$ МПа.

Значение параметра $\tau_{проб}$ определяется с помощью номограмм, которые получены по результатам экспериментальных исследований (рис. 4).

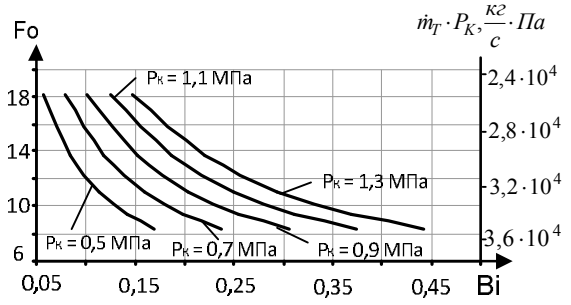


Рис. 4. Номограммы, характеризующие зону реализации явления «пробоя»: Fo – критерий Фурье; Bi – критерий Био; $\dot{m}_T \cdot P_K$ термогазодинамический параметр термогазоструйного резака [4]

Критерий Bi определяется по эмпирической зависимости

$$Bi = 0{,}566 \cdot 10^{-4} P_K \cdot b . \qquad (5)$$

По номограммам (рис. 4) определяется значение критерия Fo. Время «пробоя» вычисляется по формуле

$$\tau_{проб} = \frac{Fo \cdot b^2}{8{,}16 \cdot 10^{-5}} , \text{ с.} \qquad (6)$$

Проанализируем выражение (3).

Первое слагаемое, очевидно, характеризует влияние силового (динамического) воздействия струи, так как зависит от величины давления в камере сгорания термогазоструйной установки.

Второе слагаемое постоянно для всего диапазона исследуемых параметров и характеризует, по всей видимости, влияние волновой структуры сверхзвуковой высокотемпературной газовой струи продуктов сгорания на материал. Подобно генератору Гартмана [5], когда СВГС продуктов сгорания, действующая на преграду, за счет волновой структуры вызывает в преграде звуковые колебания большой интенсивности. При этом в зоне контакта преграды со струей происходит дополнительный разогрев материала. Это увеличивает скорость разупрочнения материала в зоне контакта со струей и, следовательно, увеличивает скорость фрагментации материала. Не исключена также интенсификация процесса резки за счет усталостной составляющей при разрушении металлов из-за периодически-волнового воздействия СВГС в зоне реза.

Заключение

Экспериментальное изучение скорости резания разупрочнением сверхзвуковыми высокотемпературными газовыми струями продуктов сгорания проводилось для материалов на основе алюминиевых сплавов. Толщина образцов выбиралась из диапазона b = (1,5 – 6) мм. Соотношение толщины обрабатываемого материала и термогазодинамического параметра термогазоструйного резака $\dot{m}_T \cdot P_K$ соответствовали дипазону гарантированной реализации перфорации материала «пробоем», коэффициент избытка окислителя принят 1,2.

Обработка экспериментальных результатов позволила сделать следующие выводы.

1. Определена эмпирическая зависимость для вычисления скорости резки разупрочнением СВГС продуктов сгорания материалов на основе алюминиевых сплавов в диапазоне толщин

$$b = (1{,}5\ldots6)\cdot10^{-3} \text{ м.}$$

2. Определено влияние давления в камере сгорания на скорость разупрочнения материала. Выделен постоянный коэффициент, характеризующий влияние волновой структуры струи на процесс разупрочнения.

Литература

1. Первышин, А.Н. Генератор сверхзвуковой струи для резки материалов на топливе кислород и пропан. Методические указания [Текст] / А.Н. Первышин. – СГАУ, Самара, 1998. – 21 с.

2. Набокина, Т.П. Исследование процессов разделительной резки металлов сверхзвуковыми высокотемпературными струями [Текст] / Т.П. Набокина // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. - № 5 (21). – С. 12 – 16.

3. Тепловой механизм разрушения преграды трансзвуковой струей продуктов сгорания ракетных топлив [Текст] / В.Г. Заботин, А.И. Косенко, А.И. Осипов, А.Н. Первышин // ИФЖ. – 1983. – Т. 44, №5. – С. 755 – 760.

4. Набокина, Т.П. Влияние режимных параметров ЖРД МТ на процессы разупрочнения алюминиевых сплавов в зоне воздействия сверхзвуковой газовой струи [Текст] / Т.П. Набокина, А.В. Гайдачук, А.М. Грушенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 7 (43). – С. 78–80.

5. Hartman, J. One new method for the generation of Sound Waves [Text] / J. Hartman, B. Troll // Phisical Review. – Dec. 1922. – Vol. 20. – P. 719.

Поступила в редакцию 3.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры С.С. Добротворский, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков.

ШВИДКІСТЬ РІЗКИ ЗНЕМІЦНЮВАННЯМ НАДЗВУКОВИМИ ВИСОКОТЕМПЕРАТУРНИМИ ГАЗОВИМИ СТРУМИНАМИ МАТЕРІАЛІВ НА ОСНОВІ АЛЮМІНІЄВИХ СПЛАВІВ

Т.П. Набокіна, О.В. Гайдачук, О.М. Грушенко

Розглянуто вплив основних геометричних і режимних параметрів рідинних ракетних двигунів малих тяг на швидкість різання матеріалів на основі алюмінієвих сплавів надзвуковими високотемпературними газовими струминами (НВГС) продуктів згоряння. Наведено результати залежності швидкості різання знеміцнюванням матеріалів на основі алюмінієвих сплавів у вигляді емпіричної залежності товщини матеріалу, що розрізається, геометричних, енергетичних параметрів газоструминного генератора, характерного часу реалізації елементарного процесу різання знеміцнюванням «пробою» та виконана оцінка отриманих результатів.

Ключові слова: високотемпературні струмини продуктів згоряння, знеміцнювання, пробій, руйнування металу, утилізація авіаційної техніки.

SPEED OF THE UNHARDERING CUTTING BY SUPERSONIC HIGH-TEMPERATURE STREAMS OF THE MATERIALS BASED ON ALUMINUM ALLOYS

T.P. Nabokina, O.V. Gaydachuk, O.M. Grushenko

Consider the influence of the main geometrical and operational parameters of liquid-propellant rocket engine with small rods to speed of the cutting of materials based on aluminum alloys by the supersonic high-temperature gas streams (SHTGS) of the combustion products. Shows the results of dependence of the unhardering cutting speed of the materials based on aluminum alloys in the form of an empirical dependence of the thickness of the cuting material, geometry, energy parameters of a gas-jet generator, the characteristic time of the elementary process of unhardering cutting " damage " and the estimate of the results.

Key words: high-temperature jet of combustion products, unhardering, damage, destruction of the metal, disposal of aircraft.

Набокина Татьяна Петровна – инженер 1 кат. кафедры ракетно-комических двигателей и энергетических установок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: tnabokina@ukr.net.

Гайдачук Александр Витальевич – д-р техн. наук, проф., проректор по научной работе, зав. каф. ракетно-космических двигателей и энергетических установок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: a.gaydachuk@khai.edu.

Грушенко Александр Михайлович – канд. техн. наук, доцент кафедры ракетно-комических двигателей и энергетических установок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aagrushenko@mail.ru.

УДК 629.735.33.002: 621.9.06-529: 004.421

В.Ф. СОРОКИН, Т.П. БУТ, В.В. КОМБАРОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

СИНТЕЗ ЭВОЛЬВЕНТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ РАСФРЕЗЕРОВКИ ОТВЕРСТИЙ

Рассмотрены способы формообразования отверстий в корпусных деталях высокоскоростным фрезерованием. Предложено траекторию перемещения инструмента при расфрезеровке отверстий задавать эвольвентой окружности. Отмечены преимущества эвольвентных траекторий обработки по сравнению с траекториями, образованными из сопряженных дуг окружностей, архимедовых спиралей и винтовых линий. Показано, что эвольвентная спираль обеспечивает равномерное снятие припуска и бесконечно-гладкое сопряжение с окружностью заданного радиуса. Решена задача построения эвольвенты, начинающейся в произвольной точке внутри окружности и сопрягающейся с этой окружностью. Разработаны алгоритмы синтеза эвольвентных траекторий, обеспечивающих гладкость графиков изменения скорости, ускорения и рывка при черновом и чистовом высокоскоростном фрезеровании. Приведен пример реализации предложенного способа расфрезеровки.

Ключевые слова: *высокоскоростная обработка, траектория инструмента, эвольвента, кинематические параметры движения, скорость, ускорение, рывок.*

Введение

В настоящее время эффективным методом формообразования отверстий в корпусных деталях (рис. 1) является их расфрезеровка на высокоскоростных станках с ЧПУ. Причем, в случае обработки отверстий большого диаметра, глухих отверстий или отверстий в закаленных заготовках этот метод предпочтительнее сверления.

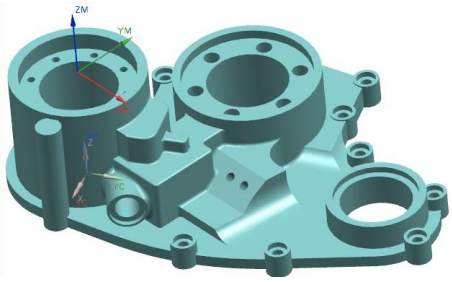


Рис. 1. Корпусная деталь с отверстиями

Рис. 2. Расфрезеровка отверстия

Самым распространенным способом обработки отверстий на фрезерных станках с ЧПУ, оснащенных линейно-круговуми интерполяторами, является обработка по спирали, образованной сопряженными дугами окружностей. В учебниках [1 – 3] приведены алгоритмы построения спиралей из сопряженных дуг окружностей с двумя и четырьмя полюсами. Однако, как было отмечено, например, в работах [4, 5] в точках сопряжения дуг окружностей из-за негладкости производных происходит излом графика изменения скорости и разрыв графиков изменения ускорений и рывков. Эти разрывы при увеличении скоростей обработки вызывают значительные скачкообразные изменения значений кинематических параметров движения инструмента, которые могут превысить технические возможности оборудования и существенно увеличить погрешность позиционирования его рабочих органов. Поэтому траекторию высокоскоростной обработки нецелесообразно задавать цепочкой последовательно сопряженных между собой дуг окружностей.

Перспективной траекторией расфрезеровки отверстий, при которой обеспечивается равномерное снятие припуска на каждом витке, считается архимедова спираль [2, 3]. Однако, во первых, архимедова спираль не сопрягается с окружностью даже по первой производной, а во вторых в системах ЧПУ пока отсутствуют интерполяторы обеспечивающие движение по данной траектории.

От ситуации с разрывами производных и отсутствием интерполятора свободен способ расфрезеровки отверстий по винтовой траектории осуществляемой при помощи винтового интерполятора, имеющегося в современных системах ЧПУ. При винтовой интерполяции параллельно выполняются два движения: плоское круговое и вертикальное линейное. Однако, этот способ также имеет ограни-

© В.Ф. Сорокин, Т.П. Бут, В.В. Комбаров

чение на применение, а именно: диаметр фрезы при черновой обработке должен быть больше половины диаметра отверстия. Это ограничение существенно при обработке отверстий большого диаметра.

В некоторых современных устройствах ЧПУ кроме линейного, кругового и винтового интерполятора имеется интерполятор эвольвентный [7]. Однако, в системах автоматизированного программирования отсутствуют методы синтеза эвольвентных траекторий обработки.

Целью данной статьи является обоснование целесообразности использования эвольвентных траекторий перемещения инструмента при высокоскоростной ЧПУ обработке отверстий и разработка метода создания этих траекторий.

1. Эвольвента окружности

Эвольвента плоской линии **E** – это кривая **Ev**, нормаль к которой в каждой её точке является касательной к исходной линии **E**. При этом линия **E** называется эволютой кривой **Ev**.

Если линия **E** задана уравнением $\mathbf{r} = \mathbf{r}(u)$, то уравнение семейства её эвольвент имеет вид:

$$\mathbf{Ev}(u) = \mathbf{r}(u) + (a\text{-}u)\cdot\mathbf{r}'(u), \qquad (1)$$

где $\mathbf{r}'(u)$ – производная функции $\mathbf{r}(u)$;

a – произвольное число.

Рассмотрим уравнение окружности в декартовой системе координат с началом в точке O (рис. 3,б).

$$x(\varphi) = r\cdot[\cos(\varphi) - 1],\ \ y(\varphi) = r\cdot\sin(\varphi),$$

где r – радиус окружности, φ – параметр.

Тогда из (1) уравнение эвольвенты этой окружности (кривая **Ev**) при a = 0 будет иметь вид:

$$\begin{aligned} x(\varphi) &= r\cdot[\cos(\varphi) + \varphi\cdot\sin(\varphi) - 1], \\ y(\varphi) &= r\cdot[\sin(\varphi) - \varphi\cdot\cos(\varphi)]. \end{aligned} \qquad (2)$$

Радиус кривизны в произвольной точке кривой **Ev** и длина дуги на участке [0, φ] определяются по формулам:

$$R_{кр}(\varphi) = r\cdot(a-\varphi),\quad L[0,\varphi] = \frac{r}{2}\cdot(a-\varphi)^2; \qquad (3)$$

Производная кривой (2) имеет вид:

$$\frac{dy(\varphi)}{dx(\varphi)} = \frac{dy}{d\varphi}\Big/\frac{dx}{d\varphi} = \frac{\varphi\cdot\sin(\varphi)}{\varphi\cdot\cos(\varphi)} = \mathrm{tg}(\varphi);$$

Рассмотрим множество значений параметра $\varphi_i = 2\cdot\pi\cdot i,\quad i = 1, 2, 3, \ldots$, тогда из (2) и (3)

$$x(\varphi_i) = 0,\quad y(\varphi_i) = -r\cdot 2\cdot\pi\cdot i,\ \ R_{кр}(\varphi_i) = r\cdot 2\cdot\pi\cdot i. \qquad (4)$$

Откуда следует, что эвольвента **Ev** в точках $x(\varphi_i)$, $y(\varphi_i)$ сопрягается с окружностями

$$x_c(\alpha) = R_i\cdot\sin(\alpha),\ \ y_c(\alpha) = -R_i\cdot\cos(\alpha),$$

где $R_i = r\cdot 2\cdot\pi\cdot i$ (рис. 3, а). При этом, так как

$$\frac{dy_c(\alpha)}{dx_c(\alpha)} = \frac{\sin(\alpha)}{\cos(\alpha)} = \mathrm{tg}(\alpha) = \frac{dy(\varphi)}{dx(\varphi)} \ \text{ при } \varphi = \alpha,$$

то сопряжение эвольвенты **Ev** с окружностями радиуса R_i в точках, соответствующих значениям параметра $\varphi_i = 2\cdot\pi\cdot i$, является гладким класса C^∞, а значит эвольвента окружности может использоваться для моделирования траекторий высокоскоростной обработки закрытых колодцев, ограниченных окружностями.

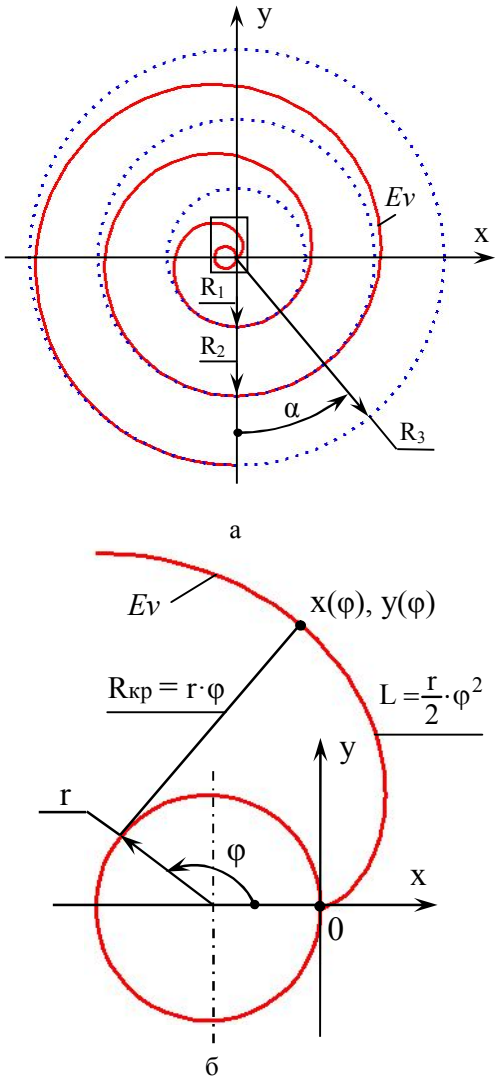


Рис. 3. Эвольвента окружности и её характеристики

Из условий (4) найдем радиус эволюты для эвольвенты, касающейся окружности радиуса R в точке (x = 0, y = -R):

$$r = \frac{R}{2\cdot\pi\cdot n}, \qquad (5)$$

где n – задаваемое количество витков эвольвенты до касания с окружностью.

2. Касание эвольвенты с окружностью в заданной точке окружности

Уравнение эвольвенты, касающейся окружности радиуса R в заданной точке T_ψ ($x = R\cdot\sin(\psi)$, $y = -R\cdot\cos(\psi)$), найдем, повернув систему координат уравнения (2) на угол ψ по часовой стрелке (см. рис. 4). В результате получим:

$$x(\varphi) = r\cdot[\cos(\varphi+\psi)+\varphi\cdot\sin(\varphi+\psi)-\cos(\psi)];$$
$$y(\varphi) = r\cdot[\sin(\varphi+\psi)-\varphi\cdot\cos(\varphi+\psi)-\sin(\psi)]; \quad (6)$$
$$\varphi = \overline{0\ldots 2\cdot\pi\cdot n}.$$

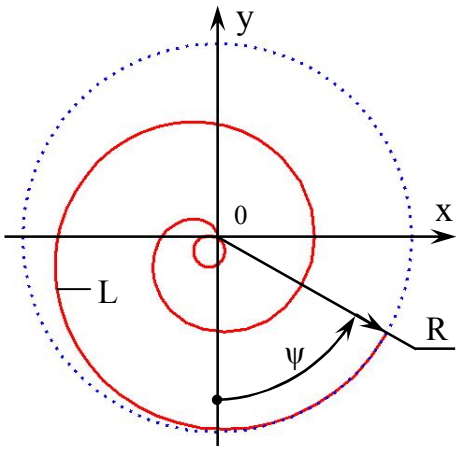


Рис. 4. Касание окружности в заданной точке

3. Начальная точка эвольвенты в заданной точке внутри окружности

При синтезе траектории перемещения инструмента, важно иметь возможность начинать движение из произвольной точки. Поэтому решим задачу построения эвольвенты, касающейся окружности радиуса R и начинающейся в произвольной точке внутри окружности.

Пусть $T_0(x_0, y_0)$ – произвольная точка (рис. 5), для которой справедливо соотношение

$$\rho = \sqrt{x_0^2+y_0^2} < R. \quad (7)$$

Используя уравнение (1) найдем расстояние от точки O до произвольной точки эвольвенты

$$\rho(\varphi) = \sqrt{x(\varphi)^2+y(\varphi)^2} =$$
$$= \sqrt{(r\cdot\cos(\varphi)+r\cdot\varphi\cdot\sin(\varphi)-r)^2+(r\cdot\sin(\varphi)-r\cdot\varphi\cdot\cos(\varphi))^2}.$$

После преобразований получим:

$$\rho(\varphi) = r\cdot\sqrt{2+\varphi^2-2\cdot(\cos(\varphi)+\varphi\cdot\sin(\varphi))} \ge 0; \quad (8)$$
$$\forall\,\varphi\in[0,\,2\pi n].$$

Функция (8) является монотонно возрастающей, так как $\forall\,\varphi\in[0,\,2\pi\cdot n]$:

$$\frac{d\rho(\varphi)}{d\varphi} = r\cdot\frac{\varphi\cdot(1-\cos(\varphi))}{\sqrt{2+\varphi^2-2\cdot(\cos(\varphi)+\varphi\cdot\sin(\varphi))}} \ge 0.$$

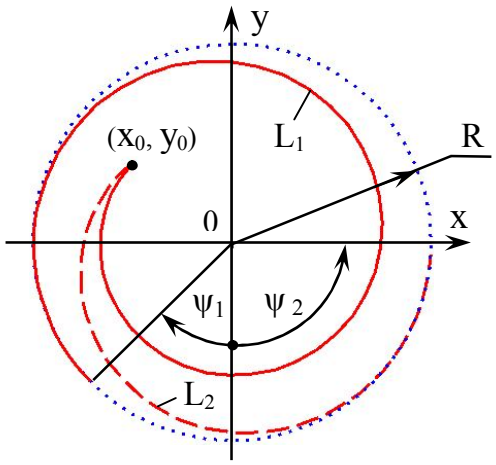


Рис. 5. Начало эвольвенты в заданной точке

Поэтому уравнение

$$r^2\cdot[2+\varphi^2-2\cdot(\cos(\varphi)+\varphi\cdot\sin(\varphi))] = x_0^2+y_0^2 \quad (9)$$

имеет единственное решение $\varphi = \varphi_0$ – это значение параметра эвольвенты, при котором некоторая точка T_P с координатами

$$x_p = r\cdot(\cos(\varphi_0)+\varphi_0\cdot\sin(\varphi_0)-1),$$
$$y_p = r\cdot(\sin(\varphi_0)-\varphi_0\cdot\cos(\varphi_0))$$

лежит на той же окружности, что и точка T_0.

Угол между радиус-векторами точек T_0 и T_P найдем из уравнения

$$\cos(\psi) = \frac{\mathbf{T_0}\cdot\mathbf{T_P}}{|\mathbf{T_0}|\cdot|\mathbf{T_P}|} = \frac{x_0\cdot x(\varphi_0)+y_0\cdot y(\varphi_0)}{x_0^2+y_0^2}. \quad (10)$$

Таким образом искомая эвольвента, начинающаяся в точке T_0 и касающаяся окружности радиуса R будет описываться уравнениями

$$x(\varphi) = r\cdot[\cos(\varphi+\psi)+\varphi\cdot\sin(\varphi+\psi)-\cos(\psi)];$$
$$y(\varphi) = r\cdot[\sin(\varphi+\psi)-\varphi\cdot\cos(\varphi+\psi)-\sin(\psi)]; \quad (11)$$
$$\varphi = \overline{\varphi_0\ldots 2\cdot\pi\cdot n},$$

где r – радиус эволюты искомой эвольвенты – определяется по формуле (5);

φ_0 – начальный угол эвольвенты – определяется из решения уравнения (9);

ψ – угол вектора точки касания эвольвенты с окружностью – определяется по формуле (10);

n – заданное количество витков эвольвенты;

φ – параметр.

Количество видимых витков этой эвольвенты зависит от расположения точки T_0 и заданного числа n. Чем меньше расстояние от точки T_0 до центра окружности, тем больше витков будет в эвольвенте. Количество витков можно приближенно оценить по формуле

$$n_в \approx \left(1-\sqrt{x_0^2+y_0^2}\,/R\right)\cdot n.$$

4. Представление в терминах эвольвентной сплайновой геометри

В работе [6] предложено эвольвентные дуги общего вида представлять в виде параметрического уравнения

$$x(s) = f_x\left(s, L, x_0, y_0, \varphi_0, R_n, R_k\right),$$
$$y(s) = f_y\left(s, L, x_0, y_0, \varphi_0, R_n, R_k\right), \qquad (12)$$

аргументом которого является изменяемый параметр s, задающий текущую длину дуги эвольвенты, а шесть фиксированных параметров, математический смысл которых приведен в таблице 1, определяют её геометрию.

Таблица 1

Представление информации для эвольвентных дуг

Длина дуги	Начальная точка и угол			Радиус кривизны дуги	
				начала	конца
L	x_0	y_0	φ_0	R_n	R_k

Связь между параметрами уравнений (11) и (12) определяется соотношениями

$$L = \frac{r}{2}\cdot[(2\cdot\pi\cdot n)^2 - \varphi_0^2], \quad R_n = r\cdot\varphi_0, \quad R_k = R. \qquad (13)$$

5. Формирование эвольвентных траекторий расфрезеровки отверстий

Рассмотрим теперь использование эвольвенты окружности для описания траекторий расфрезеровки отверстий на станках с ЧПУ.

Черновую расфрезеровку отверстия целесообразно осуществлять по спиральной траектории, начинающейся в центре отверстия, постепенно приближающейся к его границе и сопрягающейся с окружностью радиуса R, по которой движется режущий инструмент на заключительном этапе обработки (рис. 6). При этом, к достоинствам спиральной траектории относятся: равномерный шаг между витками траектории и высокий порядок гладкости сопряжения спирали с окружностью. Как уже отмечалось, эвольвента полностью соответствует данным требованиям и поэтому может использоваться в качестве траектории для черновой обработки отверстий.

Рассмотрим задачу построения этой траектории в следующей постановке. Пусть дано:

$D_{ОТВ}$ – диаметр обрабатываемого отверстия;

$D_{ФР}$ – диаметр фрезы;

$H_З$ – рекомендуемое расстояние между витками спирали ;

δ – припуск на чистовую обработку.

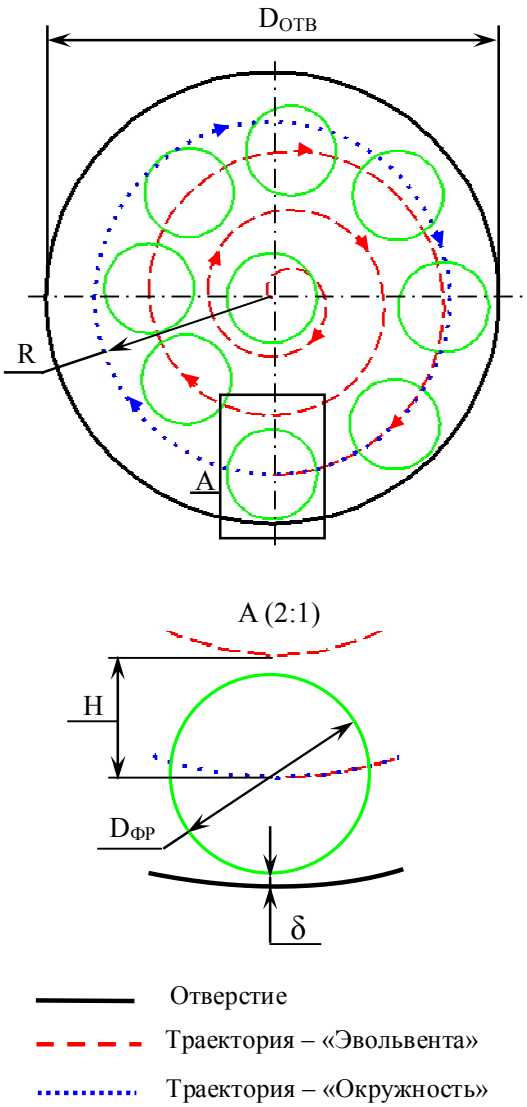


Рис. 6. Эвольвентная траектория черновой расфрезеровки отверстия

Требуется определить параметры эвольвентой траектории. Если не указано иного, то будем для чернновой обработки считать, что $x_0 = y_0 = \varphi_0 = \psi = 0$. Тогда согласно (11) и (5) для синтеза траектории достаточно определить радиус окружности – R и количество витков спирали – n.

Радиус окружности определим по формуле

$$R = 0{,}5\cdot(D_{отв} - D_{фр}) - \delta\,. \qquad (14)$$

Количество витков эвольвентной спирали найдем из условия $H \le H_З$. Этому условию соответствует

$$n = \{R/H_ç\}, \qquad (15)$$

где знак { } означает большее целое, а фактический шаг витков спирали определим по формуле

$$H = R/n\,. \qquad (16)$$

Чистовая обработка отверстий как правило осуществляется за один проход инструмента по траектории «Окружность» (рис. 7).

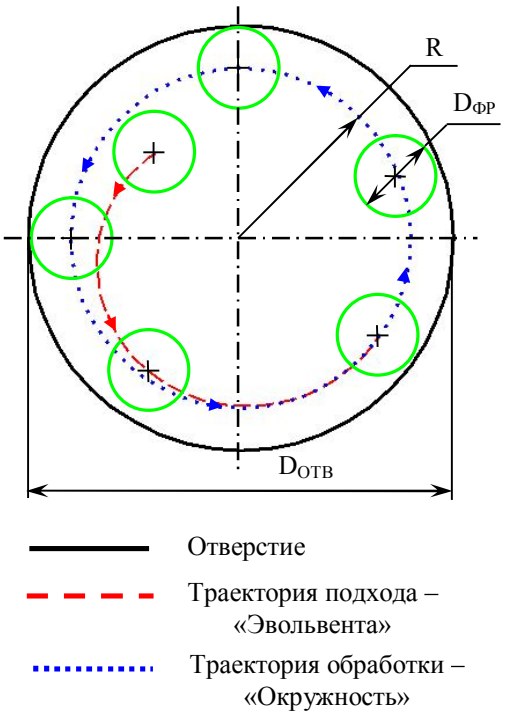


Рис. 7. Эвольвентная траектория врезания при чистовой расфрезеровке

Однако в этом случае необходимо повышенное внимание уделить участку подвода инструмента в зону резания. Этот участок при чистовой обработке должен быть построен так, чтобы во-первых обеспечивать гладкость кинематических параметров движения (скорость, ускорение, рывок) рабочих органов станка при переходе с траектории подхода на рабочую траекторию, а во-вторых обеспечивать плавное нарастание силы резания до величины, действующей на рабочем участке обработки. Выполнение этих условий обеспечивается гладким (с высоким порядком гладкости) сопряжением траектории подвода с рабочей траекторией, а наилучшим образом соответствует данным требованиям траектория подхода по эвольвенте. Аналогично строят участки отвода фрезы из зоны резания.

Параметры эвольвентной траектории подхода или отхода при чистовой обработке определяются следующим образом:

– радиус R рабочей траектории определяется по формуле (14) с меньшим чем при черновой обработке значением припуска δ;

– количество витков n – задается в зависимости от желаемого начального радиуса кривизны Rn и длины L дуги євольвенты. Как правило достаточно задать n = 1 или n = 2;

– начальный угол φ_0 либо вычисляется по формулам (13) при заданном Rn или L, либо определяется из решения уравнения (9) при заданных x_0 и y_0;

– начальная точка (x_0 , y_0) либо задается, либо определяется из решения уравнения (9) при известном начальном угле φ_0.

6. Пример синтеза траекторий

Пусть требуется построить эвольвентную траекторию черновой и чистовой расфрезеровки отверстия диаметром $D_{ОТВ}$ = 200 мм, фрезой диаметром $D_{ФР}$ = 40 мм, снимая на каждом витке спирали материал толщиной не более $H_З$ = 4 мм и оставляя припуск на чистовую обработку δ = 1 мм.

Радиус последнего витка обработки, количество витков и фактически снимаемую на каждом витке толщину материала и радиус эволюты при черновой обработке найдем по формулам (14) – (16) и (5):

R = 79 мм, n = 20, H = 3,95 мм, r ≈ 0,628662025 мм.

Для чистовой обработки зададим δ = 0, x_0 = -40, y_0 = 40, n = 2 и соответственно вычислим R = 80 мм, r ≈ 6,366197724 мм. Каждая траектория состоит всего из двух кадров – эвольвенты и окружности. Информация о параметрах этих кадров (математическая модель траектории) представлена в табл. 2 и 3.

Таблица 2

Модель траектории черновой обработки

Длина дуги	Начальная точка и угол			R кривизны дуги	
				начала	конца
4963,71639	0	0	0	0	79
496,371639	0	-79	0	79	79

Таблица 3

Модель траектории чистовой обработки

Длина дуги	Начальная точка и угол			R кривизны дуги	
				начала	конца
242,24973	-40	40	9,04482	57,5811	80
502,65483	0	-79	0,94657	80	80

Заключение

В результате анализа существующих способов формообразования отверстий фрезерованием установлено, что траектории движения инструмента, образованные из сопряженных дуг окружностей, архимедовых спиралей и винтовых линий имеют недостатки, усиливающиеся при увеличении скоростей резания и диаметров отверстий.

Предложено при высокоскоростном фрезеровании представлять траекторию движения инструмента эвольвентой окружности.

Показано, что эвольвентная спираль обеспечивает равномерное снятие припуска и плавное изменение дифференциальных кинематических параметров движения, что приводит к снижению погрешностей позиционирования рабочих органов оборудования и повышению точности обработки.

Разработан универсальный алгоритм синтеза эвольвентных траекторий для черновой и чистовой расфрезеровки отверстий.

Литература

1. Гжиров, Р.И. Программирование обработки на станках с ЧПУ Справочник [Текст] / Р.И. Гжиров, П.П. Серебреницкий. – Л.: Машиностроение, 1990. – 588 с.

2. Серебреницкий, П.П. Программирование автоматизированного оборудования [Текст]: учеб. для вузов в 2 ч. / П.П. Серебреницкий, А.Г. Схиртладзе. – М.: Дрофа, 2008. – Ч. 1. – 576 с.

3. Чесноков, О.В. Технологічні процеси для обладнання з ЧПУ [Текст]: навч. посібник / О.В. Чесноков. – Луганськ: вид-во СНУ ім. В. Даля, 2012. – 136 с.

4. Петраков, Ю.В. Розвиток CAM-систем автоматизованого програмування верстатів з ЧПУ [Текст]: моногр. / Ю.В. Петраков. – К.: Січкар, 2011. – 220 с.

5. Сорокин, В.Ф. Влияние математических параметров гладких траекторий высокоскоростной обработки на кинематические параметры движения рабочих органов оборудования [Текст] / В.Ф. Сорокин, В.В. Комбаров // Прогрессивные технологии и системы машиностроения: Междунар. сб. научных работ. – Донецк: ДонНТУ, 2012. – № 1,2 (44). – С. 231 – 237.

6. Бут, Е.Н. Математическая модель фигуры в эвольвентной сплайновой геометрии [Текст] / Е.Н. Бут // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. НАКУ «ХАИ». – Вып. 14. – Х., 2002. – С. 25 – 31.

7. SINUMERIK 840D sl / 828D. Основы: Справочник по программированию [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.siemens.com/motion control/docu. – 1.02.2013 г.

Поступила в редакцию 01.03.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н.Э. Тернюк, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, г. Харьков.

СИНТЕЗ ЕВОЛЬВЕНТНИХ ТРАЄКТОРІЙ ВИСОКОШВИДКІСНОГО ФРЕЗЕРУВАННЯ ОТВОРІВ

В.Ф. Сорокін, Т.П. Бут, В.В. Комбаров

Розглянуті способи формоутворення отворів у корпусних деталях високошвидкісним фрезеруванням. Запропоноване траєкторію переміщення інструмента при фрезеруванні отворів задавати евольвентої окружності. Відзначені переваги евольвентних траєкторій обробки в порівнянні із траєкторіями, утвореними зі сполучених дуг окружностей, архімедяних спіралей та гвинтових ліній. Показане, що евольвентна спіраль забезпечує рівномірне зняття припуску та нескінченно-гладке сполучення з окружністю заданого радіуса. Вирішене завдання побудови евольвенти, що починається в довільній точці усередині окружності та сполучається із цією окружністю. Розроблені алгоритми синтезу евольвентних траєкторій, що забезпечують гладкість графіків зміни швидкості, прискорення і ривка при чорновому та чистовому високошвидкісному фрезеруванні. Наведений приклад реалізації запропонованого способу фрезерування.

Ключові слова: високошвидкісна обробка, траєкторія інструмента, евольвента, кінематичні параметри руху, швидкість, прискорення, ривок.

SYNTHESIS OF INVOLUTE PATHS OF HIGH-SPEED MACHINING OF HOLES

V.F. Sorokin, T.P. Byt, V.V. Kombarov

The methods of formation of holes in basic parts with high-speed machining are considered. There is suggested to specify tool path when milling of holes with involute of circle. The advantages of involute tool paths compared with paths that formed from conjugated arcs, Archimedean spirals and helical lines are noted. There is shown that the involute spiral ensures uniform machining allowance removal and infinitely smooth conjugation with a circle of a given radius. Problem of construction of the involute, starting at an arbitrary point inside the circle and conjugated with this circle is solved. The algorithms of synthesis of involute paths which provide smooth graphs of velocity, acceleration and jerk with rough and finish high-speed machining are created. An example of realization of the suggested method of milling is given.

Key words: high-speed milling, tool path, involute, kinematical parameters of motion, velocity, acceleration, jerk.

Сорокин Владимир Федорович – д-р техн. наук, проф. кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина.

Бут Татьяна Павловна – канд. техн. наук, доцент Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина.

Комбаров Владимир Викторович – науч. сотр. кафедры технологии производства летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина.

УДК 621.793.184

А.А. БЫБИН, Р.Р. НЕВЬЯНЦЕВА, А.М. СМЫСЛОВ, О.Г. СМОЛЬНИКОВА

Уфимский государственный авиационный технический университет, Россия

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ХИМИЧЕСКОГО ТРАВЛЕНИЯ ЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ ПО ОБОБЩЕННОМУ КРИТЕРИЮ

Представлены результаты оптимизации процесса химического травления защитных покрытий, применяемых для защиты лопаток газовых турбин, применяемых в газовой промышленности и в энергетике. Изучена структура типового алюминидного покрытия на поверхности никелевого сплава. Проанализировано изменение скорости травления покрытия и глубины растравов на поверхности никелевого сплава в зависимости от концентрации вводимых в раствор неорганических добавок. Проанализирована функциональная роль каждой добавки и их совместное влияние на процесс обработки. Разработана целевая функция, позволяющая провести оптимизацию процесса травления по обобщенному критерию.

***Ключевые слова**: защитное покрытие, химическое травление покрытия, оптимизация процесса травления.*

Введение

Для обеспечения надежной и длительной эксплуатации лопаток газовых турбин на их проточную часть наносят защитные покрытия. В настоящее время наиболее применяемыми покрытиями для турбинных лопаток из жаропрочных сплавов являются диффузионные покрытия алюминидного типа [1]. Указанные покрытия могут наноситься на поверхность лопаток различными методами: порошковым, шликерным, газо-циркуляционным, ионно-плазменным, электронно-лучевым и др. В зависимости от метода нанесения на этапе производства лопаток вследствие нарушения технологических режимов могут возникать различные дефекты, не допустимые по условиям эксплуатации. Лопатки с такими дефектами направляются на ремонт, проводимый в большинстве случаев с использованием химического метода. Данный метод предусматривает предварительную очистку деталей для активизации поверхности, травление их в растворе и последующее удаление продуктов взаимодействия раствора с элементами покрытия. Для проведения этапа травления лопаток в производстве используют различные растворы, которые имеют определенный состав и позволяют удалять покрытие при некоторых условиях (температура раствора и ее поддержание с определенной точностью, его барботирование сжатым воздухом или простое перемешивание электролита и т.д.). Опыт проведения ремонта лопаток показывает, что в большинстве случаев травильный раствор подбирается под определенную систему «сплав–покрытие». В работе [2] авторами проанализированы известные в патентной и научной литературе, а также применяемые в производстве электролиты травления. На основе анализа сделан вывод о перспективности применения в технологиях ремонта лопаток раствора системы

$$HCl - HNO_3 - (Cr_2O_7)^{2-} - (MoO_4)^{2-}.$$

Данная система применяется в при ремонте лопаток турбины с комплексным покрытием. Прямое копирование данной системы для удаления других видов покрытий не всегда обеспечивает требуемую надежность и стабильность процесса, что сказывается на выходе годных лопаток после ремонта.

Цель данной работы – разработать критерий оптимизации процесса химического травления различных покрытий алюминидного типа при обеспечении высокой производительности процесса и требуемого качества обработки поверхности сплава.

1. Методика проведения исследования

В работе исследовались образцы из промышленных никелевых сплавов, которые вырезались из натурных лопаток газовых турбин различного назначения. Вырезку выполняли электроискровым способом проволочным электродом. Травление образцов с целью удаления с них защитного покрытия проводили в травильном растворе, базовая часть которого содержала азотную и соляную кислоты, а также две добавки бихромата калия и гептамолибдата аммония. Во всех экспериментах состав базовой части оставался постоянным, а концентрации указанных добавок варьировалась до максимальных значений 160 и 120 г/л для первой и второй добавки соответственно. В ходе исследований гравиметрическим методом определяли скорость съема покрытия, при этом время полного удаления измеряли на основе изучения динамки электродного потенциала поверхности. До и после проведения обработки на оп-

© А.А. Бибин, Р.Р. Невьянцева, А.М. Смыслов, О.Г. Смольникова

тическом микроскопе изучали микроструктуру покрытия и поверхностного слоя никелевого сплава, что позволяло гарантировать полноту удаления покрытия и оценивать глубину растравов на поверхности сплава. Обработку экспериментальных данных проводили на ПЭВМ с использованием оригинальных программ.

2. Результаты исследований и их обсуждение

Для обоснованного выбора параметров, позволяющих провести процедуру оптимизации состава травильного раствора, необходимо получение информации об удаляемом покрытии. В работе использовались покрытия алюминидного типа, информация о которых представлена в литературе [1, 3, 4].

Металлографическое исследование, проведенное нами, показало, что вне зависимости от метода нанесения все жаростойкие алюминидные покрытия на никелевых сплавах характеризуются двухзонным строением, при этом внутренняя зона образуется за счет диффузионного взаимодействия элементов наносимого покрытия с компонентами защищаемого сплава (рис. 1). Во всех случаях основу внешней и внутренней зон составляют алюминидные фазы β-NiAl и γ′-Ni_3Al. Легирующие элементы, диффундирующие из сплава в покрытие в процессе его формирования, незначительно легируют алюминидные фазы и в основном формируют собственные фазы: твердый раствор на основе α-Cr во внешней зоне и карбиды хрома, титана, вольфрама, молибдена во внутренней. В случае, если в состав насыщающей смеси или напыляемого слоя входил кремний, то кроме указанных фаз во внешней зоне покрытия происходило образование силицидов тугоплавких элементов и дополнительное легирование алюминидов никеля кремнием.

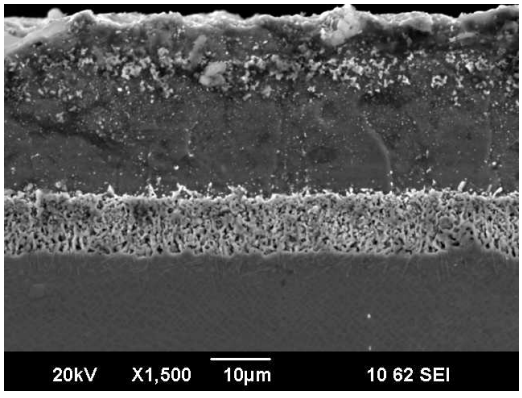
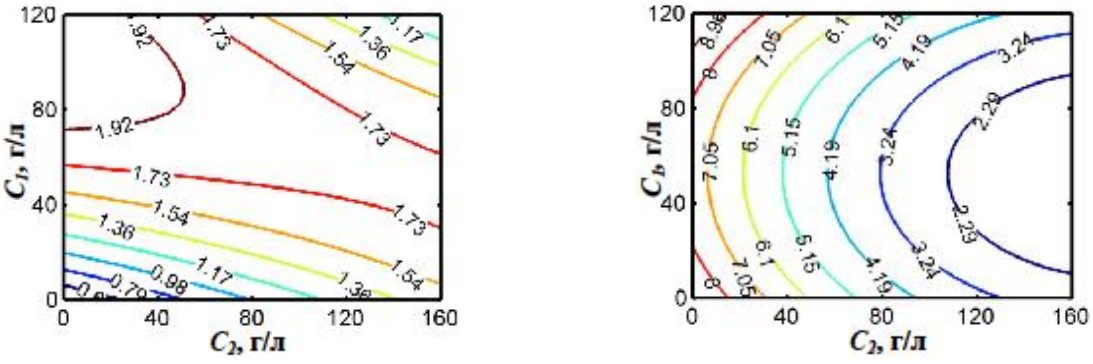


Рис. 1. Типовая структура алюминидного покрытия на никелевом сплаве

На следующем этапе проводилось травление исследуемых покрытий с использованием водного раствора системы HCl – HNO_3 – $(Cr_2O_7)^{2-}$ – $(MoO_4)^{2-}$. Для каждой изучаемой системы «сплав–покрытие» построены регрессионные модели, отражающие взаимосвязь скорости съема покрытия (V, мг/см^2·мин) и глубины растравов на поверхности сплава после удаления покрытия (R, мкм) с концентрацией добавок. На рис. 2 представлены типовые поверхности отклика в виде изолиний. Совместный анализ полученных данных показывает, что удаление алюминидных покрытий в базовом растворе происходит с крайне низкой скоростью 0,2…0,4 мг/см^2 ·мин, при этом глубина растравов может достигать 8 мкм. Введение в раствор добавок по отдельности в виду их высоких окислительных свойств, приводит к росту съема скорости покрытия: в 1,5…5 раз для бихромата калия и в 6…10 раз для гептамолибдата аммония. Указанные добавки оказывают различное влияние на растравливание поверхности никелевого сплава. Так первая добавка приводит к снижению глубины растравов в среднем до двух раз, в то время как вторая – к росту величины R в 1,2 раза. Совместное введение в раствор обеих добавок не привело к ожидаемому возрастанию скорости съема покрытия. В виду проявления синергетического эффекта величина V имеет тенденцию к замедлению и даже в ряде случаев к падению до 1,5 раз, а глубина растравов снижается в среднем в 3 раза.

Полученные результаты по скорости съема покрытий и глубине растравов на поверхности никелевых сплавов связаны с функциональным действием каждого компонента травильного раствора. Процесс удаления покрытий связан с протеканием на поверхности детали окислительно-восстановительных реакций. Установлено, что компоненты базового раствора без добавок взаимодействуют с основными фазовыми составляющими покрытия, за счет реакций в которых азотная кислота играет роль окислителя, а соляная в основном определяет pH раствора. После удаления покрытия кислоты начинают активно взаимодействовать с поверхностью никелевого сплава, приводя к его растравливанию не только по межзеренным границам, но и по поверхности зерен.

Ведение гептамодибдата аммония в базовый раствор приводит к сокращению времени съема покрытия. Данная добавка при растворении в смеси соляной и азотной кислот претерпевает ряд изменений, приводящих к образованию вначале трехокиси молибдена, а затем молибденовой кислоты $H_2MoO_4 \cdot H_2O$. Таким образом, значительное увеличение скорости удаления покрытия, связано с дополнительным появлением в травильном растворе сильных окислителей – молибдат-ионов. Присутствие в растворе дополнительного окислителя не приводит к пассивации поверхности материала после удаления покрытия и способствует растравливанию сплава, преимущественно по его междендритным пространствам.



а б

Рис. 2. Зависимость скорости удаления типового алюминидного покрытия (а) и глубины растравов на поверхности никелевого сплава (б) от концентрации добавок (C_1 – $(NH_4)_6Mo_7O_{24}$; C_2 – $K_2Cr_2O_7$)

Анализ влияния добавки бихромата калия показывает, что момент полного удаления покрытия также наступает раньше, чем в базовом растворе, так как бихромат калия также является сильным окислителем. Однако после удаления покрытия имеет место пассивация поверхности сплава. Данный факт связан с образованием тонких монослоев оксохроматов никеля, обладающих защитными свойствами [5].

При совместном введении обеих добавок, являющихся сильными окислителями, эффекта значительного ускорения процесса травления не наблюдается. Взаимодействие продуктов окислительно-восстановительных реакций на поверхности и компонентов травильного раствора приводит к увеличению содержания в электролите ионов хрома (III), которые вызывают дополнительную пассивацию поверхности, а также способствуют регенерации молибдат–ионов, травящее действие которых на поверхность снижается вследствие образования пассивных монослоев оксохромата никеля. Усиление эффекта пассивации обуславливает минимальный растрав поверхности сплава.

Объем проведенных исследований позволил установить, что максимальные значения скорости съема покрытия соответствуют области наибольшей концентрации гептамолибдата аммония, а минимальных значений глубины растравов по поверхности сплава после удаления покрытия – в области максимальной концентрации бихромата калия. Для обеспечения максимальной производительности обработки и требуемого качества поверхности сплава целесообразно ввести целевую функцию L, связывающую параметры V и R в виде следующей зависимости:

$$L = k \cdot V/R,$$

где k – коэффициент, учитывающий природу сплава, защитного покрытия и базовой части электролита травления. Принимая во внимание, что в работе исследовались только литейные никелевые сплавы с нанесенным на их поверхность диффузионным покрытием алюминидного типа и использовался раствор, базовая часть которого оставалась неизменной, значение коэффициента k должно оставаться постоянным. Для упрощения расчетов коэффициент k был принят за единицу. Из формулы следует, что раствор будет считаться оптимальным, если функция L принимает максимальные значения.

Для определения функции L в зависимости от концентрации вводимых добавок были использованы средние значения скорости V и глубины растравов R, взятые как среднее арифметическое для всех исследуемых систем «сплав–покрытие». На основании полученных данных была построена регрессионная модель, поверхность отклика которой в виде изолиний представлена на рис. 3.

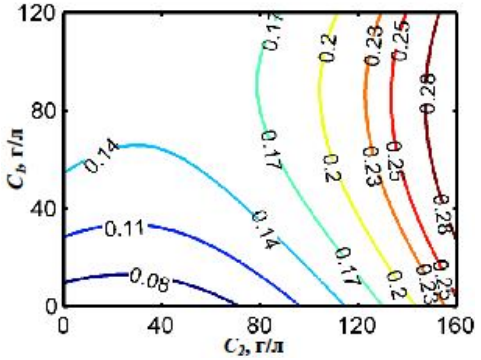


Рис. 3. Зависимость целевой функции L от концентрации добавок C_1 и C_2

Анализ полученной зависимости показывает, что функция L принимает максимальные значения в достаточно узком диапазоне концентраций бихромата калия и в относительно широком интервале концентраций гептамолибдата аммония. Таким образом, можно выделить область оптимальных сочетаний концентраций добавок вводимых в базовый кислотный раствор. Однако опыт серийного производства по удалению алюминидных покрытий требует введения ряда ограничений. Введение большого количества добавки гептамолибдата аммония усложняет про-

цесс приготовления травильного раствора, кроме того данная добавка обладает высокой стоимостью и токсичностью.

В целях сокращения времени подготовки ремонтного производства и снижения экологической нагрузки целесообразным является использование минимально возможной ее концентрации.

Заключение

Исследование кинетических закономерностей удаления различных алюминидных покрытий с поверхности никелевых сплавов позволило установить роль каждого компонента травильного раствора и разработать целевую функцию, отражающую взаимосвязь скорости съема покрытия и глубины растравов на поверхности сплава после обработки.

Анализ целевой функции позволил определить область оптимальных концентраций вводимых добавок, обеспечивающих высокую производительность процесса ремонта различных алюминидных покрытий при приемлемом качестве поверхности лопаток турбины.

Литература

1. Мубояджян, С.А. Комплексные защитные покрытия турбинных лопаток авиационных ГТД [Текст] / С.А. Мубояджян, В.П. Лесников, В.П. Кузнецов. – Екатеринбург: Изд-во Квист, 2008. – 208 с.

2. Быбин, А.А. Поиск эффективного состава электролита для удаления алюминидных жаростойких покрытий [Текст] / А.А. Быбин, Р.Р. Невьянцева, О.Г. Смольникова // Тр. Российской НТК посв. 85-летию со дня рожд. чл.-кор. РАН Р.Р. Мавлютова. – Уфа: УГАТУ, 2011. – Т. 5. – С. 160 – 164.

3. Абраимов, Н.В. Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов [Текст] / Н.В. Абраимов, Ю.С. Елисеев. – М.: Интермет Инжиниринг, 2001. – 622 с.

4. Пугачева, Н.Б. Структура и свойства сплавов и покрытий с упорядоченной β-фазой после термической обработки [Текст] / Н.Б. Пугачева // Материаловедение и термическая обработка металлов. – 2007. – № 5. – С. 30 – 36.

5. Коняев, Б.Я. Пассивация никеля в хроматных растворах [Текст] / Б.Я. Коняев // Защита металлов. - 1975. – № 6. – С. 737 – 740.

Поступила в редакцию 03.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры материаловедения и физики металлов Н.Г. Зарипов, Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа.

ОПТИМІЗАЦІЯ ПРОЦЕСУ ХІМІЧНОГО ТРАВЛЕННЯ ЗАХИСНОГО ПОКРИТТЯ ЗА УЗАГАЛЬНЕНИМ КРИТЕРІЄМ

А.О. Бибін, Р.Р. Невьянцева, А.М. Смислов, О.Г. Смольникова

Представлено результати оптимізації процесу хімічного травлення захисних покриттів, які використовуються для захисту лопаток газових турбін, застосовуваних у газовій промисловості та в енергетиці. Досліджено структуру типового алюмінідного покриття на поверхні нікелевого сплаву. Проаналізовано зміни швидкості травлення покриття і глибини роз'ятрив на поверхні нікелевого сплаву в залежності від концентрації неорганічних добавок, що вводяться в розчин. Проаналізовано функціональну роль кожної добавки та їхній спільний вплив на процес обробки. Розроблено цільову функцію, що дозволяє провести оптимізацію процесу травлення за узагальненим критерієм.

Ключові слова: захисне покриття, хімічне травлення покриття, оптимізація процесу травлення.

OPTIMIZATION OF THE CHEMICAL ETCHING PROCESS PROTECTIVE COATINGS FOR GENERALIZED CRITERIA

A.A. Bybin, R.R. Nevyantseva, A.M. Smyslov, O.G Smolnikova

The results of optimization of the chemical etching of protective coatings used to protect gas turbine blades used in the gas industry and energy sectors. The structure of a typical aluminide coating on the surface of the nickel alloy. The change of the etch rate and depth rastravov coating on the surface of the nickel alloy, depending on the concentration of the solution introduced into the inorganic additives. Analyzed the functional role of each additive and their joint impact on the treatment process. Designed objective function, which allows to optimize the etching process on the generalized criterion.

Keywords: protective coating, chemical etching coating, etching process optimization.

Быбин Андрей Александрович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии машиностроения Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия, e-mail: anbybin@yandex.ru.

Невьянцева Римма Рахимзяновна – канд. хим. наук, доцент, доцент кафедры общей химии Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия.

Смыслов Анатолий Михайлович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой технологии машиностроения Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия.

Смольникова Ольга Геннадьевна – старший преподаватель кафедры общей химии Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия.

УДК 621.4(075.8)

В.И. РОДИТЕЛЕВ[1], В.Г. НЕСТЕРЕНКО[2]

[1] ***ОАО «Московское машиностроительное предприятие им. В.В. Чернышёва», Россия***
[2] ***Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Россия***

КОНСТРУКТИВНЫЕ СПОСОБЫ СНИЖЕНИЯ СТОИМОСТИ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА СОВРЕМЕННЫХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВРД

Приводятся результаты исследований модульности отечественных и иностранных ВРД, предназначенных для установки на военные и гражданские ЛА, отличающихся принятыми при проектировании конструктивными решениями их узлов и деталей. Рассматривается показатель «стоимость жизненного цикла» (СЖЦ) изделия авиационной техники (АТ), объединяющий затраты на разработку, испытания, производство и эксплуатацию авиационных ВРД. Показана целесообразность разделения горячей части отечественных ВРД на большее число модулей, чем это имеет место в настоящее время. Отмечено, что использование параметра СЖЦ, например, при проведении НИОКР, позволяет найти компромисс между требованиями улучшения основных характеристик двигателя, а также конструкции и технологии его производства с учётом возможного снижения расходов на его эксплуатацию и ремонт.

Ключевые слова: *воздушно-реактивный двигатель, модуль, газогенератор, двухконтурный двигатель, компрессор, турбина, камера сгорания, производство, ремонт, стоимость.*

Введение

Методология проектирования современных авиационных ВРД требует создания модульных конструкций, которые позволяют оперативно заменять повреждённые в процессе эксплуатации узлы и блоки на новые. Благодаря этому существенно снижается СЖЦ двигателя, поскольку при наличии эксплуатационных повреждений заменяется только один повреждённый узел, а не весь двигатель в целом. Однако установленная в настоящее время система эксплуатации по ресурсу в часах и циклах не в полной мере соответствует возможности продления назначенного ресурса при замене повреждённых модулей на новые, поскольку величины назначенного ресурса определяются по результатам длительных испытаний двигателя хотя и модульной конструкции, но модули, получившие повреждения в процессе длительных испытаний, не заменяются. Таким образом реальные условия эксплуатации в этой части не моделируются. Современные авиационные ВРД 4-го поколения, и тем более перспективные конструкции 5-го поколения, при наличии реальной модульности и взаимозаменяемости, могли бы эксплуатироваться не по назначенному ресурсу, а по методологии эксплуатации с периодической заменой повреждаемых модулей. В этом случае в формуляре двигателя должна указываться замена повреждённых модулей по данным встроенного или наземного диагностического контроля. В этом случае, в конце периода эксплуатации, может сохраниться без замены только один, так называемый «базовый» модуль двигателя. При проектировании модульных конструкций авиационных ВРД необходимо выполнять множество требований. Так, например, необходимо компактно располагать на наружном контуре агрегаты и всю наружную обвязку, по возможности объединять их в блоки, иметь разъёмы жёстких трубопроводов в местах стыка сопрягаемых модулей, желательно применять гибкие конструкции трубопроводов, как это сделано в ТРДДф F119-PW100.

Важно также обеспечить в эксплуатации не только контроль работоспособного состояния, но и конструктивную взаимозаменяемость узлов внутреннего контура ТРДД, особенно узлов его горячей части, имеющих максимальную теплонапряжённость и минимальный ресурс работы. Наша задача критически проанализировать данные по разделению на модули конструкции различных отечественных и иностранных авиационных ВРД, насколько это деление соответствует статистике повреждаемости и данным дифференцированного ресурса его отдельных узлов. Такой подход даёт возможность выявить имеющиеся резервы по снижению СЖЦ [1] отечественных авиационных ВРД. Актуальность задачи по снижению СЖЦ отечественной авиационной техники особенно проявилась во время недавнего тендера в Индии, где принимали участие лучшие истребители мира.

© В.И. Родителев, В.Г. Нестеренко

Как видно из данных, представленных в табл. 1, минимальную стоимость владения имеет участвовавший в тендере новый российский истребитель Миг-35МК. Однако, при сопоставлении его СЖЦ, например, с французскими и европейским истребителями, оказалось, что она существенно больше, что связано не только с меньшим, примерно в три раза, ресурсом отечественной силовой установки, но и необходимостью существенного улучшения всех показателей его эксплуатационной технологичности. Особо следует отметить тот факт, что ресурс двигателя М 88-3 и планера самолёта Rafale одинаков и равен 6000 ч. К этому уровню отечественная авиационная промышленность только стремится.

Из данных, представленных в табл. 1, следует обратить внимание на то, что в двух ЛА их силовая установка (СУ) состоит из одного двигателя. Это ТРДДф F/A-18E/F Super Hornet и JAS 39 NG(IN). Безусловно, стоимость эксплуатации и ремонта, а, следовательно, и СЖЦ однодвигательной СУ будет существенно меньше, чем в двухдвигательной СУ, однако требование боевой живучести для военных ЛА является более значимым, поэтому большинство боевых ЛА, как это видно из табл. 1 проектируются с двумя двигателями.

Таблица 1

Сравнительные характеристики самолётов и двигателей, принимавших участие в индийском тендере MMRCA

Название:	**Dassault Rafale**	**Eurofighter Typhoon**	**F-16IN Super Viper**	**F/A-18E/F Super Hornet**	**JAS 39 NG(IN)**	**МиГ-35 МК**
Страна:	Франция	Германия Италия Испания Великобритания	США	США	Швеция	Россия
Производитель:	Dassault Aviation	Eurofighter GmbH	Lockheed Martin	Boeing Defense, Space & Security	Saab AB	РСК „МиГ“
Максимальная взлётная масса:	24 500 кг	23 500 кг	21 800 кг	29 937 кг	14 300 кг	29 000 кг
Двигатель:	2 × Snecma M88-3	2 × Eurojet EJ200	1 × GE F110-132	2 × GE F414-400	1 × GE F414G	2 × РД-33МКВ
Тяга на форсаже:	2 × 90,0 кН	2 × 90,0 кН	1 × 144,0 кН	2 × 98,0 кН	1 × 98,0 кН	2 × 88,3 кН
Стоимость, 2011 год:	от $85 до $124 млн. в зависимости от комплектации	$120 млн.	$50,0 млн.	$55,0 млн.	$48,0 млн.	~$45,0 млн.

1. Особенности оценки и выбора конструктивных параметров авиационных двигателей с учётом СЖЦ

Параметр СЖЦ авиационного двигателя должен рассматриваться на всех стадиях работ по созданию двигателей новых поколений или модификаций уже существующих и находящихся в эксплуатации конструкций. Общее представление о включении модели расчёта и управления СЖЦ в общую систему проектирования можно получить из рассмотрения рис. 1. Здесь применены следующие сокращения: ТТХ ЭТХ – тактико-технические характеристики и эксплуатационно технические характеристики; ТО и Р – техническое обслуживание и ремонт; СНК,СНО – средства наземного контроля и наземного обслуживания.

Анализ имеющегося опыта создания перспективных ТРДД нового поколения указывает на необходимость совершенствования и применения следующих узлов и элементов конструкций: высокоэффективного редуктора, имеющего КПД не менее 99%, подшипников скольжения на сателлитах, упрочнённых шевронных передач, встроенной диагностики; малошумного широкохордного вентилятора с пониженной окружной скоростью U к = 200…320 м/сек, КПД 91..92% и облегчёнными, полыми или углепластиковыми, рабочими лопатками; высокоэффективной охлаждаемой ТВД, с уменьшенными величинами радиальных зазоров за счёт активных способов их экономичного регулирования, конструктивных способов снижения втеканий воздуха в проточную часть из воздушных полостей и вторичных потерь энергии газа, лопатками, имеющими

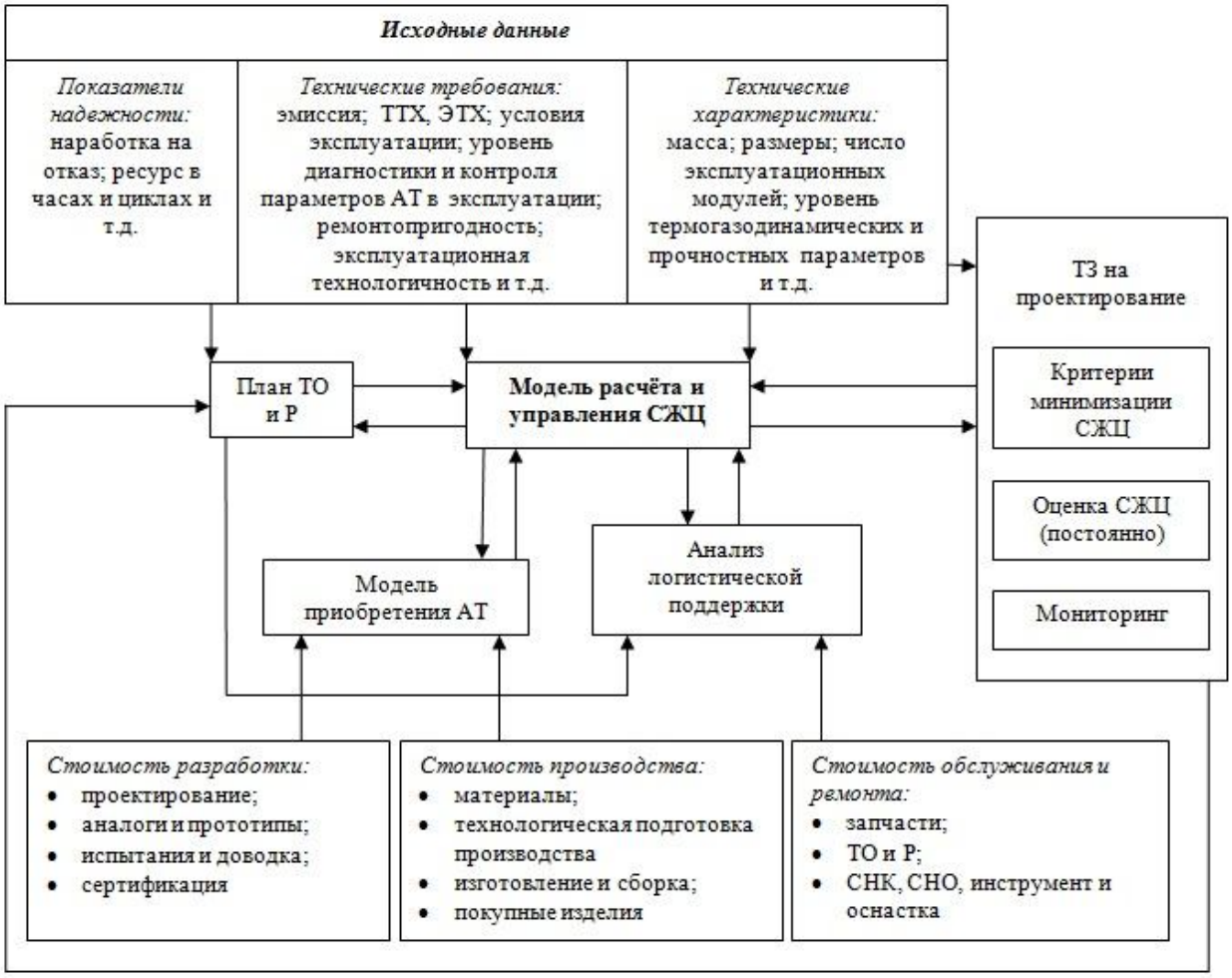


Рис. 1. Блок-схема модели расчёта и управления СЖЦ авиационного изделия для заданных в ТЗ на проектирование условий эксплуатации

развитую перфорацию, и т.д.; высокоэффективной малоступенчатой ТНД с большой величиной работы в ступени; малоступенчатых КНД и КВД с применением высоконапорных ступеней типа «блиск»; наземного контроля и наземного обслуживания; малоэмиссионной высокотемпературной камерой сгорания и т.д.; лёгких высокоэффективных звукопоглощающих конструкций с воздухопроницаемыми органопластиками, которые обеспечивают снижение шума на 10…15 дБ; САУ, интегрированной с системами управления полётом и технической диагностики и т.д. Таким образом, из перечисленных выше задач первые две относятся к редукторным ТРДД с большой степенью двухконтурности, а остальные определяют техническое совершенство и уровень показателей технического уровня любого современного ВРД.

Применение вибрационной диагностики для авиационных двигателей дает значительный эффект на всех стадиях жизненного цикла двигателей. Это оценка качества конструкторских и технологических решений при проектировании, контроль качества изготовления и сборки, прогноз ресурса двигателей при серийном производстве и ремонте, своевременное выявление повреждений, контроль технического состояния двигателей в эксплуатации. Технологии диагностирования, разработанные в рамках НИР, могут применяться как для двигателей магистральных самолетов, так и для вертолетных двигателей и редукторов.

Рассмотрим процесс формирования конкурентноспособного, с точки зрения параметра СЖЦ, двигателя в целом. На рисунке 2 показана блок-схема такого процесса, включающая исходные данные и ряд показателей, существенных для гражданской авиации. Вместе с тем, надо отметить, что реализация требования по снижению СЖЦ в значительной степени основывается на возможности технического совершенствования конструкций АД, технологии их изготовления, эксплуатации и ремонта. Приведём несколько различных примеров, связанных с формированием и оценкой СЖЦ.

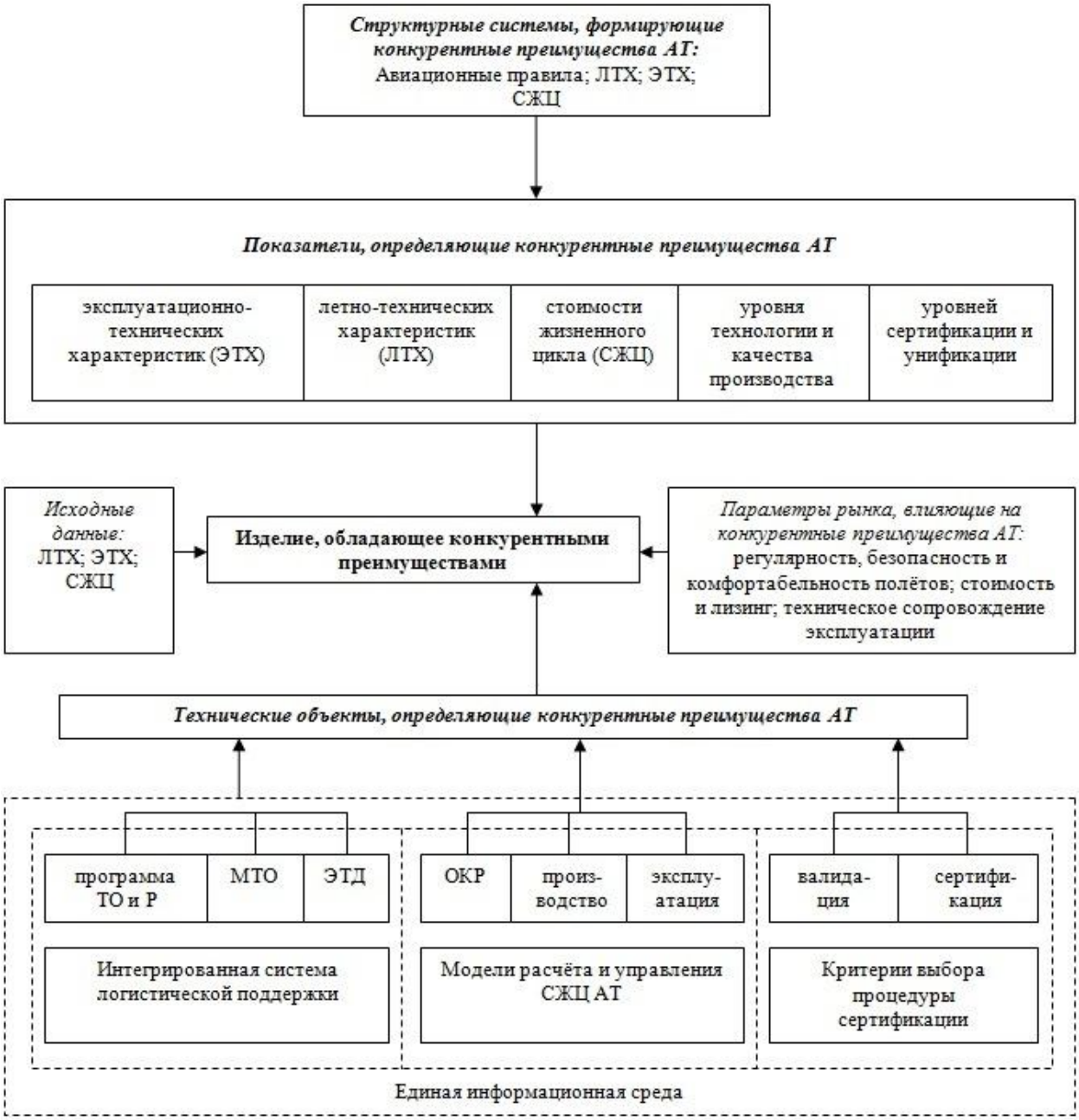


Рис. 2. Блок – схема процесса разработки конкурентно способного с точки зрения СЖЦ изделия

Так, например, для проекта нового вертолёта Ми-38 заключено соглашение с французской фирмой Сафран об использовании современного ТВлД Ардиден 1Н. Кроме того, его модификация, двигатель Ардиден 3G,может быть установлен на другом новом российском вертолёте Ка–62. Анализ технических характеристик семейства ТВлД Ардиден показывает, что они отличаются низкой ценой изготовления и затрат на эксплуатацию, при высоких технических показателях, соответствующих лучшим ТВлД данной категории - класса мощности, как Т800 и RTM390.

Проанализируем проблему оценки СЖЦ для таких исходных данных.

Рассматриваемые двигатели, в отличие от аналогичного по параметрам российского двигателя ВК 117В, спроектированы с низкой температурой газа перед турбиной - 1273К и имеют неохлаждаемую турбину, также как и в хорошо известном другом российском ТВлД ТВ3-117. Для компенсации пониженной температуры газа перед турбиной, при заданной мощности, двигатель Ардиден был несколько переразмерен по расходу воздуха. По данным разработчика, увеличение его массы составило только 10% по сравнению с конструкцией, имеющей высокотемпературную турбину. В то же время применение турбины с неохлаждаемыми рабочими лопатками снижает стоимость двигателя почти в два

раза, опять-таки по утверждениям разработчика [2]. Очевидно, что такая оптимизация «масса-стоимость» исключительно полезна и должна широко применяться.

Другой пример относится к обоснованию выбора двухступенчатой турбины в проекте нового российского ТРДД ПД 14, предназначенного для самолёта МС-21. Как известно, одним из самых важных факторов, снижающих СЖЦ двигателя, является существенное сокращение числа его деталей, поэтому выбор 2-х ступенчатой турбины каскада высокого давления в двигателе ПД-14 противоречит принципу минимизации СЖЦ. Разработчик проекта поясняет своё решение желанием повысить КПД турбины. Однако, имеются и другие соображения: меньшая высота рабочей лопатки турбины и связанный с этим обстоятельством больший относительный уровень концевых потерь энергии газа, могли бы быть вполне компенсированы за счёт пространственного профилирования как сопловой, так и рабочей лопатки этой турбины, как это было реализовано в одноступенчатой ТВД ТРДД SAM 146, спроектированной специалистами фирмы Снекма.

Третий пример компромиссных решений, определяемых задачей по минимизации параметра СЖЦ, иллюстрируется широким применением в современных новых разработках и модифицированных конструкций ВРД рабочих колёс КНД и КВД типа «блиск» и «блинд» [3]. Эти конструкции были первоначально применены в ряде иностранных ТРДДф, например, в М-88.3, EJ 200, F119 PW 100 и в новой модификации вентилятора отечественного ТРДДф АЛ31ф. Там же реализовано уменьшенное число ступеней вентилятора, три ступени вместо четырёх, что реализовано также во многих конструкциях вентиляторов других иностранных ТРДДф, см. Таблицу 1.6 в [4] и позволяет снизить СЖЦ.

Следует также обратить внимание на очень высокий уровень максимальной температуры газа перед турбиной газогенератора в современных ТРДДф военного назначения, где параметр СЖЦ не так актуален. Так в серийных двигателях США 4-го поколения, например, в ТРДДф F-414 Growth и F119–PW-100, максимальная величина температуры газа перед турбиной достигает величины в 1950К. Немного отстают европейские проектировщики, где в двигателях М 88.3 и EJ200 величина, этого характерного параметра, свидетельствующего о высоком техническом уровне разработки, равна 1850 К.

В заключение данного раздела необходимо отметить, что блок схемы, представленные на рис. 1 и 2, носят информативный характер и не отражают весь комплекс сложного процесса по поиску приемлемого компромисса между безусловными требованиями совершенствования конструкции и технических параметров двигателей новых поколений, их стоимости и возможности создания в заданные сроки. Актуальность и значимость применения параметра СЖЦ в настоящее время связана с тем, что от одного поколения к другому поколению финансовые затраты на создание научно-технического задела и проведение НИОКР, а также на разработку новых технологий и подготовку производства существенно увеличиваются. Поэтому переход на новые и прогрессивные методы эксплуатации и ремонта авиационных ВРД, при наличии действенного встроенного контроля, определяющего временные границы безопасной эксплуатации его узлов и деталей, снижающие его СЖЦ, имеет важное практическое значение.

2. Модульность конструкций современных авиационных ВРД

Рассматриваются конструктивные особенности узлов и модулей современных отечественных и иностранных ВРД, предназначенных для эксплуатации на гражданских и военных ЛА. Сложность замены повреждённых модулей ВРД в эксплуатации заключается в том, что узлы и детали эксплуатирующегося двигателя несколько изменяют свои размеры и конфигурацию их деталей в местах стыка сопрягаемых модулей. Имеет место овализация корпусных деталей, появляется несоосность отдельных узлов ротора и т.д. В связи с этим, при установке новых модулей применяются в стыках фланцев кососрезанные вставные кольца, шайбы со смещёнными относительно их оси отверстиями, позволяющие компенсировать овализацию корпуса, методы сохранения исходной балансировки при замене повреждённых роторных деталей и т.д. При проектировании необходимо обеспечить большую жёсткость корпуса, например, за счёт применения фасонных рёбер, как это выполнено в ТРДДф EJ 200. Для снижения стоимости изготовления таких конструкций в серийном производстве за рубежом применяют тонкостенное литьё, обеспечивающее необходимые размеры и форму. С другой стороны, современные ВРД имеют большую, практически двойную, разницу в ресурсе холодных и горячих узлов двигателя. Очевидно, что в этих условиях горячая часть двигателя должна иметь несколько большее число модулей, чем холодная. Их замена в эксплуатации должна быть запланирована в первую очередь, очевидно, без выполнения подгоночных и балансировочных работ. Статорные узлы должны иметь горизонтальные разъёмы, обеспечивающие возможность доступа к узлам ротора и т.д. Приведём несколько конкретных примеров разделения

отечественных и иностранных конструкций на отдельные модули.

Двухвальный ТРДД SAM 146 состоит из трёх основных модулей: модуль вентилятора и бустера, куда входят четыре отдельных подмодуля; модуля газогенератора, разделённого на восемь подмодулей; модуля ТНД, включающего три подмодуля. Дополнительно имеется модуль привода агрегатов, включающий два подмодуля и модуль системы выхлопа, состоящий из подмодуля смесителя и центрального тела. Общее число взаимно заменяемых в эксплуатации узлов 19, из них к горячей части ТРДД относится 10. Двигатель спроектирован с учётом возможности реализации большого ресурса, в 20 тысяч циклов. Конструктивная схема продольного разреза газогенератора ТРДД SAM 146 показана на рис. 3.

Двигатель имеет межвальный подшипник между ротором ТНД и ТВД, при этом цапфа диска ТВД интенсивно охлаждается, и это препятствует короблению наружной обоймы подшипника, как это имеет место в аналогичном узле отечественного ТРДДф АЛ 31ф. Жаровая труба камеры сгорания этого двигателя выполнена с креплением на корпусе в её выхлопной части и только касается, а не опирается на сопловой аппарат ТВД. Благодаря этой конструкции камера сгорания может быть разделена на два модуля: один - корпус камеры сгорания с диффузором компрессора и выносным коллектором; другой - её жаровая труба. Отдельными модулями являются также СА ТВД, ротор ТВД и узел соплового аппарата ТНД. Разборка модулей горячей части этого ТРДД производится с его выхлопной части, поэтому для её осуществления двигатель должен быть снят с ЛА. К сожалению, это общий недостаток имеющихся конструкций современных модульных ВРД.

Рассмотрим далее особенности модульности конструкции военного ТРДДф EJ 200. Этот двигатель состоит из 14-ти модулей, представленных на рис. 4. Его газогенератор включает четыре модуля: поворотного ВНА КВД (№ 4); КВД (№5), соединённого с корпусом модуля камеры сгорания (№ 6), который соединён с узлом СА ТВД коллектором подвода охлаждающего воздуха к этому СА; ротор ТВД (№ 7). Очевидна не оптимальность такого деления турбины горячей части двигателя на отдельные модули по сравнению с ТРДД SAM 146. Приведенное выше описание поясняет рис. 5, где представлена конструктивная схема горячей части ТРДДф EJ 200, без его выхлопных узлов: смесителя, форсажной камеры и сопла. Модульность конструкций двух отечественных ТРДДф. АЛ-31 и РД 33, спроектированных по принципиально схожим конструктивным схемам, мы не рассматриваем в связи с тем, что газогенератор этих двигателей спроектирован как базовый, не разделяемый на составные части модуль, что безусловно требует перепроектирования с точки зрения реализации критерия минимизации СЖЦ в этих ТРДДф.

В заключение остановимся на модульности конструкции серийного комбинированного ТРДДф США пятого поколения, представленного на рис. 6. Улучшенная эксплуатациионная технологичность и ремонтопригодность ТРДДф F119-PW-100 объясняется тем, что он имеет самое большое число модулей – 29, каждый из которых, по утверждению проектировщика, может быть снят за 20 мин. Как уже было отмечено выше, в этой СУ применены гибкие трубопроводы, которые составляют 40 % всех магистралей, и хотя стоимость и занимаемый объем гибких трубопроводов выше, чем жестких, они более удобны для их технического обслуживания.

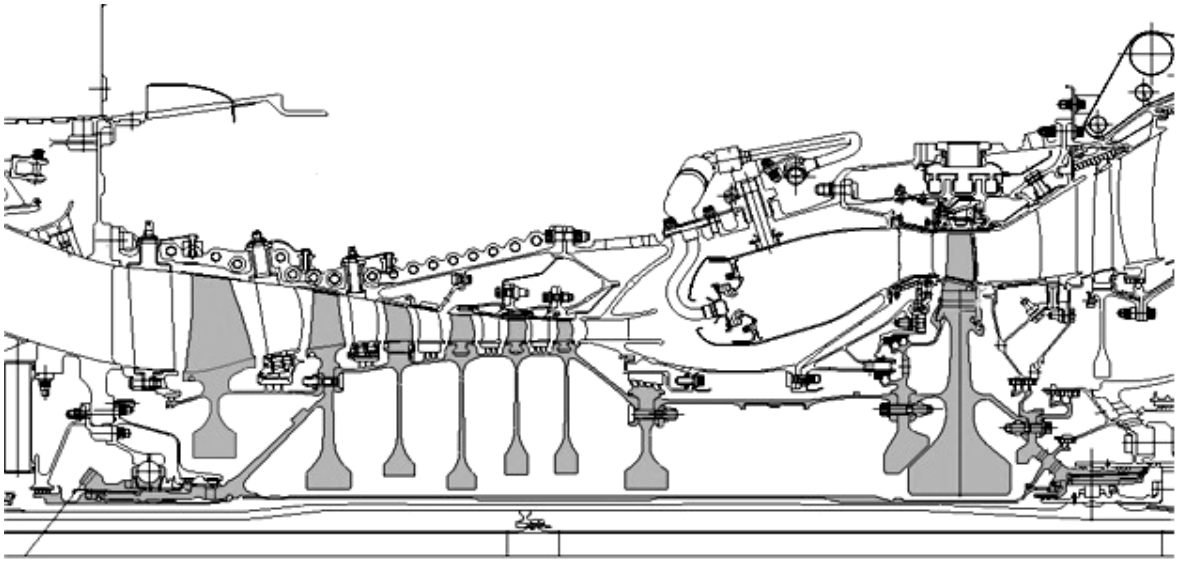


Рис. 3. Газогенератор ТРДД SAM 146 с ротором высокого давления, ступенями ТНД и межвальным подшипником

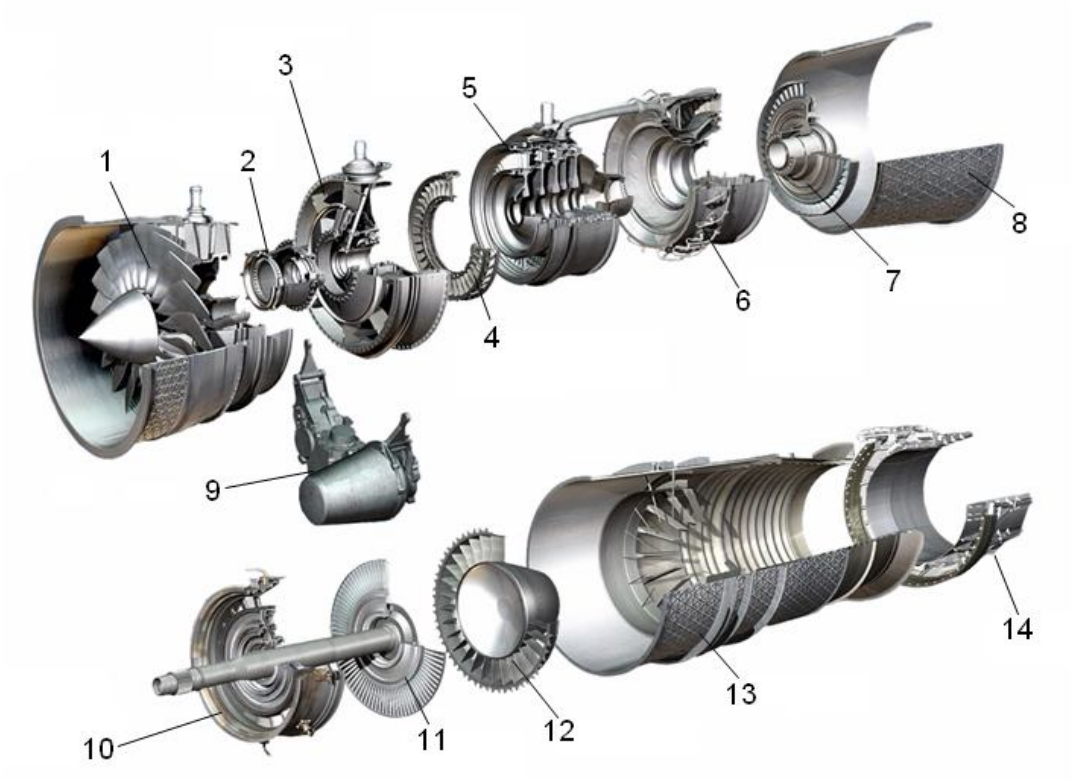


Рис. 4. Модули ТРДДф EJ 200:
1, 2, 3, 4, 5, 8, 9 – холодная часть; 6, 7, 10, 11, 12, 13, 14 – горячая часть

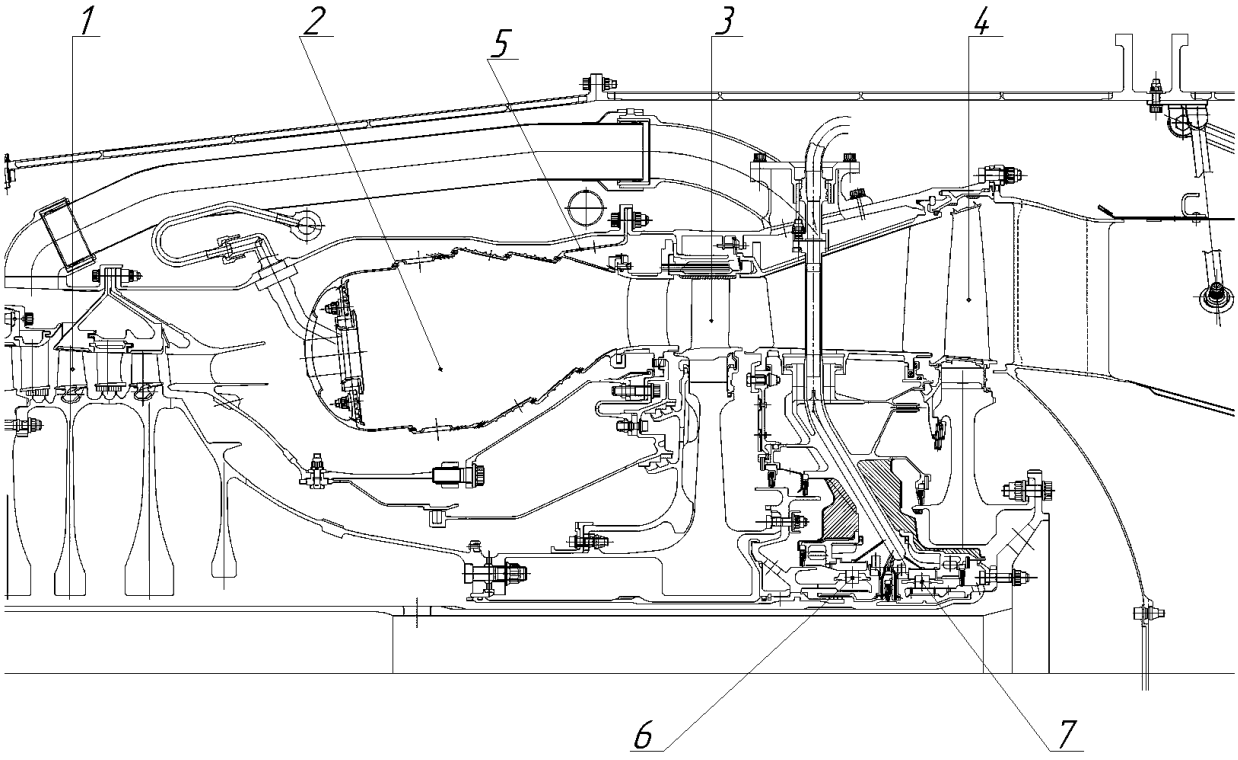


Рис. 5. Продольный разрез горячей части ТРДДф EJ 200 без его выхлопных узлов:
1 – КВД; 2 – КС; 3 – ротор ТВД; 4 – ротор ТНД; 5 – крепление жаровой трубы;
6 и 7 – опоры роторов ТВД и ТНД.

Рис. 6. Комбинированная СУ с ТРДДф F 119,
выносным вентилятором и поворотным на 90° соплом

3. Создание «семейства» двигателей как фактор снижения СЖЦ

Одним из самых действенных способов снижения СЖЦ является создание семейства двигателей на основе блоков и узлов базового двигателя. Наиболее известный метод – это использование базового газогенератора. Однако в настоящее время широкое распространение получили и другие способы проектирования «родственных» конструкций. Наиболее близкими по конструкции узлов является семейство, созданное на преобразовании ТВД в ТВлД или наоборот. В качестве примера рассмотрим семейство двигателей, созданных на основе самолётного двигателя ТВД ТВ7-117, схема деления на модули которого показана на рис. 7. Такого вида схемы чётко фиксирует изменения, происходящие в составе комплектующих модулей двигателя. Аналогичная «семейственность» была реализована при проектировании рассмотренного выше комбинированном двигателе F-119. Конечно, хотелось бы, чтобы один и тот же двигатель применялся на множестве летательных аппаратов в течение как можно более длительного времени. Возможно, что мировым рекордсменом такой востребованности являются модификации двигателя ТВ3-117, известного в основном своим длительном применением на вертолётах фирмы Миля и Камова. Одна из его модификаций ТВ3-117ВМА-СБМ1 разработана для самолёта, в нём использован ранее спроектированный редуктор двигателя АИ-24.

Заключение

Анализ СЖЦ показывает, что минимум этого параметра обеспечивается в основном увеличенными значениями ресурса всех основных узлов ВРД и модульным проектированием наиболее повреждаемых узлов. К этим узлам относится вся горячая часть двигателя.

Модульные двигатели требуют повышенной точности изготовления и сборки, при которой, например, не должны использоваться подшипники селективной сборки, подбираемые для каждой сборки индивидуально в стяжном устройстве соединений валов компрессора и турбины конструкции, компенсирующие отклонения размеров соединяемых деталей и др.

Уровень ремонтопригодности проектируемого ВРД должен позволять производить замену повреждённых модулей в основном в эксплуатации, «на крыле» и «под крылом». Для выполнения этих работ необходимо организовать специальные бригады из работников серийных предприятий, имеющих необходимую квалификацию и оснастку, как это выполняет в настоящее время английская фирма Роллс-ройс.

Рекомендуется значительно увеличить число модулей всех узлов горячей части отечественных ВРД, предназначенных для военных и гражданских ЛА.

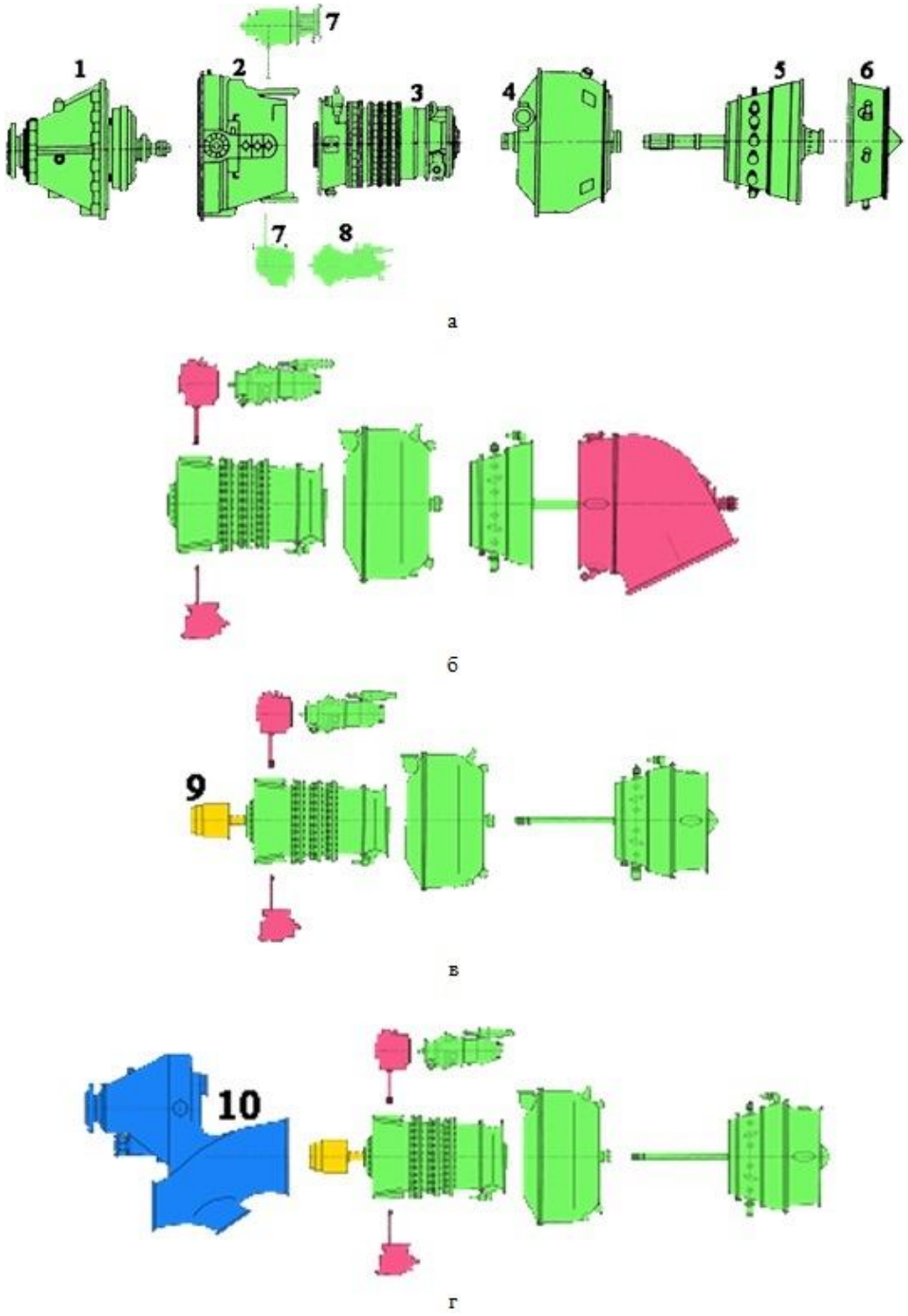


Рис. 7. Модули семейства двигателей ТВ7-117:
а – базовый двигатель (самолётный); б – вертолётный с выводом мощности назад; в – вертолётный с выводом мощности вперёд; г – Самолётный, на базе вертолётного с выводом мощности вперёд; 1 – редуктор; 2 – корпус входной; 3 – компрессор осевой; 4 – турбокомпрессор высокого давления; 5 – силовая турбина; 6 – выходное устройство; 7 – коробки приводов; 8 – воздушный стартер; 9 – выводной вал; 10 – выносной редуктор по типу PW-127

Литература

1. Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных ГТД и энергетических установок в системе CALS технологий: учеб. в 3 кн. Кн. 3: Эксплуатация и надёжность ГТД и ЭУ [Текст] / Н.Н. Сиротин, Е.Ю. Марчуков, А.Н. Сиротин, А.Б. Агульник. – М.: Наука, 2012. – 616 с.

2. Иностранные авиационные двигатели, 2005 [Текст]: справ. ЦИАМ /под общ. ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. – М.: Изд. дом «Авиамир», 2005. – 592 с.

3. Иноземцев, А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. в 5 кн. Кн. 2: Компрессоры. Камеры сгорания. Форсажные камеры. Турбины. Выходные устройства [Текст] / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л Сандрацкий. - М.: Машиностроение, 2008. – 368 с.

4. Карасёв, В.Н. Моделирование динамики и вопросы интеграции силовых установок самолётов вертикального взлёта [Текст]: моногр. / В.Н. Карасёв. - М.: Изд-во МАИ, 2007. – 184 с.

Поступила в редакцию 1.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник Н.Н. Сиротин, Научно-исследовательский центр эксплуатации и ремонта авиационной техники, Люберцы, Московская обл., Россия.

КОНСТРУКТИВНІ СПОСОБИ ЗНИЖЕННЯ ВАРТОСТІ ЖИТТЄВОГО ЦИКЛУ СУЧАСНИХ І ПЕРСПЕКТИВНИХ ПРД

В.І. Родителев, В.Г. Нестеренко

Наведено результати досліджень модульності вітчизняних та іноземних ПРД, які призначено для установки на військові та цивільні ЛА, що відрізняються прийнятими при проектуванні конструктивними рішеннями їх вузлів і деталей. Розглянуто показник «вартість життєвого циклу» (ВЖЦ) виробу авіаційної техніки (АТ), який об'єднує витрати на розробку, випробування, виробництво і експлуатацію авіаційних ПРД. Показано доцільність розділення гарячої частини вітчизняних ПРД на більшу кількість модулів, ніж це має місце в поточний час. Відмічено, що використання параметра ВЖЦ, наприклад, при проведенні НДОКР, дозволяє знайти компроміс між вимогами покращення основних характеристик двигуна, а також конструкції і технології його виробництва із урахуванням можливого зниження витрат на його експлуатацію і ремонт.

Ключові слова: повітряно-реактивний двигун, модуль, газогенератор, двоконтурний двигун, компресор, турбіна, камера згоряння, виробництво, ремонт, вартість.

CONSTRUCTIVE WAY TO LOWER LIFE CYCLE COST OF MODERN AND ADVANCED AIR PROPULSION ENGINE

V.I. Roditelev, V.G. Nesterenko

Results of researches of modularity domestic and foreign APE, intended for installation on military and civilian aircraft, differing by the constructive decisions of their units accepted at design and details are resulted. The parameter «cost of life cycle» (CHL) products of aviation technics (AT), uniting expenses for development, tests, manufacture and operation aviation APE is considered. The expediency of division of a hot part domestic APE on greater number of modules is shown, than it takes place now. Use of parameter CHL is noted, that, for example, at carrying out of research and development, allows to find the compromise between requirements of improvement of the basic characteristics of the engine, as well as a design and technology of its manufacture in view of possible decrease in expenses on its operation and repair.

Key words: air-propulsion engine, module, gas generator, turbofan, fan, compressor, turbine, combustor, manufacture, repair, cost.

Родителев Владислав Игоревич – заместитель управляющего директора ОАО «Московское машиностроительное предприятие им. В.В. Чернышёва», ОДК, Москва, Россия, e-mail: roditelev-70@mail.ru.

Нестеренко Валерий Григорьевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Московского авиационного института (национального исследовательского университета), Москва, Россия, e-mail: valerinesterenk@yandex.ru

УДК 623.746.016.(06)

А.Н. СОРОЧКИН[1], В.В. ЛОГИНОВ[1], А.В. ЕЛАНСКИЙ[2]

[1] *Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Украина*
[2] *ГП "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина*

АНАЛИЗ ПУТЕЙ МОДЕРНИЗАЦИИ САМОЛЕТА ШТУРМОВИКА ТИПА СУ-25 С ЦЕЛЬЮ УЛУЧШЕНИЯ ЕГО ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

В статье рассмотрены пути модернизации самолета штурмовой авиации типа Су-25 с целью улучшения его летно-технических характеристик на основе замены двигателя силовой установки. Проведен анализ и сравнение летно-технических характеристик современных самолетов-штурмовиков ведущих стран мира, а также тенденции развития средств вооруженной борьбы, которые определяют одну из основных ролей штурмовой авиации в военных конфликтах. Проведен анализ путей и способов улучшения эксплуатационных характеристик самолета-штурмовика Су-25 для Воздушных Сил Вооруженных Сил Украины.

Ключевые слова: *самолет-штурмовик, штурмовая авиация, модернизация самолета, летно-технические характеристики, вооружение и военная техника, силовая установка.*

Введение

В современных условиях, которые характеризуются недостатком финансовых и материальных средств, сложными экономическими, научно-техническими и производственными обстоятельствами, модернизация вооружения и военной техники (ВВТ) является доминирующим способом улучшения эффективности действия войск (сил) до 2020 года. Модернизация ВВТ является существенным фактором повышения ее боевых качеств и возможностей, а также боеготовности вооруженных сил государства [1].

С целью обеспечения максимально возможного уровня исправности имеющегося парка военной авиационной техники (АТ) в пределах определенных финансовых ресурсов утверждена Концепция поддержания исправности и боевого потенциала парка АТ Воздушных Сил Вооруженных Сил Украины на период до 2025 года.

Основной проблемой, на решение которой направлена Концепция, является определение приоритетов и поэтапности выполнения мероприятий с целью поддержания исправности и боевого потенциала имеющегося парка АТ [2, 3].

Сегодня на вооружении военной авиации находятся летательные аппараты (ЛА), которые были изготовлены преимущественно в конце 80-х – начале 90-х годов прошлого столетия. Потому нынешняя их эксплуатация характеризуется практически полным исчерпанием ресурсных показателей, установленных разработчиками и не соответствует современным техническим требованиям [4].

Одним из наиболее распространенных ЛА штурмовой авиации Воздушных Сил Украины является самолет Су-25.

В связи с этим актуальной научной и прикладной задачей является модернизация ВВТ, в частности ЛА Су-25, что даст возможность эффективно применять штурмовую авиацию до 2020 года.

Однако, опыт развитых авиационных государств свидетельствует, что самолеты военного назначения еще имеют достаточный технический запас для продолжения их безопасной эксплуатации, что при условии обеспечения необходимого объема восстановительных работ позволит удерживать их в боевом составе, по крайней мере, до 2020-2025 г.г. [5, 6].

Анализ состояния мирового парка штурмовой авиации показывает, что самолет-штурмовик типа Су-25 в своем эксплуатационном диапазоне имеет возможность улучшения летных, тактических и экономических характеристик.

Постановка задачи

В связи с вышесказанным, необходимо провести анализ путей улучшения эксплуатационных характеристик самолета-штурмовика на основе модернизации его подсистем. Модернизация ЛА типа Су-25 вызвана необходимостью доведения его эксплуатационных характеристик до уровня современных требований, что позволит получить преимущества над аналогичными образцами противника на основе сбережения материальных и финансовых средств при эксплуатации [7].

© А.Н. Сорочкин, В.В. Логинов, А.В. Еланский

Анализ последних исследований и публикаций

Как известно, одним из направлений улучшения ЛТХ и эксплуатационных возможностей АТ, является установка современного вооружения, новой авионики и двигателей.

В последнее время заметную активность в вопросах модернизации АТ проявляют такие страны как США, Германия, Франция, Россия, Израиль, Китай. Это дает возможность модернизированным вариантам АТ с новыми боевыми возможностями соответствовать требованиям современного воздушного боя. Интерес к модернизации обусловлен сокращением государственных финансовых затрат на перевооружение парка авиационной техники, которая застаревает. Как известно, что модернизация боевой АТ обходится в 6-10 раз дешевле, чем закупка новой [8].

Анализ тенденций развития средств вооруженной борьбы определяет одну из основных ролей штурмовой авиации в военных конфликтах, которая постоянно возрастает. Кроме того, анализ театра военных действий за последние 30 - 40 лет показывает, что важное значение в современных конфликтах отдается штурмовой авиации [9-11].

Поэтому **целью статьи** является сравнительный анализ мирового парка штурмовой авиации, выработка путей и способов усовершенствования эксплуатационных характеритик самолета-штурмовика типа Су-25.

Основная часть исследований

Как известно, штурмовая авиация используется для уничтожения противника на поле боя и нанесения бомбово-штурмовых ударов по наземным объектам в ближайшей глубине обороны. Летательный аппарат, в основном, действует на малой высоте или на бреющем полёте. В качестве штурмовиков используются самолёты или вертолёты.

Боевая мощь штурмовой авиации находиться в прямой зависимости от качества самолетов и их вооружения, а именно:

а) от летно-тактических характеристик штурмовых самолетов;

б) от конструкции и системы вооружения самолетов;

в) от боевых свойств авиационных средств поражения (АСП);

г) от возможности применения одновременно и параллельно нескольких авиационных средств поражения.

Удачное осуществление этих факторов в сочетании с надлежащей выучкой и тактической подготовкой летного состава позволяют штурмовой авиации стать мощным боевым средством, способным эффективно и надежно поражать самые различные объекты.

К современному самолету-штурмовику предъявляются основные тактико-технические требования: скорость, боевая нагрузка, маневренность, бронирование, всепогодность, невидимость, боевая живучесть, а также экономичность – низкий удельный расход топлива.

Исходя из сравнительного анализа парка штурмовой авиации мира (табл. 1) [12-18] за приоритет в дальнейшем сравнении следует выделить два типа ЛА, таких как штурмовик Су-25 “Грач” (рис. 1, 2) и штурмовик А-10 “THUNDERBOLT” (рис. 3, 4). Как известно, самолет штурмовик А-10 “THUNDERBOLT”, в отличие от самолета-штурмовика Су-25, за последние 20 лет подвергался двум модернизациям. В 1990-х годах по программе доработок LASTE и в 2005-2010 годах по программе PEM (Precision Engagement Modification). Самолет получил название А-10С “THUNDERBOLT-II”, что и открыло этому штурмовику путь в XXI столетие.

Первые доработанные А-10С достигли боеготовности в сентябре 2007 года. Прогнозируется, что возможность использования информационных боевых систем будущего, таких как ROVER, и оснащение самолетов модернизированными двигателями, позволит А-10 соответствовать предъявляемым требованиям вплоть до снятия их с вооружения, что планируется на 2028 год [19-20].

Оценивая характеристики штурмовиков Су-25 и А-10С “THUNDERBOLT II” (табл. 2 - 4), можно сказать, что это машины одного класса, с одними и теми же функциями и предназначенные для выполнения однотипных задач по непосредственной поддержке войск на поле боя.

Опыт локальных войн показал, что наиболее уязвимые места у самолета-штурмовика, действующего в непосредственной близости от земли, а соответственно, и под интенсивным огнем противника, являются: кабина пилота, силовая установка, топливная система и система управления [21-28].

Таким образом, можно выделить задачи, которые необходимо решить с целью улучшения эксплуатационных характеристик штурмовика типа Су-25:

а) повысить запас прочности планера;

б) увеличить боевой радиус действия самолета;

в) увеличить боевую нагрузку;

г) повысить экономичность;

д) усовершенствовать бортовое радиоэлектронное оборудование и программное обеспечение;

е) снизить инфракрасную заметность;

ж) повысить газодинамическую устойчивость;

и) снизить затраты на техническое обслуживание и ремонт.

Таблица 1

Парк штурмовой авиации мира

Страна	Фирма, название ЛА	Тип ЛА
Россия	Сухой СУ-25 ГРАЧ Сухой СУ-25СМ Сухой СУ-25УБ Сухой СУ-28 ГРАЧ Сухой СУ-39 Яковлев ЯК-38М	штурмовик штурмовик учебно-боевой штурмовик штурмовик штурмовик штурмовик с ВВП
США	Grumman A-6F INTRUDER II Beechcraft AT-6 LTV A-7K CORSAIR II LTV A-7P CORSAIR II Air Tractor AT-802U McDonnell Douglas AV-8C HARRIER II Fairchild A-10A THUNDERBOLT II Fairchild A-10C THUNDERBOLT II Piper PA-48 ENFORCER Ayres V-1-A VIGILANT	палубный штурмовик легкий штурмовик учебно-боевой штурмовик многоцелевой штурмовик легкий штурмовик многоцелевой штурмовик с ВВП штурмовик штурмовик легкий штурмовик легкий штурмовик
Франция	Dassault, Dornier ALPHA JET Dassault SUPER ETENDARD Fouga Fouga 90	штурмовик палубный истребитель-штурмовик многоцелевой штурмовик
Аргентина	FMA IA-63 PAMPA FMA, Locheed AT-63 PAMPA FMA IA-66	легкий многоцелевой штурмовик легкий многоцелевой штурмовик легкий многоцелевой штурмовик
Великобритания	British Aerospace HAWK Mk.100 British Aerospace HAWK Mk.127 LIFT British Aerospace HAWK Mk.200	тактический штурмовик тактический штурмовик тактический штурмовик
Румыния	IAR, SOKO IAR-93 IAR IAR-99 SOIM	многоцелевой штурмовик легкий многоцелевой штурмовик
Китай	Nanchang JL-8 Nanchang Q-5E/F FANTAN Nanchang Q-5K FANTAN Nanchang Q-5M FANTAN	легкий многоцелевой штурмовик многоцелевой штурмовик многоцелевой штурмовик многоцелевой штурмовик
Польша	PZL M-99 ORKAN	легкий штурмовик
Чили	ENAER A-36 HALCON	легкий многоцелевой штурмовик
Бразилия	Embraer, Aermacchi AA-1 CENTAURO Embraer AT-29 Embraer, Aermacchi AMX Embraer EMB-315SA	многоцелевой штурмовик многоцелевой легкий штурмовик многоцелевой легкий штурмовик
Южная Корея	Samsung КТХ- 2 KAI A-50 GOLDEN EAGLE	многоцелевой УБС легкий штурмовик
Пакистан	Nanchang K-8 KARAKORUM	легкий многоцелевой штурмовик
Грузия	TAM,Elbit СУ-25КМ СКОРПИОН	штурмовик
Чехословакия	Aero Vodochody L-159 ALCA	легкий многоцелевой штурмовик
Германия	Dornier, Dassault ALPHA JET	штурмовик
Испания	CASA C-101CC AVIOJET CASA E.25 MIRLO	легкий многоцелевой штурмовик легкий многоцелевой штурмовик
Югославия	SOKO IAR J-22 ORAO SOKO G-4 SUPER GALEB	многоцелевой штурмовик легкий многоцелевой штурмовик
Италия	Aermacchi, Embraer AMX-T Aermacchi MB.339A Aermacchi MB.339CD Aermacchi MB.339FD Aermacchi MB.339K VELTRO II SIAI-Marchetti S.211	многоцелевой штурмовик легкий многоцелевой штурмовик легкий многоцелевой штурмовик легкий многоцелевой штурмовик легкий многоцелевой штурмовик легкий многоцелевой штурмовик

Таблица 2

Сравнительные летно-технические характеристики современных штурмовиков

Наименование ЛА	Страна	Первый полет, год	Экипаж, чел	Габариты самолета, м			Площадь крыла, $м^2$
				размах крыльев	длина	высота	
A-7K CORSAIR II	США	1980	1	11,8	14,92	4,9	34,84
A-10A «Тандерболт II»	США	1972	2	17,35	16,26	4,4	47,01
A-10C THUNDERBOLT II	США	2005	1	17,53	16,26	4,4	47,01
Су-25 «Грач»	СССР	1975	1	14,36	15,53	4,8	33,7
Су-25Т	СССР	1984	1	14,36	15,53	4,8	30,1
Су-25УТГ	Россия	1990	2	14,36	15,36	4,8	30,1
Су-25СМ	Россия	1999	1	14,52	15,05	4,8	33,7
СУ-39 (Су-25ТМ)	Россия	1995	1	14,36	15,53	4,8	30,1
Q-5K FANTAN	Китай	1982	1	9,7	16,25	4,52	27,95
JL-8	Китай	1988	1	9,68	16,73	4,19	27,95
K-8 KARAKORUM	Китай	1993	2	9,63	11,6	4,21	17,02
AT-63 PAMPA	Аргентина	2002	2	9,69	10,90	4,29	15,63
J-22 ORAO	Югославия	1974	1	9,30	14,9	4,52	26
IAR-93	Румыния	1974	1	9,3	14,9	4,52	26
IAR-99 SOIM	Румыния	1985	2	9,85	11,01	3,989	18,71
ALPHA JET	Германия/Франция	1973	2	9,11	13,23	4,19	17,5
MB.339CD	Италия	1985	2	11,22	11,24	4	19,3
MB.339FD	Италия	1996	2	11,22	11,24	4	19,3
S.211	Италия	1981	2	8,43	9,31	3,8	12,6
HAWK Mk.200	Великобритания	1986	1	9,94	11,38	4,16	16,69
HAWK Mk.127 LIFT	Великобритания	1997	2	9,94	12,43	3,98	16,72
L-159A ALCA	Чехословакия	1997	1	9,54	12,72	4,87	18,8
C-101CD AVIOJET	Испания	1983	2	10,6	12,5	4,25	20
M-99 ORKAN	Польша	1985	2	9,6	13,22	4,3	19,92
СУ-25КМ СКОРПИОН	Грузия	2001	1	14,36	15,36	4,8	33,7
A-50 GOLDEN EAGLE	Южная Корея	2003	2	9,11	13,13	4,9	26,6
Q-5E/F FANTAN	Китай	1996	1	9,7	16,4	4,5	27,95
AMX	Италия	1988	1	8,874	13,575	4,576	21
AMX-T	Италия	1996	2	9,97	13,73	4,55	21

Таблица 3

Сравнительные летно-технические характеристики современных штурмовиков

Наименование ЛА	Маса, кг			Практический потолок, м	Дальность, км	
	максимальная взлетная	нормальная взлетная	пустого самолета		перегоночная (практическая)	боевой радиус действия
1	2	3	4	5	6	7
A-7K CORSAIR II	19051	14853	9000	15545	3669	1150
A-10A "Тандерболт II"	22680	14865	11320	10575	3950/3949	460/463-1000
A-10C THUNDERBOLT II	23134	13626	12000	13700	1300	463
Су-25 "Грач"	16500	14500	9500	7000-10000	1950	495-650
Су-25Т	19500	16500	9500	10000	2250	400-700
Су-25УТГ	17600	14600	9500	10000	2250	750
Су-25СМ	19000	14600	9400	10000	1950	320-650
СУ-39 (Су-25ТМ)	19500	16500	9500	10000/12000	2250	400-700
Q-5K FANTAN	12000	9468	6494	15850	2000	400
JL-8	11830	9468	6375	15850	2000	400
K-8 KARAKORUM	4330	3630	2687	13600	2140	1400
AT-63 PAMPA	5000	3800	2820	12900	2100	1650
J-22 ORAO	11080	8170	5500	15000	1320	370-522

Окончание табл. 3

1	2	3	4	5	6	7
IAR-93	11080	8170	5500	15000	1320	370-522
IAR-99 SOIM	5560	4400	3200	12900	1100	345-385
ALPHA JET	7500	5000	3515	14650	3000	430-550
MB.339CD	6350	4635	3310	14630	2200	315-500
MB.339FD	6350	5229	3414	14020	2500	268-815
S.211	3150	2750	1850	12800	2483	231-556
HAWK Mk.200	9100	7514	4510	15250	3610	240-1220
HAWK Mk.127 LIFT	9100	5148	4480	13565	2520	259 - 1223
L-159A ALCA	8000	7190	4320	13200	2530/920	500
C-101CD AVIOJET	6300	5000	3500	12800	3706	315-519
M-99 ORKAN	6900	6650	4700	11000	900	420
СУ-25КМ СКОРПИОН	17600	14600	9500	10000	1850	650/320
A-50 GOLDEN EAGLE	11975	8890	6441	14630	2400	1000
Q-5E/F FANTAN	12600	10200	6500	15850	2000	400
AMX	13000	9600	6700	13000	3336	556-926
AMX-T	13400	10800	6700	12800	3100	480-720

Таблица 4

Сравнительные летно-технические характеристики современных штурмовиков

Наименование ЛА	Крейсерская скорость, км/ч	Силовая установка			
		Тип	Количество, шт	Тяга, кгс	Название фирмы-производителя двигателя, название двигателя
A-7K CORSAIR II	860	ТРД	1	6450	Allison TF41-A-1
A-10A "Тандерболт II"	623	ТРДД	2	4100	General Electric TF34-GE-100
A-10C THUNDERBOLT II	634	ТРДД	2	4032	General Electric TF34-GE-100
Су-25 "Грач"	850	ТРД	2	4100	Р-195
Су-25Т	850	ТРД	2	4500	Р-195 М
Су-25УТГ	850	ТРД	2	4500	Р-195
Су-25СМ	850	ТРД	2	4413	Р-195
СУ-39 (Су-25ТМ)	850	ТРД	2	4500	Р-195 (Ш)
Q-5K FANTAN	740	ТРДФ	1	2940/3970	Liming (LM) Wopen-6A
JL-8	800	ТРДФ	1	2940/3970	Liming (LM) Wopen-6AIII
K-8 KARAKORUM	800	ТРД	1	1687	Garrett TFE731-2A (WS-11)
AT-63 PAMPA	650	ТРД	1	1588	Honeywell TFE-731-2C
J-22 ORAO	743	ТРДФ	2	2224	Turbomecanica (Rolls-Royce) Viper. Mk. 633-41
IAR-93	743	ТРДФ	2	2224	Turbomecanica (Rolls-Royce) Viper. Mk. 633-41
IAR-99 SOIM	865	ТРД	1	1779	Turbomecanica (Rolls-Royce) Viper Mk. 632-41M
ALPHA JET	994	ТРД	2	1412	SNECMA/Turbomeca Larzac
MB.339CD	817	ТРДД	1	1779	Piaggio (Rolls-Royce) Viper Mk. 632-42
MB.339FD	926	ТРД	1	1957	Rolls-Royce Viper Mk.680
S.211	667	ТРДД	1	1420	Pratt Whitney of Canada JT1 5D-5C
HAWK Mk.200	796	ТРДД	1	2650	Rolls-Royce/Turbomeca Adour Mk.871
HAWK Mk.127 LIFT	838	ТРД	1	2890	Rolls-Royce/Turbomeca Adour Mk.951
L-159A ALCA	786	ТРД	1	2800	ITEC (AlliedSignal) F124-GA-100
C-101CD AVIOJET	656	ТРД	1	1913	Garrett TFE731-5-1J
M-99 ORKAN	720	ТРД	2	1079	PZL Rzeszow PZL-5 SO-3W22
СУ-25КМ СКОРПИОН	850	ТРД	2	4413	Р-195
A-50 GOLDEN EAGLE	986	ТРД	1	7870	General Electric F404-GE-402
Q-5E/F FANTAN	1190	ТРДФ	1	2940/3970	Liming (LM) Wopen-6AIII
AMX	914	ТРДД	1	4907	Avio CELMA (Rolls-Royce) Spey RB.168 Mk.807
AMX-T	768	ТРД	1	4907	Rolls-Royce Spey RB.168 Mk.807

На сегодняшний день в Российской Федерации Министерство обороны запланировало провести глубокую модернизацию 80 самолетов типа Су-25, которые находятся на вооружении российских ВВС. Глубокая модернизация, прежде всего, коснется комплексов радиолокационного оборудования и связи, а также прицельно-навигационного комплекса, который будет заменен на новейшую разработку ПрНК-25СМ "Барс". Также самолет будет оборудован бортовой системой сбора, регистрации и обработки полетной информации "Карат-Б-25". Модернизацию штурмовика типа Су-25 по программе Министерства обороны Российской Федерации планируется закончить до 2020 года. По мнению специалистов, модернизированный дозвуковой штурмовик Су-25 повысит эффективность своего применения в четыре раза, а живучесть всех систем возрастет в два раза [29 – 31].

Министерством обороны Украины также спланирована программа по модернизации штурмовика типа Су-25. В 2012 году тактическая авиация пополнилась двумя модернизированными самолетами Су-25М1. Проведенная модернизация самолетов Су-25М1 прошла с привлечением исключительно украинских предприятий. Оптимальность выполненных работ по параметрам "цена – эффективность" подтверждена многочисленными заказами других стран на проведение аналогичной модернизации штурмовиков этого типа. Сама модернизация самолетов Су-25М1 состояла, во-первых, в замене аналогового прицела на цифровой. Это позволило повысить точность прицеливания приблизительно на 30 %. Во-вторых, за счет установки спутниковой системы навигации самолет способен поражать цели даже тогда, когда пилот их визуально не видит, но ему известны их координаты. Самолет способен тепер использовать штатное вооружение по наземным целям днем и ночью, в условиях плохой видимости и не выходя из-за облаков. Существенно, почти в 3 раза, повышена высотность применения вооружения [32, 33].

Существует еще один немаловажный экономический аргумент в пользу модернизации самолетов Су-25. Этот самолет рассчитан на календарный срок службы 25 лет. Его назначенный ресурс (3000 ч) обеспечивает среднегодовой налет 110-120 ч. Однако, среднегодовой налет самолета не достигает и 50 % от запланированного. Таким образом, ко времени истечения календарного срока службы самолета Су-25 его ресурс может быть выработан только наполовину. При этом менять штурмовик на новый не рационально [34-41], а достаточно продлить срок его службы на то время, в пределах которого будет выработан назначенный ресурс.

Одним из приоритетных направлений дальнейшей модернизации Су-25, является замена двигателя силовой установки, что позволит снизить затраты на техническое обслуживание. В Украине существует практическая возможность замены двигателя на более современный.

Рассмотрено несколько вариантов установки на самолет Су-25 газотурбинных двигателей (табл. 5).

Выводы по иследованию

Предварительный анализ технических характеристик самолета показывает, что иследуемый летательный аппарат штурмовой авиации типа Су-25 может иметь лучшие эксплуатационные характеристики с новым двигателем. Кроме этого появляется возможность повышения эффективности применения авиационных средств поражения.

Перспективы дальнейших исследований

Выделим пути дальнейших иследований по улучшению эксплуатационных характеристик самолета штурмовой авиации:

Таблица 5

Сравнительный анализ современных двигателей

Название двигателя	Страна	$R_ф$, кгс	$R_{макс}$, кгс	$C_{R\ макс.ф}$, кг/(кгс ч)	$C_{R\ макс}$, кг/(кгс ч)	$G_в$, кг/с	m	L, мм	D, мм
Р-95Ш	Россия	-	4100	-	1,28	67	-	2700	914
РД-93	Россия	8300	5040	2,05	0,77	76	0,49	4250	1040
WS-13	Китай	8800	5790				0,57	4150	1020
АИ-9500Ф	Украина	9100	6000	1,8	0,82	79	0,4	4270	974
АЛ-31ФН	Россия	12500	8097	1,96	0,705	112	0,571	5000	1180
WS-10	Китай	13455				124,7	0,78		
Р-195	Россия	4413			0,89			2880	805
РД-33	Россия	9700	7800	0,88	0,76	104	0,46	4230	1040
Р-9-300	Россия	-	2700		1,39			2450	670
TF34-GE-100	США	-	4210		0,37	151		2565	1270
АИ-222-25	Украина	-	2500		0,64		1,19	1960	630
АИ-222-28	Украина	-	2800		0,67				

1. Обосновать современные авиационные двигатели с приемлемым уровнем технического обслуживания.

2. Усовершенствовать метод определения рациональных характеристик двигателя силовой установки в системе самолета штурмовой авиации.

3. Определить показатель эффективности применения конструктивно-компоновочных вариантов самолета штурмовой авиации с разными типами двигателей и авиационных средств поражения.

4. Обосновать возможности применения новых типов авиационных средств поражения на самолетах штурмовой авиации.

Литература

1. Біла книга–2011. Збройні Сили України [Текст]. – К: Військо. – 110 с.

2. Нова Воєнна доктринна: принципи воєнної політики України в умовах позаблокового статусу [Текст] / В.М. Можаровський, О.І. Затинайко, В.І. Павленко, В.П. Бачарніков, С.В. Свєшніков // Наука і оборона. – 2012. – №2. – С. 18–26.

3. Онищенко, С.І. Концепція підтримання справності та бойового потенціалу парку авіційної техніки авіації Повітряних Сил Збройних Сил України на період до 2025 р. [Текст] / С.І. Онищенко, В.В. Самулєєв, О.В. Харченко // Наука і оборона. – 2011. – № 4. – С. 31–34.

4. Харченко, О.В. Тенденції розвитку військової авіації на початку XXI сторіччя [Текст] / О.В. Харченко // Наука і оборона. – 2003. – № 3. – С. 37–45.

5. Шляхи вибору стратегічних напрямів модернізації та реформування оборонної промисловості України [Текст] / В. В. Зубаррев, С.В. Ленков, О.В. Селюнов, П.П. Скурський // Наука і оборона. – 2008. – № 1. – С. 33–38.

6. Василенко, О.В. Моденізація озброєння і військової техніки – ефективний фактор боєздатності Збройних Сил України [Текст] / О.В. Василенко // Наука і оборона. – 2010. – №3. – С. 31–39.

7. Системная методология планирования развития, предпроектных иследований и внешнего проектирования вооружения и военной техники [Текст]: моногр. / Б.А. Демидов, М.И. Луханин, А.Ф. Величко, М.В. Науменко; под ред. Б.А. Демидова. – К. : Стилос, 2011. – 464 с.

8. Фінадорін, Г.О. Можливі шляхи модернізації бойової авіаційної техніки України [Текст] / Г.О. Фінадорін, В.Д. Кудрицький, О.В. Самков // Наука і оборона. – 2001. – №4. – С. 55–58.

9. Бишоп, К. Воздушные войны XX века [Текст] / К. Бишоп: пер. с англ. И. С. Соколова. – К. Русич, 2003. – 256 с.

10. Momyer, W.W. Air Power in the wars [Text] / W.W. Momyer //USAF, RET. – 1983. – 358 p.

11. Василенко, О.В. Основні світові тенденції розвитку озброєння та військової техніки для ведення війн у майбутньому [Текст] / О.В. Василенко // Наука і оборона. – 2009. – № 4. – С. 18–22.

12. Авиационная энциклопедия «Уголок неба». Современные штурмовики [Электронный ресурс]. – Режим доступа : http://www.airwar.ru/attacknow.html. – 3.05.2013 г.

13. Дональд, Д. Энциклопедия военной авиации [Текст] / Д. Дональд, Й. Лейк: пер. с англ. А. Бердов, И. Мальцев, А. Алексеев. – М.: Омега, 2003. – 443 с.

14. Дональд, Д. Современная военная авиация и ВВС стран мира [Текст] / Д. Дональд: пер. с англ. С. В. Сумбаев, А. В. Лященко – М.: Омега, 2003. – 192 с.

15. Винчестер, Д. Современные военные самолеты [Текст] / Д. Винчестер: пер. с англ. С.С Соколовского. – М.: – Астраль, 2007. – 256 с.

16. Fredriksen, C. The United States Air Forse [Text] / J.C. Fredriksen // ABC-CLIO, 2011. – 353 p.

17. Ильин,В.Е. Боевые самолеты зарубежных стран XXI века [Текст] / В.Е. Ильин. – М.: Воен. изд-во, 2001. – 192 с.

18. Ильин, В.Е. Штурмовики и истребители бомбардировщики [Текст] / В.Е. Ильин. – М.: Воен. изд-во, 1998. – 250 с.

19. Самойлов, И.В. Модернизация штурмовиков А-10А «Тандерболт» ВВС США [Текст] / И.В. Самойлов // Зарубежное военное обозрение. – 2007. – № 11. – С. 60.

20. Fairchild Rebublik – A-10 OA-10 Thunderbolt II. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.milavia.net/aircraft/a–10/a–10.html. – 3.05.2013 г.

21. Бедретдинов, И. Штурмовик Су-25 и его модификации [Текст] / И. Бедрединов; под ред. Ю.П. Клишина, В.П. Бабака. – М., 2002. – 400 с.

22. Марковский, В. Су-25 «Грач» [Текст] / В. Марковский, И. Приходько. – М.: Эксмо, 2011. – 160 с.

23. Smith, C. Fairchild Republic A-10 Thunderbold [Text]/ P.C. Smith // Crowood, 2000. – 192 p.

24. A-10 Thunderbolt (Warthog), United States of America [Электронный ресурс]. – Режим доступа : гhttp://www.airforce–technology.com. – 3.05.2013 г.

25. Сравнение самолетов–штурмовиков Су-25 и А-10А "Thunderbolt-2 [Электронный ресурс]. – Режим доступа : http://www.info.army.co.ua/documents/blog.php. – 3.05.2013.

26. Сравнение самолета Су-25 с аналогами [Электронный ресурс]. – Режим доступа : http://www.foxbat.ru/article/su25/1.htm. – 3.05.2013 г..

27. Su–25 (Su–28) Frogfoot Close–Support Aircraft, Russian [Электронный ресурс]. – Режим доступа : http://www.airforce–technology.com/projects/su25. – 3.05.2013 г.

28. Смоляров, А. Самолеты ОКБ Сухого. Ч. II [Текст] / А. Смоляров // Авиация и космонавтика. – 1999. – № 1. – С. 33–38.

29. Авиация ВВС России и научно–технический прогресс. Боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра / Е.А. Федосов, Д.А. Антонов, Р.М. Бабич, Ю.П. Балыко и др. – М.: Дрофа, 2005. – 734 с.

30. Проектирование самолетов [Текст] / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под

ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

31. Харченко, О.В. Експлуатація військової авіаційної техніки за технічним станом вимога часу [Текст] / О.В. Харченко, С.В. Пащенко, В.В. Юхачов // Наука і оборона. – 2011. – № 3. – С. 51–56.

32. 80 самолетов Су–25 «Грач» пройдут глубокую модернизацию [Электронный ресурс]. – Режим доступа : http://politikus.ru/army/528–80–samoletov–su–25. – 3.05.2013 г.

33. Безымянная модернизация «Грача» Военное обозрение [Электронный ресурс]. – Режим доступа : http://www.topwar.ru/20868–bezymyannaya –modernizaciya–gracha.html. – 3.05.2013 г.

34. Минобороны в третий раз модернизировало Су-25 – Известия [Электронный ресурс]. – Режим доступа : http://www.izvestia.ru/news. – 3.05.2013 г.

35. Модернизация самолетов Су-25М1 ВС Украины [Электронный ресурс]. – Режим доступа : http://www..military–informant. com/index.php/ airforce/1334–su–25.html. – 3.05.2013 г.

36. Николаевские авиаторы получили два модернизированных СУ-2 [Электронный ресурс]. – Режим доступа : http://www.novosti–n.mk.ua/ news/read/ 35371.html. – 3.05.2013 г.

37. Терещенко, Ю.М. Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів [Текст] / Ю.М. Терещенко, М.С. Кулик, В.В. Панін. – К.: Нац. авіац. ун–т. – 2009. – 344 с.

38. Авиационные двигатели [Текст] / под ред. И. Г. Шустова. – М.: Аэросфера. – 2007. – 328 с.

39. Научно–исследовательская работа «Самолеты–невидимки» [Электронный ресурс] / Ахметов Дамир Марселевич. – Режим доступа : http://olymp.as–club.ru/publ/raboty_1_go_tura/gotovye _raboty. – 3.05.2013 г.

40. Механізм заміни комплектуючих виробів озброєння та військової техніки сучасними аналогами нової техніки [Текст] / Б.М. Ланецький, І.Б. Чепков, В.В Лук'янчук, І.М. Ніколаєв // Наука і оборона. – 2012. – №2. – С. 54–60.

41. Гриб, Д.А. Методологічний підхід до формування технічного обрису перспективних зразків озброєння та військової техніки [Текст] / Д.А. Гриб, Б.О. Демідов, М.В. Науменко // Наука і оборона. – 2009. – № 4. – С. 30–34.

Поступила в редакцию 03.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр. Е.А. Украинец, Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков.

АНАЛІЗ ШЛЯХІВ МОДЕРНІЗАЦІЇ ЛІТАКА ШТУРМОВИКА ТИПУ СУ-25 З МЕТОЮ ПОКРАЩЕННЯ ЙОГО ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК

О.М. Сорочкін, В.В. Логінов, О.В. Єланський

У статті розглянуті шляхи модернізації літака штурмової авіації типа Су-25 з метою покращення його льотно-технічних характеристик на основі заміни двигуна силової установки. Проведено аналіз і порівняння льотно-технічних характеристик сучасних літаків-штурмовиків провідних країн світу, а також тенденції розвитку засобів озброєної боротьби, які визначають одну з основних ролей штурмової авіації у військових конфліктах. Проведений аналіз шляхів і способів покращення експлуатаційних характеристик літака штурмовика Су-25 для Повітряних Сил Збройних Сил України.

Ключові слова: літак-штурмовик, штурмова авіація, модернізація літака, льотно-технічні характеристики, озброєння і військова техніка, силова установка.

ANALYSIS OF WAYS TO CARRY OUT MODERNIZATION OF ATTACK AIRCRAFT SU-25 IN ORDER TO IMPROVE ITS OPERATING PERFORMANCE

A.N. Sorochkin, V.V. Loginov, A.V. Elansky

The article deals with modernization of attack aircraft Su-25 in order to improve its operating performances by changing the engine of its power plant. Authors carry out analysis and comparison of performances of the best modern attack aircrafts, as well as development trends of warfare means that prove attack aircrafts playing a principal role in military conflicts. Carried out analysis have revealed ways and means to improve the performances of the aircraft Su-25 for the Air Force of Ukraine.

Keywords: attack aircraft, attack aviation, modernization of aircraft, flight performances, weapons and military equipment, power plant.

Сорочкін Олександр Миколайович – ад'юнкт науково-організаційного відділу, Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків, e-mail: 1dios@ua.fm.

Логінов Василь Васильович – д-р техн. наук, ст. наук. спів., доцент кафедри інженерно-авіаційного факультету, Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків, e-mail: astravek@mail.ru.

Єланський Олександр Віталійович – начальник бригади – заступник начальника відділу перспективних розробок, ДП "Івченко-Прогрес", Запоріжжя, e-mail: a.elanskiy@ivchenko-progress.com.

УДК 62-755

А.Н. ГОРБЕНКО

Керченский государственный морской технологический университет, Украина

О ДОПУСТИМОМ УРОВНЕ ИНЕРЦИОННОЙ АНИЗОТРОПИИ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО РОТОРА

В работе рассматриваются особенности динамики ротора, который имеет различные моменты инерции относительно его поперечных осей. Получены безразмерные уравнения движения и условия устойчивости системы. Показано, что демпфирование в системе делает допустимым наличие некоторого уровня инерционной анизотропии ротора без потери устойчивости движения. Получено и проанализировано выражение для максимально допустимого инерционной анизотропии ротора с точки зрения устойчивости его движения. Полученные результаты дают возможность более обоснованно назначать рациональные технологические допуски на изготовление, сборку и монтаж роторов

Ключевые слова: *ротор, инерционная анизотропия, устойчивость, колебания, моменты инерции, критические скорости*

1. Постановка проблемы. Анализ существующих исследований. Цель работы

В технике находят широкое применение различные машины роторного типа, основной частью которых служит быстровращающийся ротор. Вследствие неизбежных неточностей изготовления и действия эксплуатационных факторов в таких роторах возбуждаются как поперечные, так и угловые колебания. При высоких скоростях вращения в заметной степени проявляются свойства, обусловленные инерцией поворота вращающегося тела, в частности гироскопический эффект. Поэтому такие роторы принято называть гироскопическими.

Интенсивность угловых колебаний ротора зависит от распределения массы в нем, т.е. от его массовых моментов инерции относительно главных осей инерции. Идеальным ротором является осесимметричное тело, вращающееся вокруг своей продольной оси симметрии. При этом его два диаметральных момента инерции относительно поперечные главных осей инерции равны друг другу. Однако реальный ротор всегда имеет отклонения от равномерного распределения массы и указанные два момента инерции не равны друг другу. Это свойство реального ротора будем называть подвижной инерционной анизотропией.

Важно отметить, что инерционная анизотропия ротора не только приводит к повышению уровня вибрации (амплитуд угловых и поперечных колебаний ротора), но и может служить причиной потери устойчивости движения механической системы в целом. В связи с этим изучение влияния данного фактора на динамику гироскопического ротора является актуальной задачей.

Влияние инерционной анизотропии на колебания и устойчивость вращающегося ротора изучалось в ряде работ [1-6]. В них показано, что в случае длинных и сферических роторов инерционная анизотропия приводит к появлению диапазона частот вращения, внутри которого теряется устойчивость движения механической системы (МС). Причем при отсутствии демпфирования в МС неустойчивость появляется даже при бесконечно малой анизотропии. Анализ показывает, что наличие демпфирования сужает области неустойчивости, и некоторый уровень анизотропии инерционных свойств ротора становится допустимым (по меньшей мере, с точки зрения устойчивости). Однако, в известных работах отсутствуют анализ данной особенности и рекомендации по рациональному выбору допустимого уровня инерционной анизотропии, что важно при конструировании и назначении технологических допусков на изготовление и сборку роторной машины.

Целью работы является получение и анализ выражения для максимально допустимой величины инерционной анизотропии ротора, после превышения которой нарушается устойчивость движения механической системы.

2. Физическая модель ротора

Рассмотрим роторную систему, состоящую из абсолютно жесткого ротора, который вращается на двух одинаковых упруго-демпферных изотропных опорах (рис. 1). Ротор полагаем осесимметричным с центром масс в точке С на оси его вращения. Ротор

© А.Н. Горбенко

может совершать малые пространственные колебания.

Физическая модель и уравнения движения такой МС известны, см., например, [1 – 6]. Здесь мы будем исходить из материалов работы [7], в которой исследовалась более сложная МС – ротор с автобалансиром и показано, что такой составной ротор является инерционно анизотропным.

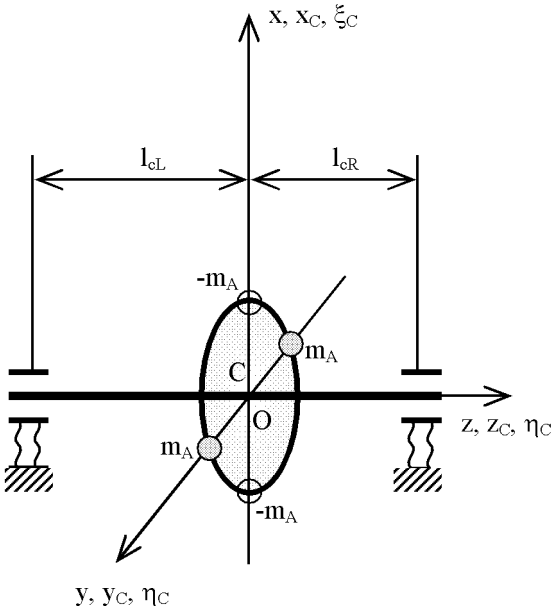


Рис. 1. Схема механической системы ротора

Для описания движения ротора введем следующие системы координат.

Oxyz – неподвижная система координат с началом в точке O, которая совпадает с центром масс C ротора, находящегося в статическом равновесии; ось z направлена вдоль оси вала ротора, находящегося в состоянии статического равновесия; оси x и y направлены поперёк ротора так, что система координат – правая.

$Cx_cy_cz_c$ – поступательно-подвижная система координат, перемещающаяся вместе с точкой C, оси которой остаются параллельными осям системы Oxyz.

Cu_cv_cw – поворотно-подвижная система координат, жестко связанная с осью вращения ротора и отклоненная от системы $Cx_cy_cz_c$ на углы Резаля α и β; оси u_c и v_c постоянно находятся в плоскости поперечного сечения ротора, но не вращаются с ним.

$C\xi_c\eta_c\zeta$ – подвижная система координат, жестко связанная с вращающимся ротором и с началом в точке C; ось $\zeta \equiv w$ это ось собственного вращения ротора.

В положении статического равновесия все указанные координатные системы совпадают.

В начальном положении статического равновесия МС все указанные координатные оси совпадают. Далее сначала осуществляется поступательное движение ротора вместе с точкой C в положение (x_c, y_c, z_c), после которого система координат $C\xi_c\eta_c\zeta$ занимает промежуточное положение $Cx_cy_cz_c$. Потом происходят повороты ротора вокруг точки C на углы Резаля α и β, после чего оси системы $Cx_cy_cz_c$ переходят в оси Cu_cv_cw. Последним происходит поворот ротора вокруг продольной оси вращения ζ на угол ωt, после чего оси системы Cu_cv_cw переходят в оси $C\xi_c\eta_c\zeta$.

Физические и геометрические параметры МС:

ω – угловая скорость вращения ротора, рад/с;

M_r – масса ротор, кг;

C_r – полярный массовый момент инерции ротора относительно оси вращения, кг·м^2;

$A_{r\xi}$, $A_{r\eta}$ – диаметральные массовые моменты инерции ротора относительно поперечных осей ξ_c и η_c, кг·м^2;

$A_r=0{,}5(A_{r\xi} + A_{r\eta})$ – средний диаметральный момент инерции ротора относительно поперечных осей ξ_c и η_c, кг·м^2;

$\Delta A_r=0{,}5(A_{r\xi} - A_{r\eta})$ – инерционная анизотропия ротора, кг·м^2;

c – коэффициент жесткости опоры, Н/м;

h – коэффициент вязкого демпфирования опоры, кг·с$^{-1}$;

l_{cL}, l_{cR} – расстояния от центра масс ротора до левой и правой опор, м.

Для моделирования инерционной анизотропии, к осесимметричному ротору жестко прикреплены четыре точечные массы – две пары материальных точек, расположенные на радиусе R_A в сечении центра масс ротора C (см. рисунок 1). При этом первые две точки имеют массу m_A каждая, а вторые две точки имеют «отрицательную» массу $-m_A$ (путем удаления материала ротора). Каждая пара этих точек расположена на концах диаметра $2R_A$, а эти два диаметра перпендикулярны друг другу (т.е. точки расположены «крестом»). Добавленные точечные массы не изменяют массу ротора и среднее значение диаметрального момента инерции.

Механическая система имеет четыре степени свободы. Обобщенные координаты (ОК) движения МС в неподвижной системе координат:

x_c, y_c – координаты центра масс ротора;

α, β – текущие углы поворота поперечного сечения, проходящего через центр масс ротора.

Отметим, что согласно общепринятой классификации различают следующие типы роторов:

- длинный ротор, если $C_r<A_r$ ($\bar{C}_r<1$);
- сферический ротор, если $C_r=A_r$ ($\bar{C}_r=1$);
- короткий ротор, если $C_r>A_r$ ($\bar{C}_r>1$).

3. Уравнения движения ротора

Уравнения движения ротора в неподвижных координатах (вывод уравнений см. в [7])

$$\begin{aligned} &M_r\{\ddot z_c\}+h_x\{\dot z_c\}+c_x\{z_c\}+\\ &\quad+h_{y\alpha}[E_c]\{\dot\gamma\}+c_{y\alpha}[E_c]\{\gamma\}=\begin{Bmatrix}0\\0\end{Bmatrix};\\ &\left(A_r[E]+\left[J_A(t)\right]\right)\{\ddot\gamma\}+\left[K_\gamma(t)\right]\{\dot\gamma\}+c_\alpha\{\gamma\}-\\ &\quad-h_{y\alpha}[E_c]\{\dot z_c\}-c_{y\alpha}[E_c]\{z_c\}=\begin{Bmatrix}0\\0\end{Bmatrix}, \end{aligned} \tag{1}$$

где $\{z_c\}=\begin{Bmatrix}x_c\\y_c\end{Bmatrix}$; $\{\gamma\}=\begin{Bmatrix}\alpha\\\beta\end{Bmatrix}$ – векторы ОК МС;

$[E]=\begin{bmatrix}1&0\\0&1\end{bmatrix}$; $[E_c]=\begin{bmatrix}0&-1\\1&0\end{bmatrix}$;

$\left[K_\gamma(t)\right]=h_\alpha[E]-\omega C_r[E_c]-2\omega\left[J_A(t)\right][E_c]$;

$\left(A_r[E]+\left[J_A(t)\right]\right)$ – тензор инерции ротора;

$\left[J_A(t)\right]=[T][I_A][T]^{-1}$; $[I_A]=\Delta A_r\begin{bmatrix}-1&0\\0&1\end{bmatrix}$;

$\Delta A_r=2m_AR_A^2\cos2\alpha_A$;

$\left[T(t)\right]=\begin{bmatrix}\cos\omega t&-\sin\omega t\\\sin\omega t&\cos\omega t\end{bmatrix}$ – матрица поворота;

$c_x=2c$; $c_\alpha=c\left(l_{cL}^2+l_{cR}^2\right)$;

$$c_{y\alpha}=c\left(l_{cL}-l_{cR}\right)=\frac{c_x}{2}\left(l_{cL}-l_{cR}\right)=c_\alpha\frac{l_{cL}-l_{cR}}{l_{cL}^2+l_{cR}^2};$$

c_x , c_α , $c_{y\alpha}$ – коэффициенты жесткости опор, приведенные к центру масс ротора;

$h_x=2h$; $h_\alpha=h\left(l_{cL}^2+l_{cR}^2\right)$; $h_{y\alpha}=h\left(l_{cL}-l_{cR}\right)$;

h_x , h_α , $h_{y\alpha}$ – коэффициенты демпфирования, приведенные к центру масс ротора.

Система (1) уравнений движения МС учитывает инерционную анизотропия ротора ΔA_r. Величина ΔA_r зависит от массы m_A, радиуса R_A и начального угла α_A расположения главной поперечной оси инерции ротора в начальный момент времени t=0. Отметим, что постоянный угол α_A может быть выбран произвольно, и далее будем полагать его равным нулю.

Непосредственное решение дифференциальных уравнений (1) затруднительно, поскольку они содержат периодические коэффициенты, которые входят в уравнения угловых колебаний в виде переменной матрицы $\left[T(t)\right]$.

Уравнения движения следует привести к виду уравнений с постоянными коэффициентами. Для этого введем вращающуюся систему координат Ouvz, которая вращается вокруг неподвижной оси z с постоянной скоростью ω. Тогда обобщенные координаты МС во вращающихся координатах будут иметь вид:

$$\begin{aligned} \{w\}&=\begin{Bmatrix}u_c\\v_c\end{Bmatrix}=[T]^{-1}\{z_c\};\\ \{\chi\}&=\begin{Bmatrix}\delta\\\theta\end{Bmatrix}=[T]^{-1}\{\gamma\}. \end{aligned} \tag{2}$$

Выполнив подстановку (2) в (1), после преобразований получаем систему уравнений движения МС во вращающихся координатах в виде:

$$\begin{aligned} &M_r\{\ddot w\}+[H_w]\{\dot w\}+[K_w]\{w\}+\\ &\quad+h_{y\alpha}[E_c]\{\dot\chi\}+\left[K_{w\chi}\right]\{\chi\}=\begin{Bmatrix}0\\0\end{Bmatrix};\\ &\left(A_r[E]+[I_A]\right)\{\ddot\chi\}+\left[H_\chi\right]\{\dot\chi\}+\left[K_\chi\right]\{\chi\}-\\ &\quad-h_{y\alpha}[E_c]\{\dot w\}-\left[K_{w\chi}\right]\{w\}=\begin{Bmatrix}0\\0\end{Bmatrix}, \end{aligned} \tag{3}$$

где $[H_w]=h_x[E]+2\omega M_r[E_c]$;

$\left[H_\chi\right]=h_\alpha[E]+\omega\left(2A_r-C_r\right)[E_c]$;

$[K_w]=\left(c_x-M_r\omega^2\right)[E]+\omega h_x[E_c]$;

$\left[K_\chi\right]=\left(c_\alpha+\omega^2\left(C_r-A_r\right)\right)[E]+\omega^2[I_A]+\omega h_\alpha[E_c]$;

$\left[K_{w\chi}\right]=-\omega h_{y\alpha}[E]+c_{y\alpha}[E_c]$.

Для удобства последующего анализа перейдем к безразмерным уравнениям движения. Для этого введем следующие безразмерные ОК МС и безразмерные параметры:

$$\begin{aligned} &\{\bar z_c\}=\frac{1}{l_w}\{z_c\};\quad\{\bar\gamma\}=\frac{1}{l_\chi}\{\gamma\};\\ &\{\bar w\}=\frac{1}{l_w}\{w\};\quad\{\bar\chi\}=\frac{1}{l_\chi}\{\chi\};\quad\tau=\omega_0t;\\ &\Omega=\frac{\omega}{\omega_0};\quad\bar p_x^2=\frac{c_x}{M_r\omega_0^2}=1;\quad\bar p_\alpha^2=\frac{p_\alpha^2}{\omega_0^2}=\frac{c_\alpha}{A_r\omega_0^2};\\ &\bar h_x=\frac{h_x}{M_r\omega_0};\quad\bar h_\alpha=\frac{h_\alpha}{A_r\omega_0};\\ &\bar c_{y\alpha}=\frac{c_{y\alpha}}{\omega_0^2\sqrt{M_rA_r}};\quad\bar h_{y\alpha}=\frac{h_{y\alpha}}{\omega_0\sqrt{M_rA_r}};\\ &\bar C_r=\frac{C_r}{A_r};\quad\Delta\bar A_r=\frac{\Delta A_r}{A_r}, \end{aligned} \tag{4}$$

где масштабные коэффициенты l_w, l_χ выбраны следующим образом:

$$\frac{l_\chi}{l_w}=\sqrt{\frac{M_r}{A_r}};\quad\omega_0=\sqrt{\frac{c_x}{M_r}}.$$

Применение безразмерных параметров позволяет свести к минимуму число независимых параметров. Безразмерные уравнения движения МС в неподвижных координатах получаем в виде:

$$\{\bar{z}_c\}'' + \bar{h}_x\{\bar{z}_c\}' + \{\bar{z}_c\} + \bar{h}_{y\alpha}[E_c]\{\bar{\gamma}\}' + \bar{c}_{y\alpha}[E_c]\{\bar{\gamma}\} = \begin{Bmatrix}0\\0\end{Bmatrix};$$
$$\left([E] + \left[\bar{J}_A(\tau)\right]\right)\{\bar{\gamma}\}'' + \left[\bar{K}_\gamma(\tau)\right]\{\bar{\gamma}\}' + \bar{p}_\alpha^2\{\bar{\gamma}\} - \bar{h}_{y\alpha}[E_c]\{\bar{z}_c\}' - \bar{c}_{y\alpha}[E_c]\{\bar{z}_c\} = \begin{Bmatrix}0\\0\end{Bmatrix}, \quad (5)$$

где $\left[\bar{J}_A(\tau)\right] = \frac{1}{A_r}\left[J_A(t)\right] = [T]\left[\bar{I}_A\right][T]^{-1}$;

$$\left[\bar{I}_A\right] = \frac{1}{A_r}[I_A] = \Delta\bar{A}_r\begin{bmatrix}-1 & 0\\ 0 & 1\end{bmatrix};$$

$$\left[\bar{K}_\gamma(\tau)\right] = \bar{h}_\alpha[E] - \Omega\bar{C}_r[E_c] - 2\Omega\left[J_A(\tau)\right][E_c].$$

Здесь штрих означает операцию дифференцирования по безразмерному времени τ.

Безразмерные уравнения движения анизотропного ротора во вращающихся координатах:

$$\{\bar{w}\}'' + \left[\bar{H}_w\right]\{\bar{w}\}' + \left[\bar{K}_w\right]\{\bar{w}\} + \bar{h}_{y\alpha}[E_c]\{\bar{\chi}\}' + \left[\bar{K}_{w\chi}\right]\{\bar{\chi}\} = \begin{Bmatrix}0\\0\end{Bmatrix}; \quad (6)$$

$$\left([E] + \left[\bar{I}_A\right]\right)\{\bar{\chi}\}'' + \left[\bar{H}_\chi\right]\{\bar{\chi}\}' + \left[\bar{K}_\chi\right]\{\bar{\chi}\} - \bar{h}_{y\alpha}[E_c]\{\bar{w}\}' - \left[\bar{K}_{w\chi}\right]\{\bar{w}\} = \begin{Bmatrix}0\\0\end{Bmatrix}, \quad (7)$$

где $\left[\bar{H}_w\right] = \bar{h}_x[E] + 2\Omega[E_c]$;

$\left[\bar{H}_\chi\right] = \bar{h}_\alpha[E] + \Omega\left(2 - \bar{C}_r\right)[E_c]$;

$\left[\bar{K}_w\right] = \left(1 - \Omega^2\right)[E] + \Omega\bar{h}_x[E_c]$;

$\left[\bar{K}_\chi\right] = \left(\bar{p}_\alpha^2 + \Omega^2\left(\bar{C}_r - 1\right)\right)[E] + \Omega^2\left[\bar{I}_A\right] + \Omega\bar{h}_\alpha[E_c]$;

$\left[\bar{K}_{w\chi}\right] = -\Omega\bar{h}_{y\alpha}[E] + \bar{c}_{y\alpha}[E_c]$.

4. Влияние инерционной анизотропии ротора

Анализ выполним на примере гироскопического ротора, симметрично установленного относительно его опор. В этом случае система уравнений движения МС (6), (7) распадается на две независимые системы поперечных и угловых колебаний ротора. Поскольку поперечные колебания ротора в данном случае не зависят от его моментов инерции, то, учитывая цель данной работы, дальнейший анализ выполняем только для угловых колебаний. Анализ выполняем, используя традиционные подходя теории малых колебаний и устойчивости движения.

Характеристическое уравнение, соответствующее безразмерным уравнениям угловых колебаний (7), имеет вид:

$$\left|\left([E] + \left[\bar{I}_A\right]\right)\lambda_r^2 + \left[\bar{H}_\chi\right]\lambda_r + \left[\bar{K}_\chi\right]\right| = 0, \quad (8)$$

где λ_r – собственное число МС во вращающихся координатах.

Раскрывая определитель (8) получаем характеристический полином:

$$a_0\lambda_r^4 + a_1\lambda_r^3 + a_2\lambda_r^2 + a_3\lambda_r + a_4 = 0, \quad (9)$$

где $a_0 = 1 - \Delta\bar{A}_r^2$; $a_1 = 2\bar{h}_\alpha$; $a_3 = 2\bar{h}_\alpha\left(\bar{p}_\alpha^2 + \Omega^2\right)$;

$$a_2 = 2\bar{p}_\alpha^2 + \Omega^2\left[\left(\bar{C}_r - 1\right)^2 + 1\right] + \bar{h}_\alpha^2 - 2\Delta\bar{A}_r^2\Omega^2;$$

$$a_4 = \left[\bar{p}_\alpha^2 + \Omega^2\left(\bar{C}_r - 1\right)\right]^2 + \Omega^2\bar{h}_\alpha^2 - \Delta\bar{A}_r^2\Omega^4.$$

Найдем выражение для недемпфированных критических скоростей вращения. Поскольку МС рассматривается во вращающихся координатах, то критическим скоростям прямой прецессии (при отсутствии трения) соответствуют равенства [2]:

$$\lambda_r = 0; \quad \bar{h}_\alpha = 0.$$

Выполнив данную подстановку в уравнение (9), получаем, что критические скорости вращения прямой прецессии для анизотропного ротора равны

$$\Omega_K = \pm\bar{p}_\alpha\frac{1}{\sqrt{1 - \bar{C}_r \pm \Delta\bar{A}_r}}. \quad (10)$$

Как видим, инерционная анизотропия приводит «раздвоению» критической частоты вращения. Отметим, также, что для «достаточно коротких» роторов, у которых $\bar{C}_r > 1 + \Delta\bar{A}_r$, критические скорости прямой прецессии вообще отсутствуют (см. (10)).

Проанализируем теперь устойчивость МС. Критерии Рауса-Гурвица для устойчивости полинома (9) имеют вид [8]:

$$a_i > 0,\ i = 0,..,4; \quad a_1a_2a_3 - a_0a_3^2 - a_1^2a_4 > 0. \quad (11)$$

Рассмотрим эти условия с точки зрения требований к допустимой анизотропии ротора $\Delta\bar{A}_r$.

Условия $a_1>0$ и $a_3>0$ выполняются тождественно (при наличии демпфирования в системе). Условие $a_1a_2a_3 - a_0a_3^2 - a_1^2a_4 > 0$ также всегда выполняется (что нетипично для исследований устойчивости различных МС). Можно показать, что это условие преобразуется в сумму квадратов вида

$$4\bar{h}_\alpha^2\bar{p}_\alpha^2\left[\bar{p}_\alpha^2\Delta\bar{A}_{mA}^2 + \Omega^2\left(\bar{C}_r - 2\right)^2 + \bar{h}_\alpha^2\right] > 0.$$

Оставшиеся условия $a_0>0$, $a_2>0$ и $a_4>0$ предъявляют определенные требования к параметрам МС и частоте вращения ротора. Анализ показывает, что наиболее «жестким» является последнее условие, а именно

$$a_4 = \left[\bar{p}_\alpha^2 + \Omega^2\left(\bar{C}_r - 1\right)\right]^2 + \Omega^2\bar{h}_\alpha^2 - \Delta\bar{A}_r^2\Omega^4 > 0. \quad (12)$$

Условие (12) определяет области устойчивости движения ротора с инерционной анизотропией. Рассматривая выражение в (12) как биквадратное уравнение относительно скорости вращения, условие устойчивости может быть представлено в виде

$$\left(\Omega^2-\Omega_{\text{ó}1}^2\right)\left(\Omega^2-\Omega_{\text{ó}2}^2\right)>0\,, \qquad (13)$$

где $\Omega_{y1,2}$ – границы устойчивости движения ротора по частоте вращения.

Таким образом, в общем случае возможно существование диапазона частот вращения $\Omega_{\text{ó}1}\le\Omega\le\Omega_{\text{ó}2}$, внутри которого ротор теряет устойчивость. Значения границ устойчивости $\Omega_{y1,2}$ и их существование зависят от параметров МС. В случае отсутствия демпфирования значения границ устойчивости $\Omega_{y1,2}$ совпадают с критическими скоростями Ω_K (12). Полученные результаты, но в упрощенном виде, получены в [1].

Отметим, что для коротких роторов, у которых $\overline{C}_r>1+\Delta\overline{A}_r$, отсутствует опасность потери устойчивости из-за анизотропии, поскольку в этом случае критические скорости отсутствуют (см. (10)). Т.е. устойчивость таких роторов не чувствительна к инерционной анизотропии.

На рис. 2 показаны графики критических скоростей вращения и границ устойчивости. Графики построены на основе формул (10), (12), (13) при следующих базовых значениях параметров:

$\Delta\overline{A}_r=0{,}1$; $\overline{p}_\alpha=1{,}25$; $\overline{h}_\alpha=0{,}156$; $\overline{C}_r=0{,}8$.

Из графиков, в частности видно, что демпфирование в системе делает допустимым наличие некоторого уровня инерционной анизотропии ротора без потери устойчивости движения МС. Представляет интерес оценить допустимый уровень $\Delta\overline{A}_r$.

Условие устойчивости в отношении инерционной анизотропии ротора можно сформулировать следующим образом

$$\Delta\overline{A}_r<\left[\Delta\overline{A}_r\right],$$

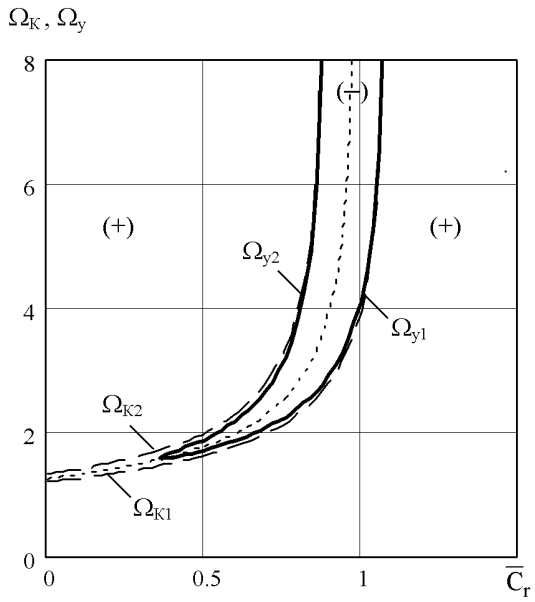
где $\left[\Delta\overline{A}_r\right]$ – допустимая инерционная анизотропия.

В случае если роторная машина работает на одной рабочей частоте вращения $\Omega_{раб}$, то выражение для допустимой анизотропии можно получить непосредственно из условия устойчивости (12):

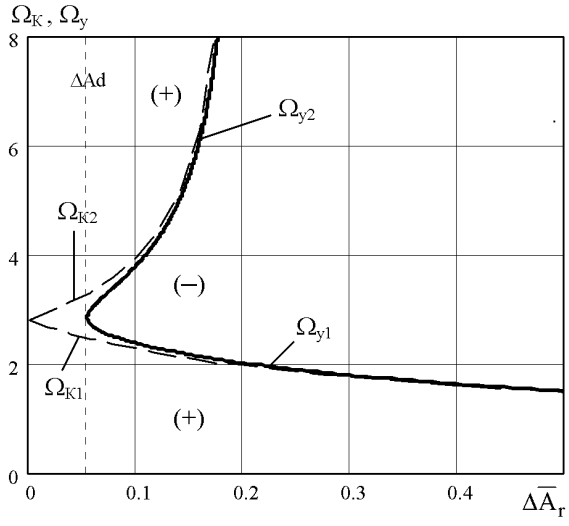
$$\left[\Delta\overline{A}_r\right]=\sqrt{\left[\frac{\overline{p}_\alpha^2}{\Omega_{\text{ðàá}}^2}+\overline{C}_r-1\right]^2+\frac{\overline{h}_\alpha^2}{\Omega_{\text{ðàá}}^2}}\,. \qquad (14)$$

В случае если требуется обеспечить устойчивую работу роторной машины в широком диапазоне частот вращения, то необходимо найти минимум функции, входящей под радикал в выражении (14) (рис. 2, б). После выполнения соответствующего анализа получает еще одну формулу для допустимой инерционной анизотропии ротора:

$$\left[\Delta\overline{A}_r\right]=\frac{\overline{h}_\alpha}{\overline{p}_\alpha}\sqrt{1-\overline{C}_r-\frac{1}{4}\frac{\overline{h}_\alpha^2}{\overline{p}_\alpha^2}}\,. \qquad (15)$$



а



б

Рис. 2. Критические скорости вращения и границы устойчивости ротора: (+) – устойчивость; (–) – неустойчивость

Из проведенного анализа, полученных выражений и графиков, следует, что:

1. Наличие инерционной анизитропии ротора может привести к потере устойчивости его движения и повышению вибрации роторной машины. Однако демпфирование в системе делает допустимым наличие некоторого уровня инерционной анизотропии ротора без потери устойчивости движения МС.

2. Чем больше демпфирование, тем менее чувствительна устойчивость ротора к анизотропии.

3. Допустимый уровень инерционной анизотропии наибольший для длинных роторов и наименьший для сферических роторов. Однако при этом следует иметь в виду, что чем ближе ротор к сферическому типу, тем больше его критические скорости и область неустойчивости может находиться вне рабочего диапазона частот вращения.

4. Устойчивость коротких роторов, у которых $\overline{C}_r > 1 + \Delta\overline{A}_r$, не чувствительна к инерционной анизотропии.

Заключение

Таким образом, полученные в работе результаты показывают особенности влияния инерционной анизотропии ротора на динамику и устойчивость его движения. Полученные выражения позволяют количественно оценить допустимый уровень инерционной анизотропии. Это, в свою очередь, дает возможность более обоснованно конструировать и назначать рациональные технологические допуски на изготовление, сборку и монтаж роторов.

Литература

1 Диментберг, Ф.М. Вибрации в технике [Текст]: Справочник. / Ф.М. Диментберг, К.С. Колесников. – М.: Машиностроение, 1980. – Т. 3: Колебания машин, конструкций и их элементов. – 544 с.

2. Диментберг, Ф.М. Колебания машин [Текст] / Ф.М. Диментберг, К.Т. Шаталов, А.А. Гусаров. – М: Машиностроение. – 1964. – 308 с.

3. Genta, G. Dynamics of Rotating Systems [Text] / G. Genta. – New York: Springer, 2005. – 658 p.

4. Рагульскис, К.М. Вибрации роторных систем [Текст] / К.М. Рагульскис, Рем.Д. Ионушас, А.К. Бакшис. – Вильнюс: Мокслас, 1976. – 232 с.

5. Броузенс, Р. Об устойчивости вращения ротора, обладающего несимметрией инерции и несимметрией жесткости вала [Текст] / Р. Броузенс, С. Кренделл // Труды амер. общества инж.-механиков. Прикл. механика. – 1961. – Т. 28, № 4. – С. 97-101.

6. Цырлин, А.Л. Динамика роторов двоякой жесткости [Текст] / А.Л. Цырлин. // Динамика гибких роторов: сб. – М: Наука, 1972. – 106 с.

7. Филимонихин, Г.Б. Влияние массы шаров автобалансира на структуру уравнений движения двухопорного ротора [Текст] / Г.Б. Филимонихин, А.Н. Горбенко // Автоматизация производственных процессов в машиностроении и приборостроении: Украинский межведом. науч.-техн. сб. – Львов: Национальный ун-т "Львовская политехника", 2011. – Вып. 45. – С. 478-488.

8. Меркин, Д.Р. Введение в теорию устойчивости [Текст] / Д.Р. Меркин. – М.: Наука, 1987. – 304 с.

Поступила в редакцию 05.04.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В.И. Просвирнин, Керченский государственный морской технологический университет, Керчь, Украина.

ПРО ДОПУСТИМИЙ РІВЕНЬ ІНЕРЦІЙНОЇ АНІЗОТРОПІЇ ГІРОСКОПІЧНОГО РОТОРА

О.М. Горбенко

У роботі розглядаються особливості динаміки ротора, який має різні моменти інерції щодо його поперечних осей. Отримано безрозмірні рівняння руху та умови стійкості системи. Показано, що демпфірування в системі робить допустимим наявність деякого рівня інерційної анізотропії ротора без втрати стійкості руху. Отримано і проаналізовано вираження для максимально допустимого інерційної анізотропії ротора з точки зору стійкості його руху. Отримані результати дають можливість більш обґрунтовано призначати раціональні технологічні допуски на виготовлення, складання і монтаж роторів.

Ключові слова: ротор, інерційна анізотропія, стійкість, коливання, моменти інерції, критичні швидкості.

ON THE PERMISSIBLE LEVEL OF ANISOTROPY OF THE GYROSCOPIC INERTIA OF THE ROTOR

A.N. Gorbenko

The paper discusses the features of the dynamics of the rotor, which has different moments of inertia about its transverse axis. The dimensionless equations of motion and stability conditions of the system were obtained. It is shown that the system damping makes valid the presence of some level of inertia anisotropy of the rotor without losing stability of motion. The expression for the maximum anisotropy of inertia of the rotor from the point of view of motion stability was obtained and analyzed. The results make it possible to choose more soundly rational technological tolerances for manufacturing, assembly and assembly of the rotors.

Key words: rotor, inertia anisotropy, stability, vibration, moments of inertia, the critical speed.

Горбенко Александр Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры судовых энергетических установок Керченского государственного морского технологического университета, Керчь, Украина, e-mail: gan@kerch.net., www.gorbenko-a-n.narod.ru.

УДК 621.452.3:62-521.017

В.П. МОГИЛЬНИКОВ, А.В. ИОНОВ

ОАО «Лётно-исследовательский институт им. М.М. Громова», Жуковский, Московская область, Россия.

МЕТОДИКИ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ЧИСТОТЫ ВОЗДУХА, ОТБИРАЕМОГО ОТ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА НУЖДЫ СИСТЕМ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Представлены экспериментальные данные по оценке загрязнения воздуха кабин современных ЛА. Показано, что основной загрязнитель – пары и аэрозоль смазочных масел (и их присадки) ГТД. Именно эти примеси воздуха отвечают за появление в салонах самолётов запаха «гари» и даже дыма, увеличивая риск лётных происшествий. Показано, что остальные примеси – продукты разложения масел, присутствуют в воздухе кабин в значительно меньших количествах и эти количества зависят от конкретных условий разложения масла в ГТД. Разработан расчётный метод, позволяющий оценивать содержание большинства примесей-продуктов разложения масел, чьё присутствие в воздухе кабин ЛА регламентировано §831 АП-25, без отбора для этого полётных проб (полётные пробы отбираются только для последующего анализа на содержание смазочного масла). Метод основан на экспериментально подтверждённом постоянстве качественного состава продуктов разложения. Количественный состав продуктов разложения определяется на специальном стенде, имитирующем процессы разложения масла в ГТД в зависимости от режимов его работы. Разработан упрощённый вариант такого стенда на базе обычного газового хроматографа.

Ключевые слова: *предельно допустимые концентрации, токсичные примеси, продукты разложения масла, газотурбинный двигатель, летательный аппарат.*

Введение

Основной источник загрязнения воздуха кабин ЛА - унос смазочного масла из передних опор двигателей с его последующим полным или частичным разложением в тракте компрессора ГТД (в зависимости от режима его работы. Оценка чистоты воздуха, отбираемого от ГТД, происходит в соответствии с требованиями п. 33.66 (b), п. 33.75 (g) Авиационных правил АП-33 [1] в обеспечение проверки пригодности отбираемого из двигателя воздуха для непосредственного использования в системе кондиционирования для наддува и вентиляции кабин в отношении содержания примесей двигательного происхождения и п. 831 Авиационных правил АП-25. Для удовлетворения данных требований должны соблюдаться следующие условия:

(1) Концентрация окиси углерода, превышающая 1 часть на 20000 частей воздуха, считается опасной. При испытаниях может использоваться любой приемлемый метод обнаружения окиси углерода.

(2) Должно быть показано, что концентрация углекислого газа не превышает 0,5% по объему (эквивалент на уровне моря) в помещениях, обычно занимаемых пассажирами или экипажем.

(d*) Содержание других токсичных примесей не должно превышать следующие ПДК (в мг/м3): паров топлива – 300; паров и аэрозоля минеральных масел – 5; паров и аэрозолей синтетических масел – 2; акролеина – 0,2; фенола – 0,3; формальдегида – 0,5; бензола – 5; трикрезилфосфата – 0,5; диоктилсебацината – 5; окислов азота – 5. Оценку чистоты воздуха ГТД проводят в стендовых условиях на земле. Между тем условия работы ГТД в полёте отличаются от наземных. Это касается и условий работы передних опор. Поэтому для вновь разрабатываемых двигателей целесообразна проверка чистоты воздуха в условиях лётного эксперимента на летающей лаборатории.

В статье представлены материалы по загрязнению воздуха кабин современных ЛА. Представлен расчётный метод, позволяющий оценивать содержание большинства примесей-продуктов разложения масел, чьё присутствие в воздухе кабин ЛА регламентировано §831 АП-25, без отбора для этого полётных проб (полётные пробы отбираются только для последующего анализа на содержание смазочного масла).

Данные по загрязнению воздуха кабин самолётов были систематизированы в работах GCAQE [2-3]. Эта созданная в 2006г. неправительственная организация (Global Cabin Air Quality Executive) представляет собой

© В.П. Могильников, А.В. Ионов

ведущую организацию экипажей самолетов непосредственно связанных с проблемами загрязненного воздуха.. Организация включает 15 союзов, представляя десятки тысяч работников транспорта всего мира. По запросу GCAQE Европейское Авиационное Управление Безопасности (EASA) выпустило ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ УВЕДОМЛЕНИЕ О ПРЕДЛОЖЕННОЙ ПОПРАВКЕ (A-NPA) NO 2009-10 "Качество атмосферы кабины бортов больших самолетов". Из этого документа следует, что в Европейском Экономическом Сообществе большинство отчетов о задымлении кабин, связанных с утечками масла, инициировано от Объединенного Королевства (Великобритания). Согласно представлению из Управления гражданской авиации Великобритании к Управлению в марте 2007, было заявлено о 104 летных случаях на больших самолетах между 1999 и 2006 гг.; пик событий (26) появляется в 2001, затем сопровождается значительным уменьшением в 2002 и 2003. Это уменьшение в количестве событий может быть объяснено мерами, принятыми в 2001-2002 к двум типам самолетов, где произошло большинство событий (BAE146 и B757); эти меры состояли в осмотрах и корректирующих действиях, позволяющих ограничить риск утечек масла от ВСУ и двигателей. Затем, после очень спокойного периода другой пик событий появился в 2006 (26 событий). Никаких официальных сообщений из Управления гражданской авиации Британского Королевства для EASA на 2007 и 2008 не поступало, но сообщено, что есть тенденция к уменьшению количества случаев задымления.

Управление также попросило базу данных ИКАО о событиях на больших самолетах, между 1970 и апрелем 2009. Оказалось, что не было никаких событий, о которых сообщалось бы, до начала 90-ых, когда количество ежегодных отчетов о случаях появления запахов или дыма увеличилось с пиком в 2001-2002 (соответственно 27 и 29 событий), затем быстро уменьшилось (3 события в 2007, 0 в 2008 и 2009). Вывод из базы данных ИКАО тот же самый, что большинство событий было связано с двумя ранее упомянутыми типами самолетов (BAE146 и B757). Аналогично, как и в британской статистике Управления гражданской авиации, уменьшение числа событий замечено после введения исправительных мер в 2001-2002.

Нужно заметить, что эти события не вызывали катастрофических последствий или травм со смертельным исходом. Некоторые люди были ранены во время эвакуации из самолета. Но нет никаких сведений в отчете, что упоминавшийся самолет ставил под угрозу и создавал опасность или повреждения пассажирам. При рассмотрении данного случая, оказывается, что сведения, о которых сообщают пассажиры самолетов, часто очень отличаются у разных людей. Например, один пилот ничего не замечает, хотя другой описывает симптомы поражения (в основном слизистых и дыхательных путей). Самые серьезные симптомы те, что нарушают работу летного экипажа. Тогда, главная угроза безопасности была бы двойной — ухудшение здоровья пилота и недееспособность во время критической фазы полета, такой как касание или приземление, что грозит катастрофой. Однако в большинстве случаев симптомы несерьезны, (раздражение, чувство нездоровья), и случаи недееспособности очень редки (например, в Великобритании за 2006 отмечено всего два таких случая).

Тем не менее, статистика, собранная респондентами GCAQE, говорит о большем количестве лётных происшествий, связанных с задымлением кабин самолётов продуктами пиролиза масла и связанных с этим случаев ухудшения здоровья пассажиров и экипажей. При этом, специалисты GCAQE ошибочно не рассматривают масляный аэрозоль (дым), как самостоятельное токсичное соединение, а особое внимание обращают на присадки масла, такие как трикрезилфосфат (ТКФ). Однако ТКФ легко разлагается при высоких температурах ГТД (уже при 200^0C).

Таким образом объяснить вредное воздействие на организм паров и аэрозолей масла наличием в них токсичных присадок не удаётся. Токсикологи РФ выделяют эти компоненты как самостоятельные токсичные примеси. По данным ЛИИ аэрозоль синтетического масла в концентрациях более 2 мг/м^3 вызывает у испытуемых ощущение запаха гари, а при концентрации выше 50 мг/м^3 визуально воспринимается как дым, что может послужить причиной возникновения стрессовой и далее аварийной ситуации. Анализ предыдущего материала показывает, что именно появление паров и аэрозолей масла в воздухе отвечает за большее количество лётных происшествий, связанных с неблагоприятным воздействием примесей воздуха кабин ЛА на экипаж и пассажиров. Поэтому в дальнейшем предложено особое внимание при проведении сертификационных испытаний обратить на определение в воздухе кабин ЛА содержания масла (тяжёлых продуктов разложение с молекулярной массой более 300 у.е.).

В Росси в настоящее время единственным документом, оформленным и утверждённым в установленном порядке, который регламентирует процедуры отбора и анализа проб воздуха ГТД являются МУ 1.1.258-99 [2] (далее по тексту – МУ). На рис. 1 изображена предложенная в МУ схема отбора. Принципиальная схема и соединение функциональных частей системы отбора проб представлены на рис. 2. (для отбора проб воздуха на 3-х режимах работы двигателя).

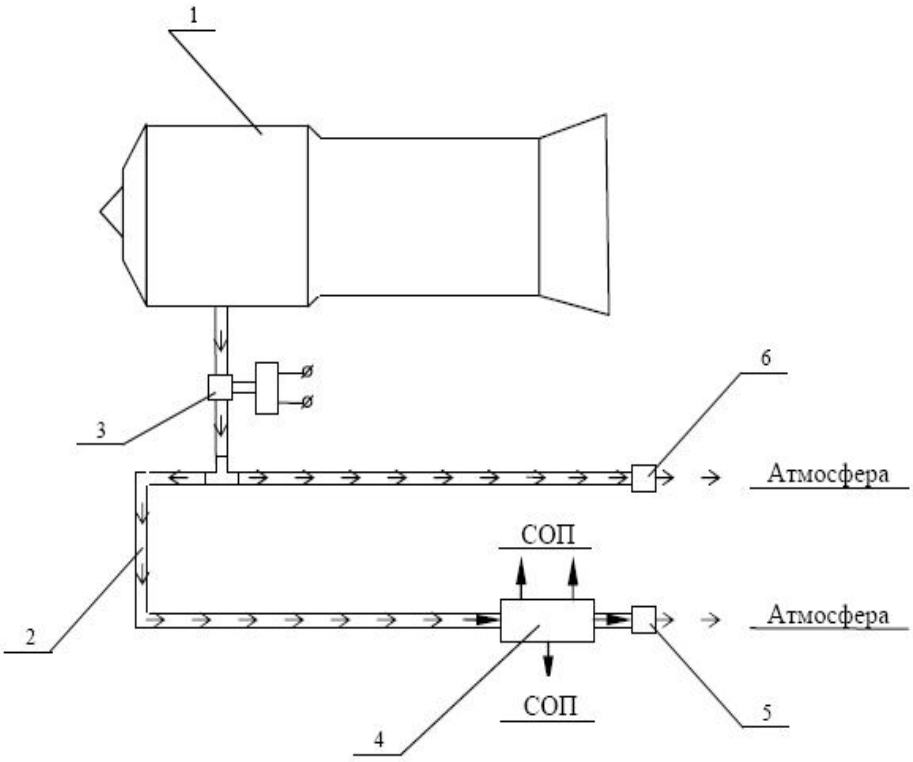


Рис. 1. Монтажная схема присоединения СОП к двигателю:
1 – ГТД, 2 – трубопроводы, 3 - кран-заслонка, 4 – диффузор, 5 и 6 – жиклёры

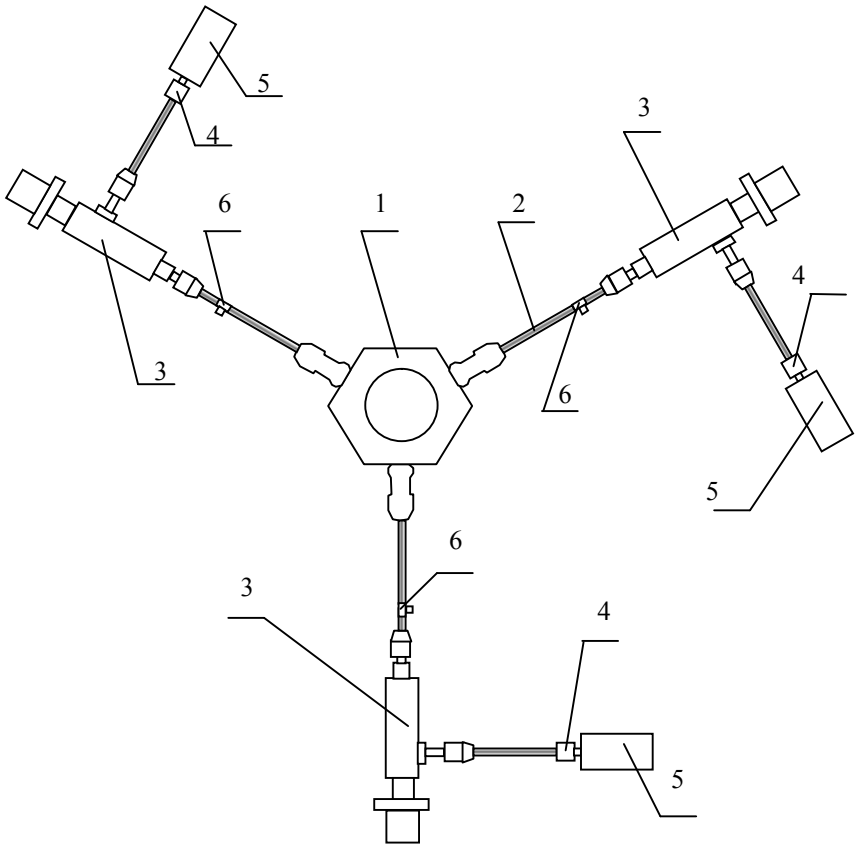


Рис. 2. Принципиальная схема системы отбора проб воздуха (СОП):
1 – диффузор, 2 – соединительный трубопровод, 3 – пробоотборник,
4 – ЭМК, 5 – вакуумируемая ёмкость (побудитель расхода), 6 – жиклёр

При изменении количества оцениваемых режимов число пробоотборников изменяется соответственно. В состав оборудования СОП входят: диффузор с воздухозаборником; соединительные трубопроводы; пробоотборники; электромагнитные клапаны; головки-тройники с жиклёрами; приборы для измерения вакуума; мерные емкости; вакуум-насос; дистанционный пульт управления. Для обеспечения точности результатов необходимо отбирать в СОП (рис. 2) не менее 20% воздуха отбираемого на нужды СКВ (имитация СКВ).

Включение СОП производится после выхода ГТД на заданный режим отбора проб и выдержки на этом режиме до получения установившейся температуры масла на входе и выходе из двигателя. Перед отбором проб воздуха кран отбора воздуха на СКВ необходимо установить в положение «Открыто». Количество полётных проб сильно ограничено, поэтому все отобранные пробы анализируются только на содержание масла.

Для оценки содержания в них продуктов разложения масла дополнительно к полётным отбираются пробы воздуха от специального стенда, имитирующего условия разложения масла в двигателе (рис 3).

Для подбора условий разложения масла в моделирующей установки нужно иметь следующие сведения по двигателю:

1. Марка масла.
2. Параметры воздуха на входе в ГТД (температура давление, скорость).
3. Температура воздуха ступени компрессора ГТД, от которой на данном режиме полёта проходит отбор воздуха.
4. Давление воздуха на ступени компрессора ГТД, от которой на данном режиме полёта проходит отбор воздуха.
5. Объём ступени компрессора ГТД, от которой на данном режиме полёта проходит отбор воздуха.
6. Объём трубопровода между системой отбора воздуха (СОВ) и системой подготовки воздуха (СПВ).
7. Скорость воздуха в трубопроводе между системой отбора воздуха (СОВ) и системой подготовки воздуха (СПВ).

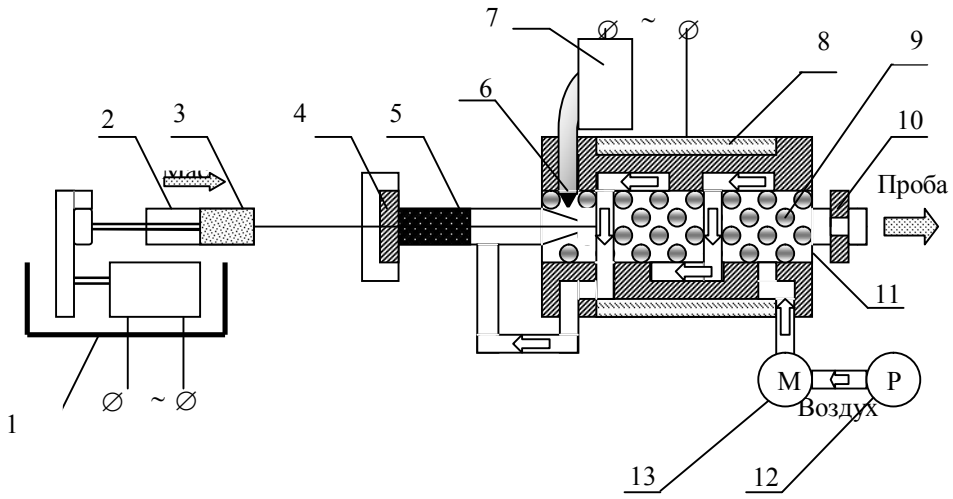


Рис. 3. Схема установки для моделирования
процессов разложения масел в авиационных газотурбинных двигателях [5]:
1 – электропривод штока шприца-дозатора, 2 – шприц-дозатор, 3 – масло, 4 – мембрана испарителя,
5 – теплоизолятор, 6 – термодатчик, 7 – термореле, 8 – нагреватель, 9 – стальные шарики,
10 – диафрагма, 11 – камера разложения масла, 12 – воздушный компрессор, 13 – манометр

Имитация условий разложения масла в данной установке проводится путём подбора соотношений скорости прокачки воздуха и рабочего объёма камеры разложения для достижения времени нахождения масла в горячей зоне соответствующему на реальном ГТД (остальные условия разложении – температура и давление, естественно, также должны соответствовать). Отбор и анализ проб воздуха от этой установки производится как от ГТД согласно МУ1.1.258-99.

В качестве примера рассмотрим возможность применения данной методики для среднемагистрального самолёта Мс-21 при прогнозировании загрязнения кабины на взлёте (максимальная вероятность загрязнения и трудности с отбором проб воздуха).

Для получения точных результатов при эксперименте на стенде для разложения масел необходимо путём расчётов установить время нахождения масла в зоне с рабочей температурой ~500° (5 ступень компрессора двигателя и трубопровод соединяющий систему отбора воздуха и систему подготовки воздуха).

Условия:

Двигатель: ПД-14 (типовой).

Режим полёта: Взлёт.

Рабочая температура: 500^0.

Степень увеличения давления: h_k^*=16,5.

Путём предварительных (сведения о технических характеристиках двигателя могут уточняться) расчётов получено:

1. Время нахождения масла в зоне отбора воздуха от двигателя с рабочей температурой ~500° равно ~$2{,}8*10^{-5}$ с.

2. Температура масла в трубопроводе будет равно температуре на момент отбора. Средний объём трубопровода от системы отбора воздуха до системы подготовки воздуха равен 0,002 м^3. Для условий нормальной эксплуатации, согласно п. 831 АП-25, система вентиляции должна обеспечивать каждому лицу, находящемуся на борту, подачу свежего воздуха в объёме не менее 0,28 м^3 в минуту. При данных условиях время, за которое масло пройдёт данный участок трубопровода, составляет ~0,006 с.

3. Суммируя и округляя эти значения в строну ужесточения условий разложения получаем время нахождения масла в горячей зоне для последующего моделирования – 0,01сек при температуре 500°С и давлении 15 кг/см^2.

Расчёты показывают, что при рабочем объёме камеры для разложения масла в 1 мл для создания этих условий необходимо прокачивать воздух со скоростью 50 л/мин.

Установка для моделирования процессов разложения масел в авиационных газотурбинных двигателях, как предварительный макет, была создана на базе хроматографа ЛХМ-8МД (использовался испаритель хроматографа с линией регулированного нагрева и подвода газов).

Ввод масла (0,3мкл) осуществлялся вручную в течение минуты микрошприцем фирмы Гамильтон на 1,0 мкл через охлаждаемую воздухом мембрану из силиконовой резины.

В табл. 1 приведены усреднённые данные по составу воздуха, загрязнённого продуктами терморазложения масла ИПМ-10 при температуре 500^0С с содержанием масла в них около 5,0 мг/м^3 (максимально загрязнение кабин современных самолётов, экспериментально зафиксированное менее чем в 1% проб воздуха).

Их можно считать максимальными для современных ЛА РФ (обычно возникают на переходных режимах работы двигателя). При снижении содержания масла соответственно будет снижаться и содержание его продуктов разложения (зависимость в интервале концентраций масла от 0,1 до 50,0 мг/м^3 практически линейная).

Таблица 1

Экспериментальные данные по составу летучих продуктов термоокислительного разложения масла ИПМ-10 при температуре 500^0С, давлении 15 кг/см^2, за 0,01 сек.

Компонент-продукт разложения масла	Концентрация в потоке воздуха, (мг/м^3)
Масло (основа)	5,0
Трикрезилфосфат	0,001
Формальдегид	0,01
Ацетальдегид	0,003
Бутаналь	0,002
Акролеин	0,01
Ацетон	0,01
Бутанон	0,02
Метанол	0,003
Этанол	0,01
Н-пентанол	0,02
Спирты $C_6 – C_8$	0,11
Фенол	0,01
Крезолы	0,02
Органические кислоты $C_2 – C_7$	0,02
Бензол	0,02
Толуол	0,04
Этилбензол	0,06
Ксилолы	0,06
Окись углерода	0,09
Двуокись углерода	0,33

Заключение

На примере материалов исследований чистоты воздуха кабин современных ЛА и результатов стендовых работ показано, что основной загрязнитель – пары и аэрозоль смазочных масел (и, в меньшей степени, их присадки) ГТД. Именно эти примеси воздуха отвечают за появление в салонах самолётов запаха «гари» и даже дыма, увеличивая риск лётных происшествий. Показано, что остальные примеси – продукты разложения масел, присутствуют в воздухе кабин в значительно меньших количествах и эти количества зависят от конкретных условий разложения масла в ГТД.

Предложена методика отбора проб воздуха ГТД на летающей лаборатории и расчётный метод с использованием специального наземного стенда, позволяющий оценивать содержание большинства примесей-продуктов разложения масел, чьё присутствие в воздухе кабин ЛА регламентировано §831 АП-25, без отбора для этого полётных проб (полётные пробы отбираются только для последующего анализа на содержание смазочного масла).

Литература

1. АП-33. Авиационные правила. Ч. 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов [Текст]. – М., 2012. – 12 с.

2. EASA. Advance notice of proposed amendment [Text] // Cabin Air Quality onboard Large Aeroplanes. -(A-NPA) № 2009-10.

3. Global Cabin Air Quality Executive (GCAQE) response to EASA- COMMENTRESPONSE DOCUMENT (CRD), TO ADVANCE NOTICE OF PROPOSED AMENDMENT [Text] (A-NPA) 2009-10 // Cabin Air Quality onboard Large Aeroplanes. – July 2011.

4. МУ 1.1.258-99. Методические указания. Двигатели газотурбинные авиационные. Порядок отбора и газохроматографического анализа проб воздуха из компрессора двигателя при стендовых испытаниях [Текст]. – М.: НИИСУ. 1999. – 28 с.

Поступила в редакцию 14.05.2013, рассмтрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник В.Т. Дедеш, ОАО «ЛИИ им М.М. Громова», Жуковский, Московская область, Россия.

МЕТОДИКИ ЛЬОТНИХ ВИПРОБУВАНЬ ЧИСТОТИ ПОВІТРЯ, ЯКЕ ВІДБИРАЄТЬСЯ ВІД АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ НА ПОТРЕБИ СИСТЕМ КОНДИЦІЮВАННЯ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

В.П. Могильников, О.В. Іонов

Представлено експериментальні дані щодо оцінки забруднення повітря кабін сучасних ЛА. Показано, що основний забруднювач – пари і аерозоль мастильних олій (та їх присадок) ГТД. Саме ці домішки повітря відповідають за появу в салонах літаків запаху «гару» і навіть диму, тим самим збільшуючи ризик льотних пригод. Показано, що інші домішки – продукти розкладу олій, присутні в повітрі кабін в значно менших кількостях і ці кількості залежать від конкретних умов розкладу олії в ГТД. Розроблено розрахунковий метод, який дозволяє оцінювати вміст більшості домішок-продуктів розкладу олій, чию присутність у повітрі кабін ЛА регламентовано §831 АП-25, без відбирання для цього польотних проб (польотні проби відбираються тільки для наступного аналізу на вміст мастильної олії). Метод грунтується на експериментально підтвердженій постійності якісного складу продуктів розкладу. Кількісний склад продуктів розкладу визначається на спеціальному стенді, який імітує процеси розкладу олії в ГТД в залежності від режимів його роботи. Розроблено спрощений варіант такого стенда на базі звичайного газового хроматографа.

Ключові слова: гранично припустимі концентрації, токсичні домішки, продукти розкладу олії, газотурбінний двигун, літальний апарат.

AIR QUALITY FLIGHT RESEARCH METHODS, BLEED AIR FROM ENGINES FOR AIRCRAFT AIR SYSTEM

V.P. Mogilnikov, A.V. Ionov

Experimental data are presented according to air pollution of cabins modern aircraft. It is displayed that the basic contaminant - steams and an aerosol of oils (and their additive compounds) of the engine. These admixtures of air are responsible for occurrence in planes cabins of a smell of "ashes" and even a smoke, augmenting risk of flight incidents. It is showed that other admixtures - products of breaking-up of oil, are present at air of cabins in much smaller amounts and these amounts depend on concrete conditions of breaking-up of oil in engine. The settlement method is developed, allowing to evaluate the contents of the majority of admixtures-products of breaking-up of oils, whose presence at air of cabins modern aircrafts is regulated §831 АП-25, without flight samples (flight samples are selected for the analysis on the oil maintenance). The method is grounded on experimentally affirmed persistence of qualitative composition of products of breaking-up. The quantitative composition of products of breaking-up is defined at the special stand imitating processes of breaking-up of oil in engine depending on conditions of its operation. The simplified variant of such stand was developed on the basis of usual gas chromatograph.

Key words: maximum permissible concentration, toxic contaminants, products of breaking-up of oil, engine, aircraft.

Могильников Валерий Павлович – начальник сектора 35-2 ОАО «ЛИИ им.М.М. Громова», e-mail: mogvep@mail.ru.

Ионов Алексей Владимирович – инженер ОАО «ЛИИ им.М.М. Громова» e-mail: syzhet@mail.ru.

УДК 533.6

Ю.В. ГИРЬКА, И.А. ГАНГАН, Ю.А. КРАШАНИЦА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ БПЛА, ОСНОВАННОМ НА ЭФФЕКТЕ КОАНДА

В работе представлено точное, аналитическое решение системы нелинейных дифференциальных уравнений Навье-Стокса для плоскопараллельного течения ограниченной струи вязкой несжимаемой жидкости вдоль непроницаемой дуги окружности. В результате численной реализации, построенной математической модели, получены аналитические зависимости для скорости, давления, расхода и создаваемой на поверхности цилиндра аэродинамической подъемной силы. Проанализированы зависимости кинематических и данимических параметров пристенной струи от геометрических размеров дуги окружности, а также от характеристик внешнего потенциального потока. Такой подход открывает возможности для аналитических исследований взлетных возможностей БПЛА с двигателями на основе эффекта Коанда.

Ключевые слова: *уравнения Навье-Стокса, точные решения, плоское течение вдоль цилиндрической поверхности, струя вязкой жидкости, эффект Коанда, двигатель БПЛА.*

Введение

Применение струй в летательных аппаратах на данный момент является одной из наиболее перспективных способов повышения их эффективности. Одним из направлений применения струйного обтекания является обтекание радиальной прилипающей струей к верхней поверхности БПЛА имеющим корпус в виде тела вращения [1] (рис.1).

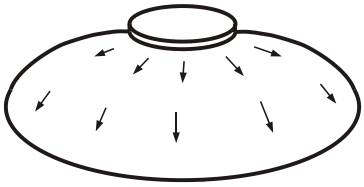


Рис. 1. Принципиальная схема БПЛА с применением эффекта Коанда

Для получения подъемной силы на БПЛА нужен двигатель, который создает струю с потребными аэродинамическими характеристиками. Для подбора такой силовой установки необходимо знать параметры струи на выходе из радиального сопла [2].

В данной задаче рассматривается методика получения рабочих характеристик силовой установки от потребных динамических характеристик БПЛА на примере аналитического решения уравнений Навье-Стокса для частного случая обтекания струей вязкого воздуха дужки окружности.

Полученное частное решение для дужки окружности является базовым и оценочным, для результатов полученных другим путем, так как оно является аналитическим решением уравнений Навье-Стокса. Как известно, решение этой системы дифференциальных уравнений в общем случае не может быть получено прямым путем. Также остается открытым вопрос о единственности решения задачи в общем виде из-за нелинейности уравнений Навье-Стокса [3, 4].

1. Постановка задачи

Рассматривается обтекание кругового цилиндра r_0 струей вязкой жидкости постоянной толщиной δ (рис. 2). Струя считается прижатой к стенке цилиндра. Так как на границе струи поток считается потенциальным, то завихренность потока отсутствует ($\boldsymbol{\Omega} = 0$).

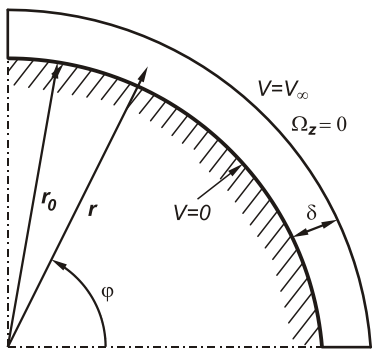


Рис. 2. Постановка задачи

Рассмотрим уравнения Навье-Стокса в цилиндрических координатах [3]. При этом примем следующие допущения:

© Ю.В. Гирька, И.А. Ганган, Ю.А. Крашаница

- поток несжимаемый $\rho = \text{const}$;

- является установившимся $\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} = 0$;

- в струе отсутствуют объемные силы $\mathbf{F} = 0$;

- поток плоскопараллельный $V_z = 0$ и все производные по данному направлению, тоже будут равны 0;

- каждая частичка движется по окружности со своим радиусом r и $V_r = 0$.

Используя приведенные выше допущения, получим следующую систему уравнений:

$$\begin{cases} -\frac{V_\varphi^2}{r} = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial r} - \nu\frac{2}{r^2}\frac{\partial V_\varphi}{\partial \varphi}, \\ \frac{V_\varphi}{r}\frac{\partial V_\varphi}{\partial \varphi} = -\frac{1}{\rho r}\frac{\partial p}{\partial \varphi} + \nu\left(\Delta V_\varphi - \frac{V_\varphi}{r^2}\right), \\ \frac{1}{r}\frac{\partial V_\varphi}{\partial \varphi} = 0. \end{cases} \quad (1)$$

Из третьего уравнения системы (1) следует, что окружная скорость в этом случае не зависит от φ или $\frac{\partial V_\varphi}{\partial \varphi} = 0$. Это обстоятельство позволяет упростить данную систему уравнений:

$$\begin{cases} \frac{V_\varphi^2}{r} = \frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial r}, \\ 0 = -\frac{1}{\rho r}\frac{\partial p}{\partial \varphi} + \nu\left(\frac{\partial^2 V_\varphi}{\partial r^2} + \frac{1}{r}\frac{\partial V_\varphi}{\partial r} - \frac{V_\varphi}{r^2}\right). \end{cases} \quad (2)$$

Для получения единственного решения задачи необходимо также учесть граничные условия. Для данных допущений такими будут условия сопряжения с внешним потенциальным потоком и с твердой стенкой:

$$\begin{cases} V_\varphi\big|_{r=r_0} = 0; \\ V_\varphi\big|_{r=r_0+\delta} = V_{\varphi\infty}; \\ \Omega_z\big|_{r=r_0+\delta} = 0; \\ p\big|_{r=r_0+\delta;\varphi=0} = 0. \end{cases} \quad (3)$$

Система уравнений 2 совместно с граничными условиями 3 является постановкой задачи и, как будет показано далее, вследствие природной линейности дифференциальных уравнений имеет однозначное и единственное решение.

2. Определение характеристик потока

Определим параметры потока для данного случая, т.е. решим совместно (2) и (3).

Для уменьшения количества неизвестных, избавимся от давления, путем перекрестного дифференцирования в системе уравнений (2):

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 p}{\partial r \partial \varphi} = 0, \\ r\frac{\partial^3 V_\varphi}{\partial r^3} + 2\frac{\partial^2 V_\varphi}{\partial r^2} - \frac{1}{r}\frac{\partial V_\varphi}{\partial r} + \frac{V_\varphi}{r^2} = 0. \end{cases} \quad (4)$$

Решив совместно второе уравнение из системы (2) и систему уравнений (4) получим:

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 V_\varphi}{\partial r^2} + \frac{1}{r}\frac{\partial V_\varphi}{\partial r} - \frac{V_\varphi}{r^2} = \frac{C_0}{\mu r}; \\ \frac{\partial p}{\partial r} = \rho\frac{V_\varphi^2}{r}; \\ \frac{\partial p}{\partial \varphi} = C_0. \end{cases} \quad (5)$$

Преобразуем последнее уравнение из системы (5):

$$\frac{\partial}{\partial r}\left(\frac{\partial V_\varphi}{\partial r} + \frac{V_\varphi}{r}\right) = \frac{C_0}{\mu r} \text{ или } \frac{\partial}{\partial r}\left(\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left(V_\varphi r\right)\right) = \frac{C_0}{\mu r}. \quad (6)$$

Проинтегрируем дифференциальное уравнение (6) и получим выражение для скорости:

$$V_\varphi = \frac{C_0}{2\mu} r\left[\ln(r) - \frac{1}{2}\right] + \frac{C_1}{2} r + \frac{C_2}{r}. \quad (7)$$

Совместно проинтегрировав второе и третье уравнение системы (5), получим выражение для давления:

$$p = C_0\varphi + \rho\int\frac{V_\varphi^2}{r}dr + C_3. \quad (8)$$

Уравнения (8) и (9) представляют решение поставленной задачи в общем виде. Для однозначного решения задачи, необходимо воспользоваться граничными условиями (3). Уточним, что

$$\Omega_z = \frac{1}{2}\left(\frac{V_\varphi}{r} + \frac{\partial V_\varphi}{\partial r}\right) \text{ или } \frac{\partial V_\varphi}{\partial r} = 2\Omega_z - \frac{V_\varphi}{r}.$$

$$\begin{cases} V_\varphi\big|_{r=r_0} = 0; \\ V_\varphi\big|_{r=r_0+\delta} = V_{\varphi\infty}; \\ \left.\frac{\partial V_\varphi}{\partial r}\right|_{r=r_0+\delta} = -\frac{V_{\varphi\infty}}{r_0+\delta}; \\ p\big|_{r=r_0+\delta;\varphi=0} = 0. \end{cases} \quad (9)$$

Для выдерживания третьего граничного условия из (9), продифференцируем (7) по r :

$$\frac{\partial V_\varphi}{\partial r} = \frac{C_0}{2\mu}\left[\ln(r) + \frac{1}{2}\right] + \frac{C_1}{2} - \frac{C_2}{r^2}. \quad (10)$$

Сделаем подстановку граничных условий (9) в полученные выражения (7) и (10), при этом введем относительную толщину струи $\tilde{\delta} = \delta / r_0$:

$$\begin{cases} \dfrac{C_0}{2\mu} r_0 \left[\ln\left(r_0\right) - \dfrac{1}{2} \right] + \dfrac{C_1}{2} r_0 + \dfrac{C_2}{r_0} = 0; \\ \dfrac{C_0}{2\mu} r_0 \left(1+\tilde{\delta}\right) \left[\ln\left(r_0\left(1+\tilde{\delta}\right)\right) - \dfrac{1}{2} \right] + \dfrac{C_1}{2} r_0 \left(1+\tilde{\delta}\right) + \\ \quad + \dfrac{C_2}{r_0\left(1+\tilde{\delta}\right)} = V_{\varphi\infty}; \\ \dfrac{C_0}{2\mu} \left[\ln\left(r_0\left(1+\tilde{\delta}\right)\right) + \dfrac{1}{2} \right] + \dfrac{C_1}{2} - \dfrac{C_2}{r_0^2\left(1+\tilde{\delta}\right)^2} = \\ \quad = -\dfrac{V_{\varphi\infty}}{r_0\left(1+\tilde{\delta}\right)}. \end{cases} \tag{11}$$

Разрешим систему линейных уравнений (11) относительно постоянных C_0, C_1 и C_2 и упростим ее относительно геометрических параметров:

$$\begin{cases} C_0 = -\dfrac{4\mu\left(1+\tilde{\delta}\right)}{r_0\left(\tilde{\delta}\left(2+\tilde{\delta}\right) - 2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)\right)} V_{\varphi\infty}; \\ C_1 = \dfrac{4\left(\ln\left(1+\tilde{\delta}\right) + \ln\left(r_0\right)\right)\left(1+\tilde{\delta}\right)}{r_0\left(\tilde{\delta}\left(2+\tilde{\delta}\right) - 2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)\right)} V_{\varphi\infty}; \\ C_2 = -\dfrac{r_0\left(1+2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)\right)\left(1+\tilde{\delta}\right)}{\left(\tilde{\delta}\left(2+\tilde{\delta}\right) - 2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)\right)} V_{\varphi\infty}. \end{cases} \tag{12}$$

Поставим полученные постоянные в выражение для скорости (7), а также используем относительный радиус $\tilde{r} = r / r_0$:

$$V_\varphi = \frac{\left(1+\tilde{\delta}\right)V_{\varphi\infty}}{2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right) - \tilde{\delta}\left(2+\tilde{\delta}\right)} \left(2\tilde{r}\left[\ln\left(\frac{\tilde{r}}{1+\tilde{\delta}}\right) - \frac{1}{2} \right] + \frac{1}{\tilde{r}}\left(1+2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)\right) \right). \tag{13}$$

Из уравнения (13) можно сделать вывод, что скорость в струе линейно зависит от скорости потенциального потока, ограничивающей ее. Используем этот факт для получения относительной скорости $\tilde{V}_\varphi = V_\varphi / V_{\varphi\infty}$:

$$\tilde{V}_\varphi = \frac{\left(1+\tilde{\delta}\right)}{2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right) - \tilde{\delta}\left(2+\tilde{\delta}\right)} \left(2\tilde{r}\left[\ln\left(\frac{\tilde{r}}{1+\tilde{\delta}}\right) - \frac{1}{2} \right] + \frac{1}{\tilde{r}}\left(1+2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)\right) \right). \tag{14}$$

Построим профиль относительной скорости. При этом для удобства сравнения при различных $\tilde{\delta}$ введем относительную координату по нормали к дужке $\tilde{y} = \left(\tilde{r} - 1\right) / \tilde{\delta}$ (рис. 3).

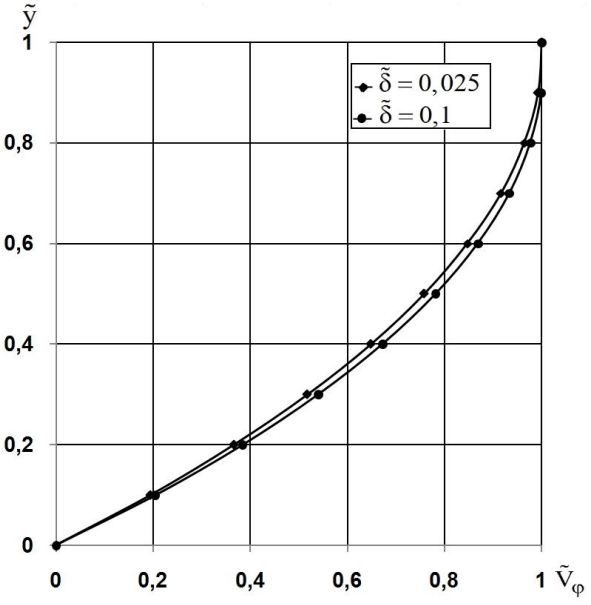


Рис. 3. Профиль скорости в струе по нормали к поверхности

Как можем видеть из рис. 3, при малых значениях относительной толщины струи $\tilde{\delta}$ профиль относительной скорости практически от нее не зависит. Так как с физической точки зрения наиболее интересными являются $\tilde{\delta} < 0{,}1$, то можно принять, что распределение относительной скорости не зависит от размеров струи.

Определим объемный расход в поперечном сечении струи:

$$Q = r_0 V_{\varphi\infty} \int_1^{1+\tilde{\delta}} \tilde{V}_\varphi d\tilde{r} = r_0 V_{\varphi\infty} \times \times \frac{\left(1+\tilde{\delta}\right)\left(\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)\left(\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)+1\right) - \tilde{\delta}\left(2+\tilde{\delta}\right)\right)}{2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right) - \tilde{\delta}\left(2+\tilde{\delta}\right)}. \tag{15}$$

Упростим выражение (15) к виду:

$$Q = r_0\left(1+\tilde{\delta}\right)\tilde{\delta} V_{\varphi\infty} K_Q, \tag{16}$$

где $K_Q = \dfrac{\left(\ln\left(1+\tilde{\delta}\right) - 2\ln^2\left(1+\tilde{\delta}\right) - \tilde{\delta}\left(2+\tilde{\delta}\right)\right)}{\tilde{\delta}\left[2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right) - \tilde{\delta}\left(2+\tilde{\delta}\right)\right]}$ – коэффициент расхода струи.

Зависимость этого коэффициента показана на рис. 4.

Подставим в (8) выражение (7) и найдем статическое давление в струе:

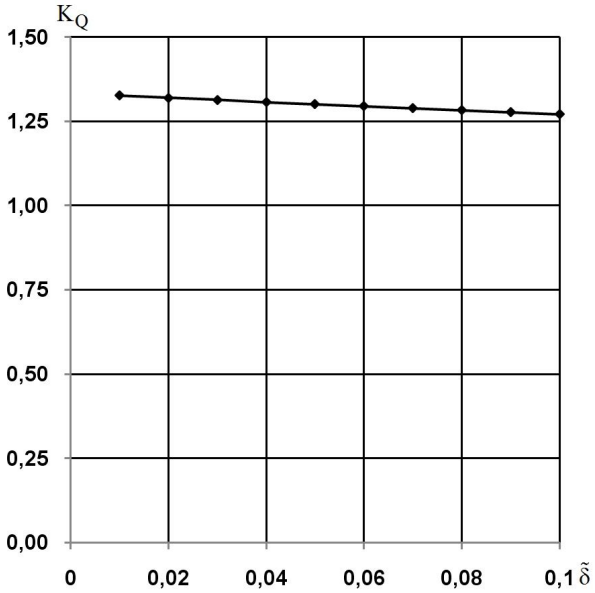


Рис. 4. Зависимость коэффициента расхода от относительной толщины струи

$$p = C_0\varphi + \rho\frac{V_{\varphi\infty}^2}{r_0}\int\frac{\tilde{V}_\varphi^2}{\tilde{r}}d\tilde{r} + C_3 = \frac{4\mu}{r_0}V_{\varphi\infty}K_p\varphi +$$
$$+\rho\frac{V_{\varphi\infty}^2}{r_0}K_p^2\left\{2\tilde{r}^2\ln\tilde{r}\left(\ln\tilde{r} - K_\delta - 1\right) + K_\delta \times \right. \qquad (17)$$
$$\left.\times\ln\tilde{r}\left[1 - K_\delta\ln\tilde{r}\right] + \frac{\tilde{r}^2}{2}\left(K_\delta^2 - 2K_\delta - 2\right) - \frac{K_\delta^2}{2\tilde{r}^2}\right\} + C_3,$$

где $K_p = \dfrac{\left(1+\tilde{\delta}\right)}{2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right) - \tilde{\delta}\left(2+\tilde{\delta}\right)}$; $K_\delta = 1 + 2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)$.

Определим C_3 из граничных условий (9):

$$\frac{2C_3}{\rho V_{\varphi\infty}^2} = -\frac{2K_p^2}{r_0}\left\{2\left(1+\tilde{\delta}\right)^2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)\times\right.$$
$$\times\left(\ln\left(1+\tilde{\delta}\right) - K_\delta - 1\right) + K_\delta\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)\left[1 - K_\delta\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)\right] + \qquad (18)$$
$$\left. + \frac{\left(1+\tilde{\delta}\right)^2}{2}\left(K_\delta^2 - 2K_\delta - 2\right) - \frac{K_\delta^2}{2\left(1+\tilde{\delta}\right)^2}\right\}.$$

Найдем зависимость статического давления на поверхности дужки окружности $\tilde{r} = 1$:

$$p\big|_{\tilde{r}=1} = \frac{4\mu}{r_0}V_{\varphi\infty}K_p\varphi - \frac{\rho V_{\varphi\infty}^2K_p^2}{r_0}\times$$
$$\times\left\{2\left(1+\tilde{\delta}\right)^2\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)\left(\ln\left(1+\tilde{\delta}\right) - K_\delta - 1\right) + \right.$$
$$+K_\delta\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)\left[1 - K_\delta\ln\left(1+\tilde{\delta}\right)\right] + \qquad (19)$$
$$\left. + \frac{\tilde{\delta}\left(2+\tilde{\delta}\right)}{2}\left(\frac{K_\delta^2}{\left(1+\tilde{\delta}\right)^2} + K_\delta^2 - 2K_\delta - 2\right)\right\}.$$

Найдем вертикальную силу, действующую на четверть дужки окружности:

$$F_y = 1\cdot r_0\int_0^{\pi/2} p\sin\varphi\,d\varphi. \qquad (20)$$

При $r_0 = 0{,}3$м $\tilde{\delta} = 0{,}1$ и $V_{\varphi\infty} = 10$м/с $F_y = 113$кН.

Найдем вертикальную силу, действующую на четверть дужки сферы с распределением давления полученным по (19):

$$F_y = \pi r_0^2\int_0^{\pi/2} p\sin 2\varphi\,d\varphi. \qquad (21)$$

При $r_0 = 0{,}3$м $\tilde{\delta} = 0{,}1$ и $V_{\varphi\infty} = 10$м/с $F_y = 10{,}7$кН.

Таким образом, зная необходимую потребную подъемную силу на БПЛА сфероидальной формы F_y в плане, мы можем определить необходимые характеристики струи для проектирования силовой установки.

Также в ходе экспериментальных исследований была измерена вертикальная сила, действующая на БПЛА сфероидальной формы [5].

Выводы

Была решена аналитически задача плоскопараллельного течения струи вязкой жидкости вдоль дужки окружности, которая имеет единственное решение.

Полученные результаты могут быть использованы для оценки необходимых параметров струи вязкого воздуха на срезе кольцевого сопла силовой установки БПЛА сфероидального типа.

Дальнейшее направление работы возможно в переходе от плоской задачи обтекания дужки окружности к пространственной задаче обтекания сферы.

Литература

1. Гирька, Ю.В. Математическое моделирование взаимодействия вязкой струи с несущей поверхностью [Текст] / Ю.В. Гирька, Ю.А. Крашаница // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 5(92). – С. 21-23.

2. Гирька, Ю.В. Изучение эффекта Коанда на круглом крыле [Текст] / Ю.В. Гирька, И.А. Ганган // Возможности использования методов механики для решения вопросов безопасности в условиях чрезвычайных ситуаций: тез. докл. Межвуз. науч.-прак. конф, 6 дек. 2012 г. – Х.: Ун-т гражд. защиты Украины, 2012. – С. 28.

3. Слёзкин, Н.А. Динамика вязкой несжимаемой жидкости [Текст] / Н.А. Слёзкин. – М.: Гос. изво технико-теоретической литературы, 1955. – 520 с.

4. Лойцянский, Л.Г. Механика жидкости и газа [Текст] / Л.Г. Лойцянский. – М.: Наука, 1987. – 840 с.

5. Ганган, И.А. Экспериментальное исследование рабочих характеристик импеллера [Текст] / И.А. Ганган, Ю.В. Гирька // Проблемы создания и обеспечения жизненного цикла авиационной техники: тез. докл. Междунар. науч.-техн. конф, 18-19 апр. 2013 г. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2013. – С. 20.

Поступила в редакцию 03.04.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., зав. отделом гидродинамики волновых процессов И.Т. Селезов, Институт гидромеханики НАН Украины, Киев.

АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГУНА БПЛА, ОСНОВАНОГО НА ЕФЕКТІ КОАНДА

Ю.В. Гирька, І.А. Ганган, Ю.О. Крашаниця

У роботі представлено точне, аналітичне роз’вязання системи нелінійних диференціальних рівнянь Навьє-Стокса для плоскопаралельної течії обмеженого струменя в'язкої нестислової рідини уздовж непроникної дуги кола. В результаті числової реалізації, побудованої математичної моделі, отримано аналітичні залежності для швидкості, тиску, витрати і створюючійся на поверхні циліндра аеродинамічної підйомної сили. Проаналізовані залежності кінематичних і данимических параметрів пристінного струменя від геоме тричних розмірів дужки та струменю і від швидкості зовнішнього потенціального потоку.

Ключові слова: рівняння Навьє-Стокса, точні розв’язки, плоска течія уздовж циліндричної поверхні, струмінь в'язкої рідини, ефект Коанда, двигун БПЛА.

AERODYNAMIC CHARACTERISTIC OF ENGINE BASED AT COANDA EFFECT

Y.V. Girka, I.A. Gangan, Yu.A. Krashanitsa

The exact, analytical decision of the system of nonlinear differential equalizations of Navier-Stokes is in-process presented for the flow of a limit stream of viscid incompressible liquid along the impenetrable arc of circumference. As a result of numeral realization, built mathematical model, analytical dependences are got for speed, pressure, expense and on the surface of cylinder of aerodynamic lift. Dependence’s is analysed kinematics and данимических parameters of пристенной stream from geometrical sizes of bracket and to the stream and from speed of external potential stream.

Key words: equalization of Navier-Stokes, exact upshots, flat flow along a cylindrical surface, stream of viscid liquid, Coand effect, engine of UAV

Гирька Юрий Владимирович - науч. сотр. проблемной научно-исследовательской лаборатории аэрогидродинамики и акустики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

Ганган Игорь Арионович – ст. науч. сотр. проблемной научно-исследовательской лаборатории аэрогидродинамики и акустики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

Крашаница Юрий Александрович – д-р техн. наук, профессор, главн. научн. сотр. кафедры аэрогидродинамики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.03

С.А. АЛЁХИН, Г.К. ПОПОВ

Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ И ПЕРСПЕКТИВЫ ИХ РАЗВИТИЯ

В статье рассмотрен вопрос о целесообразности применения вспомогательных силовых установок (ВСУ) на наземных транспортных средствах. Приведены сравнительные технические характеристики существующих ВСУ. Рассмотрены вопросы о возможной классификации ВСУ, а также преимущества и недостатки различных вариантов конструктивного исполнения ВСУ в зависимости от способа установки их на транспортном средстве. Приведены краткие технические характеристики ВСУ, разработанных в КП "ХКБД". Дано технико-экономическое обоснование целесообразности применения ВСУ на наземных транспортных средствах.

Ключевые слова: *дизель, вспомогательная силовая установка.*

Введение

За последние годы мощность и стоимость силовых установок наземных транспортных средств возросла в 2,5…3 раза [1 – 3]. Однако большая часть ресурса основного двигателя связана с так называемым "стояночным режимом", во время которого производится зарядка аккумуляторных батарей и энергоснабжение систем транспортного средства. При этом основной двигатель работает в режиме низких частот вращения и малых нагрузок, что вызывает нагревание выпускного тракта, заброс масла в выпускной ресивер и, как следствие, появление дыма на выпуске. Кроме того, двигатель при работе на режимах малых нагрузок имеет большие значения удельного эффективного расхода топлива [4, 5]. Данные по расходу топлива на этих режимах для некоторых двигателей приведены в табл. 1.

С целью экономии ресурса основного двигателя и снижения расхода топлива, а также обеспечения потребителей электроэнергией при неработающем основном двигателе на современных наземных транспортных средствах применяются вспомогательные силовые установки - энергоагрегаты.

Таблица 1

Данные по расходу топлива на "стояночном режиме"

Двигатель	В-46	В92С2	5ТДФ	6ТД-1	6ТД-2
Расход топлива, кг/ч	19	23	17	19	25

Мощность современных вспомогательных силовых установок находится в довольно широких пределах - от 3 до 18 кВт. Характеристики вспомогательных силовых установок некоторых транспортных средств приведены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристики вспомогательных силовых установок

Страна	Транспортное средство	Источник энергии	Электрическая мощность на клеммах генератора	Габариты (L×B×H), мм	Масса, кг	Расход топлива, кг/ч	Занимаемый объём, $м^3$	Габаритная мощность, $кВт/м^3$	Удельная мощность, кВт/кг
США	М-1	ГТД	10	1460×600×375	53	25	0,32	31,2	0,19
		дизель	5	720×660×645	50	4,0	0,30	16,7	0,10
Англия	Челленджер	дизель	16	1100×460×830	286	6,6	0,42	38	0,056
Германия	Леопард-2	ГТД	10		58	25	0,35	28,6	0,17
		дизель	10	685×470×425	180	4,4	0,14	71,4	0,056
Россия	Т-80	ГТД	18	930×410×290	82	27	0,11	163,6	0,22
	Т-90	ГТД	18	1795×572×272	110	27	0,28	64,3	0,16
	САУ"МСТА	ГТД	18	867×550×580	110	27	0,28	64,3	0,16
Китай	МВТ-2000	дизель	3		120	1,5	0,11	27,3	0,025
Украина	Т-84	дизель	8	1450×485×315	285	3,4	0,2	40	0,03
	"Оплот"	дизель	10	1300×495×315	250	3,8	0,2	50	0,04
	"Аль-Халид"	дизель	10	1300×495×315	250	3,8	0,2	50	0,04
	Т-72	дизель	10	1368×550×345	250	3,8	0,26	38,5	0,04

© С.А. Алёхин, Г.К. Попов

Результаты исследований

Уровень мощности вспомогательной силовой установки зависит от количества одновременно работающих потребителей в транспортном средстве и количества потребляемой ими энергии.

В качестве приведенных двигателей генератора электрической энергии используются малогабаритные 4-х тактные дизельные двигатели или малоразмерные газотурбинные двигатели. Газотурбинные двигатели имеют гораздо худшую экономичность по сравнению с поршневыми двигателями. К примеру, дизельный двигатель мощностью 8 кВт имеет расход топлива 3,4…3,6 кг/ч, а газотурбинный двигатель той же мощности - 18 кг/ч, т.е. больше почти в 5 раз.

Способы установки вспомогательной силовой установки на транспортном средстве показаны на схеме, рис. 1

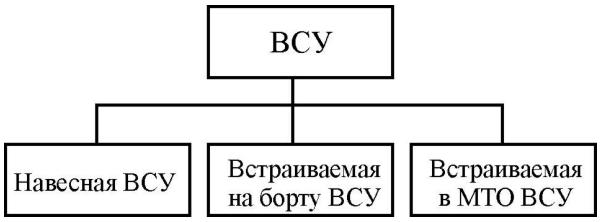


Рис. 1. Способы установки вспомогательной силовой установки на транспортном средстве

Вариант каждой из установок вспомогательной силовой установки определяется из конкретных требований к транспортному средству. Каждый из вариантов расположения вспомогательной силовой установки имеет свои преимущества и определённые технические трудности в частности при монтаже на имеющиеся, а не вновь разрабатываемые транспортные средства.

Навесные вспомогательные силовые установки располагаются на транспортном средстве и не имеют общих систем с транспортным средством. Могут эксплуатироваться на месте установки или на определённом расстоянии от него с целью обеспечения комфортных условий работы экипажа, даёт возможность использования вспомогательной силовой установки в широких пределах без привязки к конкретному транспортному средству.

Встроенные на борту силовые установки имеют общие с транспортным средством системы питания топливом и электрическую. Вспомогательные силовые установки в данном случае устанавливаются в отдельном герметичном отсеке с целью сохранности при эксплуатации.

Встроенные в моторно-трансмиссионное отделение (МТО) транспортного средства вспомогательные силовые установки, устанавливаются непосредственно в МТО и не требуют специальных отсеков под их установку.

Отличительной особенностью данного типа вспомогательных силовых установок является их конструктивное исполнение с учётом особенностей того или иного транспортного средства.

Казённым предприятием "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению" разработан и внедрён в серийное производство ряд вспомогательных силовых установок для наземных транспортных средств - ЭА8, ЭА8А и ЭА8АИ мощностью на клеммах генератора 8 кВт [6]. Все вспомогательные силовые установки выполнены в виде силового модуля.

В состав вспомогательных силовых установок входят: малолитражный четырёхтактный дизельный двигатель 468А мощностью 11,4 кВт, стартер-генератор СГ-18-1С или СГ-10-1С и системы, обеспечивающие работоспособность дизеля: система смазки, охлаждения, воздухоснабжения, управления и аварийно-предупредительной сигнализации.

Дизельный двигатель и все системы установлены на раме, которая крепится к отсеку транспортного средства. Вспомогательная силовая установка имеет общие с транспортным средством топливную и электрическую системы, а системы охлаждения и смазки автономные. Управление пуском и режимами работы осуществляется дистанционно с места механика-водителя трансортного средства.

Общий вид вспомогательной силовой установки ЭА8 представлен на рис. 2.

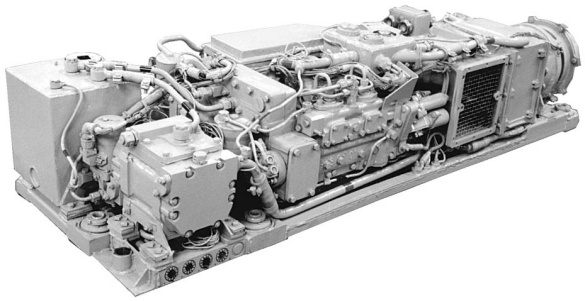


Рис. 2. Вспомогательная силовая установка ЭА8

Для повышения конкурентоспособности на рынке вспомогательных силовых установок в КП "ХКБД" были разработаны установки ЭА10-1, ЭА10М и ЭА10-2 мощностью 10 кВт.

Основным при разработке вышеуказанных ВСУ была доработка двигателя 468А. Новая модификация 468А-1 имеет мощность 14,4 кВт, при этом прирост мощности обеспечен в основном за счёт улучшения топливной экономичности.

Удельный расход топлива составляет 268 г/кВт·ч у двигателя 468А-1, против 313 г/кВт·ч у двигателя 468А.

Такие результаты обеспечены применением ряда конструктивных мероприятий:

- совершенствованием камеры сгорания и распылителя форсунки;
- совершенствованием клапанного механизма;
- совершенствованием системы смазки двигателя;
- совершенствованием системы суфлирования;
- совершенствованием системы воздухоснабжения.

Вспомогательная силовая установка ЭА10-1 имеет следующие характеристики:

Мощность на клеммах генератора, кВт	-	10.
Расход топлива на режиме максимальной мощности, кг/ч	-	3,8.
Расход масла на угар, кг/ч	-	0,09.
Напряжение, В	-	28,5.
Род тока	-	постоянный.
Масса, кг	-	250.
Габаритные размеры, мм		
- длина	-	1300.
- ширина	-	495.
- высота	-	315.

Общий вид вспомогательной силовой установки ЭА10-1 представлен на рис. 3.

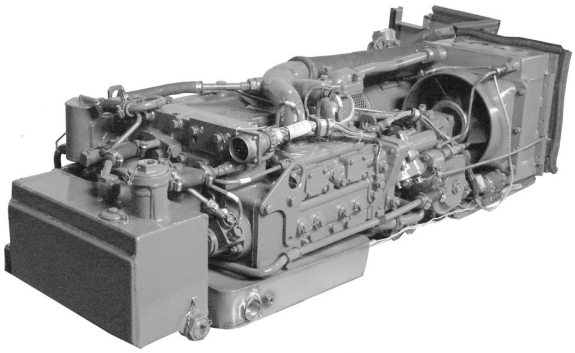


Рис. 3. Вспомогательная силовая установка ЭА10-1

Вспомогательная силовая установка ЭА10-1 является встраиваемой. Монтаж её производится в герметичный осек, находящийся на борту транспортного средства. Подключение ВСУ производится к системе питания топливом и электрической транспортного средства. ВСУ состоит из следующих составных частей и систем:

- четырёхтактного двухцилиндрового дизельного двигателя 468А-1;
- стартер-генератора СГ-10-1С;
- системы смазки;
- системы охлаждения;
- системы воздухоснабжения;
- системы питания топливом;
- системы выпуска отработавших газов.

Все составные части и системы ВСУ ЭА10-1 смонтированы на раме и конструкция представляет собой единый модуль.

Вспомогательная силовая установка ЭА10М имеет следующие характеристики:

Мощность на клеммах генератора, кВт	-	10.
Расход топлива на режиме максимальной мощности, кг/ч	-	3,8.
Расход масла на угар, кг/ч	-	0,09.
Напряжение, В	-	28,5.
Род тока	-	постоянный.
Масса полного комплекта, кг	-	560.
Габаритные размеры, мм		
- длина	-	1450.
- ширина	-	550.
- высота	-	390.

Общий вид вспомогательной силовой установки ЭА10М представлен на рис. 4.

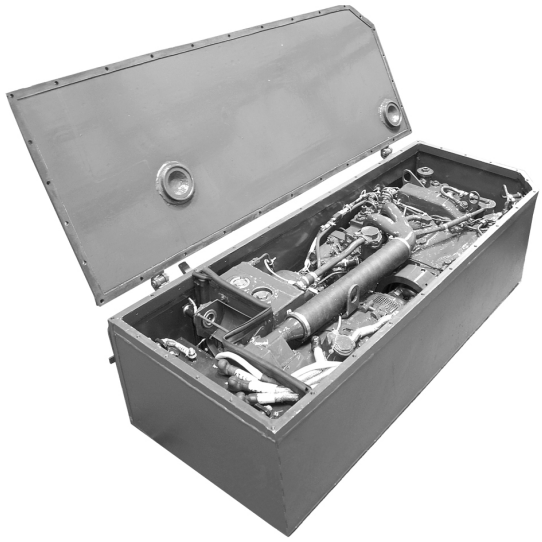


Рис. 4. Вспомогательная силовая установка ЭА10М

Вспомогательная силовая установка ЭА10М является навесной. Монтаж её производится на борту транспортного средства в любом наиболее подходящем месте обеспечивая неизменность габаритных размеров его.

В состав ВСУ входят следующие составные части: энергоагрегат ЭА10, который комплектуется комплектом электрооборудования и бронированным отсеком. По своему конструктивному назначению энергоагрегат ЭА10 аналогичен ВСУ ЭА10-1.

Энергоагрегат ЭА10 и комплект электрооборудования устанавливаются в бронированный отсек.

Отсек представляет собой герметичную конструкцию коробчатого типа, изготовленную из броне-

вого листа. Оснащён герметичными люками для функционирования и обслуживания.

Электрооборудование ВСУ состоит из блока пуско-регулирующей аппаратуры со встроенным пультом управления, пульта управления режимами работы, расположенным у оператора (механика-водителя) и комплекта соединительных кабелей.

ВСУ ЭА10М в полном комплекте устанавливается на транспортное средство и подключается к бортовой сети и топливной системе. Управление всеми режимами работы производится с пультов, установленных в отсеке ВСУ или в отделении управления внутри транспортного средства.

Вспомогательная силовая установка ЭА10-2 имеет следующие характеристики:

Мощность на клеммах генератора, кВт	-	10.
Расход топлива на режиме максимальной мощности, кг/ч	-	3,8.
Расход масла на угар, кг/ч	-	0,09.
Напряжение, В	-	28,5.
Род тока	-	постоянный.
Масса, кг	-	250.
Габаритные размеры, мм		
- длина	-	1368.
- ширина	-	550.
- высота	-	345.

Общий вид вспомогательной силовой установки ЭА10-2 представлен на рис. 5.

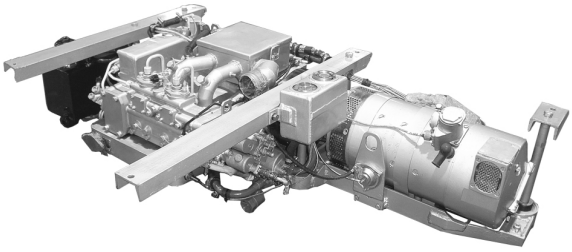


Рис. 5. Вспомогательная силовая установка ЭА10-2

Вспомогательная силовая установка ЭА10-2 является встраиваемой в моторно-трансмиссионное отделение транспортного средства. Монтаж её производится в МТО над основным двигателем. Конкретные условия расположения ВСУ определили её конструктивное исполнение. ВСУ ЭА10-2 по своей конструкции является модульной:

- силовой модуль;
- агрегат системы охлаждения.

В состав силового модуля входят:

- четырёхтактный двухцилиндровый дизельный двигатель жидкостного охлаждения 468А-1;
- стартер-генератор СГ-10-1С;
- система смазки;
- система воздухоснабжения;
- система выпуска отработавших газов.

Составные части и системы силового модуля смонтированы на раме.

В состав агрегата охлаждения входят радиатор и электрические вентиляторы.

Силовой модуль и агрегат охлаждения соединены между собой трубопроводами.

ВСУ ЭА10-2 устанавливается в транспортное средство и подключается к бортовой электрической сети и топливной системе. Управление всеми режимами работы производится с пульта, устанавливаемого в отделении управления транспортного средства.

Разработанные ВСУ полностью обеспечивают функционирование всех электрических систем транспортного средства, что даёт возможность функционирования его в стационарном режиме при выходе из строя основного двигателя.

ВСУ могут применяться в качестве дополнительного средства для запуска основного двигателя.

В процессе эксплуатации основной двигатель нарабатывает до капитального ремонта ориентировочно 1000 моточасов, при этом работа в стационарном режиме занимает более 50% указанного времени.

Применение ВСУ даёт возможность увеличить пробег транспортного средства в 2 раза без замены основного двигателя.

Кроме того, имеется экономическая целесообразность. Цена ВСУ не превышает стоимости капитального ремонта основного двигателя транспортного средства.

Исходя из вышеизложенного, окупаемость ВСУ происходит при наработке основного двигателя в объёме 500 часов.

При работе основного двигателя в стационарном режиме расход ГСМ в среднем составляет:

- дизельного топлива - 19 кг/ч;
- масла на угар - 3 кг/ч.

Расход ГСМ ВСУ при работе на максимальной мощности составляет:

- дизельного топлива - 3,8 кг/ч;
- масла на угар - 0,09 кг/ч.

Экономия ГСМ за 1 час эксплуатации в стационарном режиме составляет:

- топлива - ΔG_T=15,2 кг;
- тмасла - ΔG_M=2,9 кг.

При цене за 1 кг топлива - 0,85$ и масла 2,5$ экономический эффект в час составляет:

$(15{,}2 \times 0{,}85)+(2{,}9 \times 2{,}5) = 20{,}1$\$.

При наработке в объёме 1000 моточасов экономический эффект за счёт сокращения расходов на ГСМ составляет:

$20{,}1\$ \times 1000 = 20\,100\$$.

Вывод

Суммарный экономический эффект от применения ВСУ в транспортном средстве за каждые 1000 часов работы с учётом сокращения затрат на ремонт и ГСМ составляет 95 100$.

Разработанные в КП "ХКБД" вспомогательные силовые установки могут использоваться на всех видах наземных транспортных средств.

Литература

1. ГОСТ 23162– 78. Электроагрегаты и передвижные электростанции с двигателями внутреннего сгорания. Система условных обозначений [Текст]. – М.: Госкомитет СССР по стандартам, 1978. – 38 с.

2. Полная энциклопедия танков мира 1915 ...2000 [Текст]. – Мн. ООО Харвет, 2000. – 575 с.

3. Танки и самоходные установки [Текст]. – М.: ООО "Издательство АСТ", 2000 – 336 с.

4. Объект 434. Техническое описание и инструкция по эксплуатации [Текст]. – М.: Военное изд-во, 1986 – 768 с.

5. Руководство по материальной части и эксплуатации танка Т– 62 [Текст]. – М.: Военное изд-во 1968 – 752 с.

6. Заявка на изобретение Украины "Вспомогательный энергоагрегат", регистрационный № 200512245 от 19.12.2005 г.

7. Пат. 72561 Україна, МПК (2012.01), F02B 63/00. Допоміжний енергоагрегат [Текст]. Альохін С.О.; Салтовський В.В.; Попов Г.К., Мотора О.А., Дьомін Ф.О., Кузьменко О.І., Струков В.П., Любченко В.М., Жуков О.С.; Казенне підприємство "Харківське конструкторське бюро з двигунобудування". – № и20120046; заявл. 16.01.2012; надруковано 27.08.2012, Бюл. 16. 3 с.

Поступила в редакцию 30.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры "Авиационные двигатели" В.П. Герасименко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

ДОПОМІЖНІ СИЛОВІ УСТАНОВКИ ТРАНСПОРТНИХ ЗАСОБІВ ТА ПЕРСПЕКТИВИ ЇХ РОЗВИТКУ

С.О. Альохін, Г.К. Попов

В статті розглянуто питання доцільності застосування допоміжних силових установок (ДСУ) на наземних транспортних засобах. Наведені порівняльні технічні характеристики існуючих ДСУ. Розглянуто питання про можливу класифікацію ДСУ, а також переваги та недоліки різних варіантів конструктивного виконання ДСУ в залежності від способу встановлення їх на транспортному засобі. Наведені короткі технічні характеристики ДСУ, які розроблені в КП "ХКБД". Дано техніко-економічне обґрунтування доцільності застосування ДСУ на наземних транспортних засобах.

Ключові слова: дизель, допоміжна силова установка.

AUXILIARY POWER UNITS OF VEHICLES AND PROSPECTS OF THEIR DEVELOPMENT

S.A. Alyokhin, G.K. Popov

In this article the matter on expediency of application of auxiliary power units (APU) on ground vehicles is considered. Comparison characteristics of existing APU are given. Questions with possible classification APU, and also advantages and lacks of various variants of design APU are considered depending on a way of their installation on a vehicle. The brief characteristics APU developed in SE KEDB are given. The feasibility report on expediency of application APU on ground vehicles is given.

Key words: diesel, auxiliary power units.

Алёхин Сергей Алексеевич – канд. техн. наук, генеральный конструктор Казённого предприятия "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина, e-mail: hkbd@kharkov.ukrtel.net.

Попов Геннадий Константинович – главный конструктор Казённого предприятия "Харьковское конструкторское бюро по двигателестроению", Харьков, Украина, e-mail: hkbd@kharkov.ukrtel.net.

УДК 629.735

О.В. КИСЛОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ГТД

Предложена форма представления характеристик газогенератора, позволяющая оценивать не только эффективность преобразования теплоты в свободную работу, но и совершенство газодинамических процессов в проточной части газогенератора. Параметры эффективности газогенератора выражаются через его степень повышения давления и степень повышения температуры, а также через степень повышения давления компрессора. С помощью математической модели получены характеристики газогенератора. Показано применение характеристик при сравнении двух газогенераторов с разными расчетными степенями повышения давления компрессора.

Ключевые слова: *газотурбинный двигатель, газогенератор, характеристики газогенератора, свободная работа, внутренний КПД, относительный внутренний КПД, термический КПД.*

Введение

В связи с распространением практики создания новых ГТД на основе базового газогенератора [1,2,3] актуален вопрос сравнения различных газогенераторов для последующего выбора наиболее эффективного из них.

На рис.1 показаны одновальные газогенераторы в составе ТРДД и турбовального ГТД со свободной турбиной.

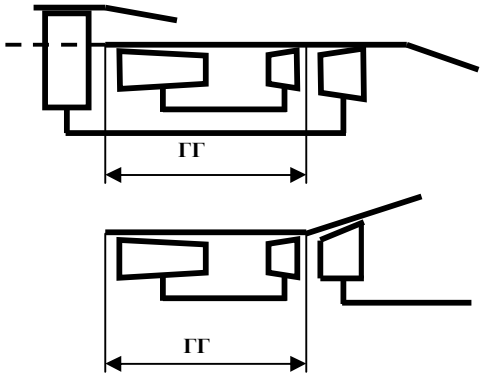


Рис. 1. Схемы ГТД с одновальным газогенератором

В [3] показано, что газогенератор имеет характеристики.

При условии постоянства степени понижения давления в турбине эти характеристики однопараметрические и могут быть представлены в виде зависимостей:

$$\begin{aligned} \pi^*_{гг} &= f_1(n_{вд\ пр});\\ \tau^*_{гг} &= f_2(n_{вд\ пр});\\ G_{т\ пр\ гг} &= f_3(n_{вд\ пр});\\ G_{в\ пр\ гг} &= f_4(n_{вд\ пр}). \end{aligned} \qquad (1)$$

Здесь $\pi^*_{гг} = \dfrac{p^*_{твд}}{p^*_{ввд}}$ и $\tau^*_{гг} = \dfrac{T^*_{твд}}{T^*_{ввд}}$ – степени повышения давления и температуры в газогенераторе;

$G_{т\ пр\ гг} = G_т \dfrac{p^*_{ввд\ р}}{p^*_{ввд}} \sqrt{\dfrac{T^*_{ввд\ р}}{T^*_{ввд}}}$ – приведенный расход топлива;

$G_{в\ пр\ гг} = G_в \dfrac{p^*_{ввд\ р}}{p^*_{ввд}} \sqrt{\dfrac{T^*_{ввд}}{T^*_{ввд\ р}}}$ – приведенный расход воздуха;

$n_{вд\ пр} = n_{вд} \sqrt{\dfrac{T^*_{ввд\ р}}{T^*_{ввд}}}$ – приведенная частота вращения ротора газогенератора.

Зависимости (1) представлены на рис. 2.

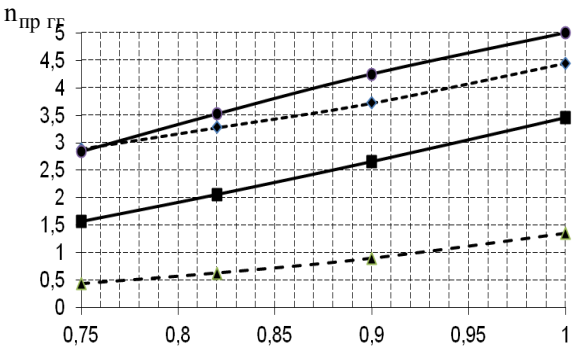


Рис. 2. Характеристики газогенератора при постоянной степени понижения давления в турбине:
– $\tau^*_{гг}$; – $\pi^*_{гг}$; – $G_{т пр}$; – $G_{в пр}/10$

© О.В. Кислов

Характеристики газогенератора в таком представлении упрощают расчет характеристик ГТД, но неудобны для оценки эффективности рабочего процесса газогенератора, оценки совершенства процесса подвода теплоты в камере сгорания и газодинамических процессов в проточной части газогенератора.

В работе [4] параметры газогенераторов представлены в виде зависимости удельного расхода топлива от мощности газогенератора (рис. 3).

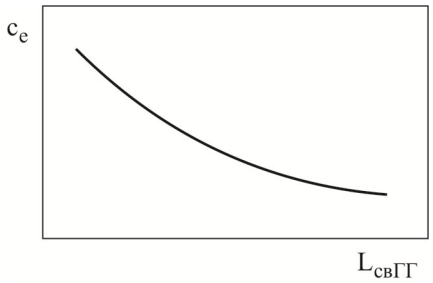


Рис. 3. Зависимость удельного расхода топлива от свободной работы газогенератора

Такая характеристика газогенератора позволяет сравнивать разные газогенераторы (при заданной свободной работе можно выбрать наиболее экономичный газогенератор).

Недостатками такого представления являются:

– использование размерной величины свободной работы газогенератора;

– использование в качестве параметра эффективности газогенератора удельного расхода топлива. Известно [3], что удельный расход топлива однозначно связан с внутренним КПД, который характеризует эффективность преобразования теплоты в работу, и определяется не только совершенством газодинамических процессов в проточной части и потерями тепла в камере сгорания, но и параметрами цикла газогенератора.

При оценке совершенства газодинамических процессов газогенератора влияние его параметров цикла должно быть исключено, поскольку оно может привести к неправильным выводам. Например, газогенератор с большими гидравлическими потерями и потерями тепла в камере сгорания может иметь более высокий внутренний КПД за счет более высоких параметров цикла $\theta^*_{гг} = \dfrac{T^*_г}{T^*_{ввд}}$ и $\pi^*_к$.

Целью данной работы является обоснование вида характеристик газогенератора, который удобен для интегральной оценки эффективности рабочего процесса газогенератора, а также оценки эффективности газодинамических процессов в проточной части и процесса подвода теплоты в камере сгорания.

1. Расчетные соотношения

В работе [5] введены безразмерная свободная работа $\bar{L}_{свГГ}$ и КПД газогенератора, которые позволяют оценивать не только эффективность преобразования теплоты в работу, но и отдельные составляющие этого процесса.

В частности, кроме широко используемых внутреннего КПД газогенератора $\eta_{iГГ}$ и коэффициента выделения тепла $\eta_г$, дополнительно введены:

– $\eta_{oiГГ} = \dfrac{\eta_{iГГ}}{\eta_t}$ – относительный внутренний КПД, оценивающий интегральную неидеальность цикла газогенератора;

– $\bar{\eta}_{oiГГ} = \dfrac{\eta_{oiГГ}}{\eta_г}$ – КПД, который характеризует совершенство газодинамических процессов в проточной части газогенератора.

Кроме того, показано, что эти КПД выражаются через параметры газогенератора:

$$\eta_{iГГ} = \eta_г \frac{1-1/e^*_{гг}}{1-1/\tau^*_{гг}} = f\left(\pi^*_{гг}, \tau^*_{гг}\right), \tag{2}$$

$$\eta_{oiГГ} = \frac{\eta_{iГГ}}{\eta_t} = \frac{\eta_г \dfrac{1-1/e^*_{гг}}{1-1/\tau^*_{гг}}}{1-1/e^*_к} = f\left(\pi^*_{гг}, \tau^*_{гг}, \pi^*_к\right), \tag{3}$$

$$\bar{\eta}_{oiГГ} = \frac{\eta_{oiГГ}}{\eta_г} = \frac{1-1/e^*_{гг}}{(1-1/\tau^*_{гг})(1-1/e^*_к)} = f\left(\pi^*_{гг}, \tau^*_{гг}, \pi^*_к\right). \tag{4}$$

В формулах (3) и (4) $e^* = \pi^{*\frac{k-1}{k}}$.

С учетом (1) и того, что при постоянной степени понижения давления в турбине газогенератора $\pi^*_к = f\ (n_{вд\ пр})$, сделан вывод о том, что

$$\eta_{iГГ} = f_5\left(n_{вд\ пр}, \eta_г\right), \tag{5}$$

$$\eta_{oiГГ} = f_5\left(n_{вд\ пр}, \eta_г\right), \tag{6}$$

$$\bar{\eta}_{oiГГ} = f_6\left(n_{вд\ пр}\right). \tag{7}$$

Зависимость (7) тоже являются характеристиками газогенератора, а зависимости (5), (6) дополнительно зависят еще и от $\eta_г$. Если изменением $\eta_г$ можно пренебречь, то и зависимости (5), (6) являются характеристиками газогенератора и могут использоваться для оценки эффективности преобразования теплоты в работу, интегральной неидеальности процессов в проточной части газогенератора.

2. Анализ полученных результатов

На рис. 4 представлены зависимости (5)…(7) для газогенератора с $\pi^*_{кр} = 8$.

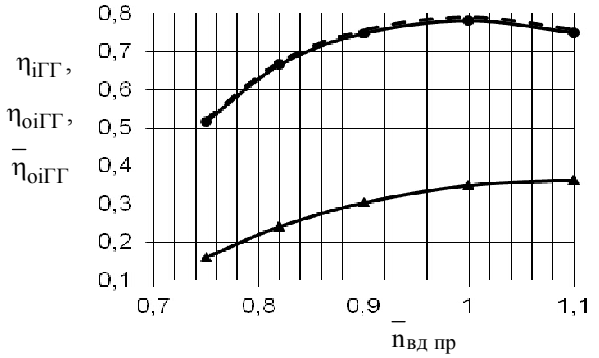


Рис. 4. Зависимость КПД от приведенной частоты вращения ротора газогенератора:
– внутренний КПД;
– относительный внутренний КПД;
– $\bar{\eta}_{oiГГ}$

Чтобы при заданной свободной работе можно было выбрать наиболее экономичный газогенератор, целесообразно представлять зависимости КПД газогенератора в зависимости от безразмерной свободной работы (рис. 5).

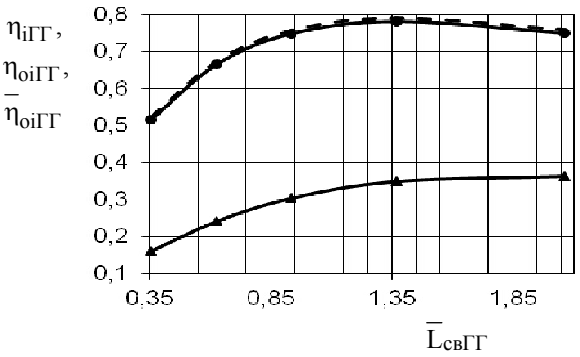


Рис. 5. Зависимость КПД от безразмерной свободной работы газогенератора:
– внутренний КПД;
– относительный внутренний КПД;
– $\bar{\eta}_{oiГГ}$

Для иллюстрации использования характеристик при сравнении газогенераторов на рис. 6 представлены зависимости $\eta_{iГГ} = f\left(\bar{L}_{свГГ}\right)$ и $\bar{\eta}_{oiГГ} = f\left(\bar{L}_{свГГ}\right)$ для двух газогенераторов с одинаковыми $T^*_{гр}$ и КПД элементов газогенератора, но разными расчетными степенями повышения давления $\pi^*_{кр} = 8$ и $\pi^*_{кр} = 7$.

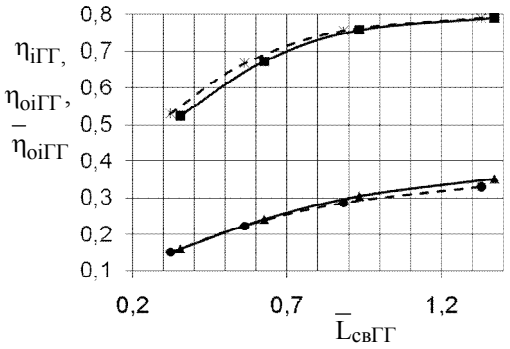


Рис. 6. Зависимость КПД от безразмерной свободной работы газогенератора при разных $\pi^*_{кр}$:
– внутренний КПД при $\pi^*_{кр} = 8$;
– внутренний КПД при $\pi^*_{кр} = 7$;
– $\bar{\eta}_{oiГГ}$ при $\pi^*_{кр} = 8$;
– $\bar{\eta}_{oiГГ}$ при $\pi^*_{кр} = 7$

Видно, что вблизи расчетного режима газогенератор с более высокими параметрами цикла более экономичен, а на пониженных режимах внутренние КПД сближаются. Последнее объясняется более высоким совершенством газодинамических процессов (большим $\bar{\eta}_{oiГГ}$) в проточной части газогенератора с меньшим $\pi^*_{кр}$.

Такое изменение $\bar{\eta}_{oiГГ}$ обусловлено особенностями характеристик компрессоров и расположения рабочих линий на них. При более высоких $\pi^*_{кр}$ происходит более сильное рассогласование режимов работы ступеней компрессора и рабочая линия располагается ближе к границе устойчивости, а КПД компрессора уменьшается (рис.7).

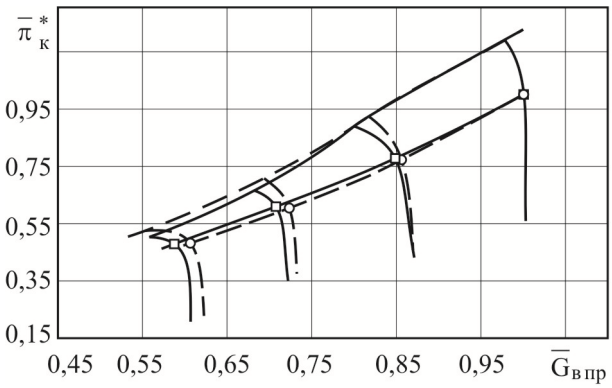


Рис. 7. Рабочие линии на характеристиках компрессоров при разных $\pi^*_{кр}$:
– $\pi^*_{кр} = 8$; – $\pi^*_{кр} = 7$

Заключение

В работе обоснован вид характеристик газогенератора, который удобен для оценки эффективности рабочего процесса газогенератора. Введена характеристика, позволяющая оценить совершенство газодинамических процессов в проточной части газогенератора. Показано применение предложенных характеристик при сравнении газогенераторов.

Литература

1. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) [Текст] / В.А. Скибин, В.И. Солонин, В.А. Палкин и др.; под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. – М.: ЦИАМ, 2004. – 424 с.

2. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей [Текст] / В.П. Деменченок, Л.Н. Дружинин, А.Л. Пархомов и др.; под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. – М.: Машиностроение, 1979. – 700 с.

3. Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных двигателей [Текст] / Ю.Н. Нечаев. – М.: ВВИА, 1990. – 704 с.

4. Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 2 [Текст] / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М.: Машиностроение, 1978. – 336 с.

4. Цховребов, М.М. Методология создания семейств авиационных ГТД [Текст] / М.М. Цховребов // ЦИАМ 1980-2000. Научный вклад в создание авиационных двигателей; под ред. В.А. Скибина и В.И.Солонина. – Кн. 1. – М.: Машиностроение, 2000. – С. 59 – 79.

5. Кислов, О.В. Оценка эффективности газогенератора ГТД [Текст] / О.В. Кислов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 4(101). – С. 74 – 77.

Поступила в редакцию 28.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры теории авиационных двигателей В.П. Герасименко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ГТД

О.В. Кіслов

Запропонована форма подання характеристик газогенератора, яка дозволяє оцінювати не лише ефективність перетворення теплоти у вільну роботу, але і досконаліть газодинамічних процесів у проточній частині газогенератору. Параметри ефективності газогенератору виражаються через його ступіні підвищення тиску та температури, а також через ступінь підвищення тиску компресора. За допомогою математичної моделі одержані характеристики газогенератора. Показано застосування характеристик при порівнянні двох газогенераторів з різними розрахунковими ступінями підвищення тиску компресора.

Ключові слова: газотурбінний двигун, газогенератор, характеристики газогенератора, вільна робота, внутрішній ККД, відносний внутрішній ККД, термічний ККД.

THE GAS TURBINE ENGINE GAS GENERATOR CHARACTERISTICS

O.V. Kislov

Proposed presentation characteristics of the gas generator, which allows to estimate not only the efficiency of conversion of heat into free work, but the perfection of gas-dynamic processes in the flow of the gas generator. Gas generator efficiency are expressed in terms of its pressure ratio and temperature ratio, and the compressor pressure ratio. With the help of mathematical models the gas generator characteristics are derived. The use of characteristics are shown, when comparing the two gas generators with different rated compressor pressure ratio.

Key words: gas turbine engine, gas generator, the characteristics of the gas generator, free work, internal efficiency, the relative internal efficiency, the thermal efficiency.

Кислов Олег Владимирович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: OBKislov@mail.ru.

УДК 629.735

А.А. ХАЛАТОВ[1, 2], М.В. БЕЗЛЮДНАЯ[1], Ю.Я. ДАШЕВСКИЙ[3], С.Д. СЕВЕРИН[2], И.И. БОРИСОВ[2]

[1] ***Институт технической теплофизики НАН Украины, Киев, Украина***
[2] ***Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев***
[3] ***ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», Николаев, Украина***

АДАПТАЦИЯ k-ε МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПЛЕНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ ЧЕРЕЗ СИСТЕМУ ДВУХРЯДНЫХ ОТВЕРСТИЙ В СФЕРИЧЕСКИХ УГЛУБЛЕНИЯХ

Представлены результаты численного моделирования локального и среднего пленочного охлаждения плоской пластины через два ряда отверстий в сферических углублениях с относительной глубиной h/D=0,5. Как показывает опыт, применение стандартных моделей турбулентности дает плохое согласование численного моделирования с экспериментальными данными, поэтому моделирование проводилось в два этапа. На первом этапе для выбора модели турбулентности были проведены тестовые расчеты. На втором этапе – проведена адаптация k-ε модели для моделирования таких течений. При моделировании использован коммерческий пакет ANSYS CFX 14.

Ключевые слова: *пленочное охлаждение, адиабатическая эффективность, сферические углубления, численное моделирование, k-ε модель турбулентности, адаптация модели турбулентности.*

Введение

В последние годы широкое распространение в практике получило CFD-моделирование задач термогазодинамики. Сегодня достижения вычислительной техники и вычислительной математики позволяют решать достаточно сложные задачи, для их решения наиболее часто используются *k-ε* и *k-ω* модели турбулентности. Как показал опыт, использование стандартных констант в этих моделях не всегда дает надежные результаты, особенно при изучении сложных потоков, не соответствующих сдвиговому течению. Это приводит к необходимости коррекции констант в модели турбулентности с учетом физических особенностей рассматриваемого типа течения.

Пленочное охлаждение остается одним из эффективных методов внешнего охлаждения лопаток газовых турбин. Однако при высокой температуре перед турбиной необходимый расход охладителя становится настолько большим, что гидродинамические потери могут превысить положительный эффект охлаждения. Поэтому поиск альтернативных методов пленочного охлаждения, обладающих высокой теплофизической эффективностью, пониженным расходом охладителя и несложной технологий изготовления представляет одну из актуальных проблем газотурбостроения.

К перспективным методам относится пленочное охлаждение через систему наклонных цилиндрических отверстий, расположенных в сферических углублениях.

В данной работе выполнено численное моделирование локальной и средней эффективности пленочного охлаждения при подаче охладителя через двухрядную систему цилиндрических отверстий, расположенных в сферических углублениях. Для адаптации использовались собственные экспериментальные данные.

В качестве основного параметра использовалась эффективность плёночного охлаждения адиабатной поверхности, которая определялась как [1]:

$$\eta = \frac{T_\infty - T_{aw}}{T_\infty - T_2},$$

где T_∞ – температура основного потока, T_2 – температура вдуваемого воздуха в плоскости вдува; T_{aw} – температура адиабатной стенки. Как показывают эксперименты [1] эффективность пленочного охлаждения зависит от ряда параметров, причем наиболее заметно от коэффициента (параметра) вдува:

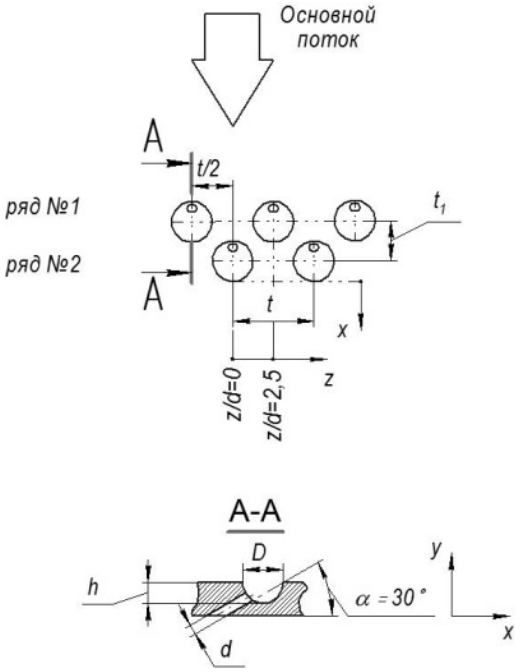
$$m = \frac{W_2 \rho_2}{W_\infty \rho_\infty},$$

где W_∞, W_2 – скорости основного потока и вдуваемого воздуха, ρ_∞, ρ_2 – плотности основного потока и вдуваемого воздуха.

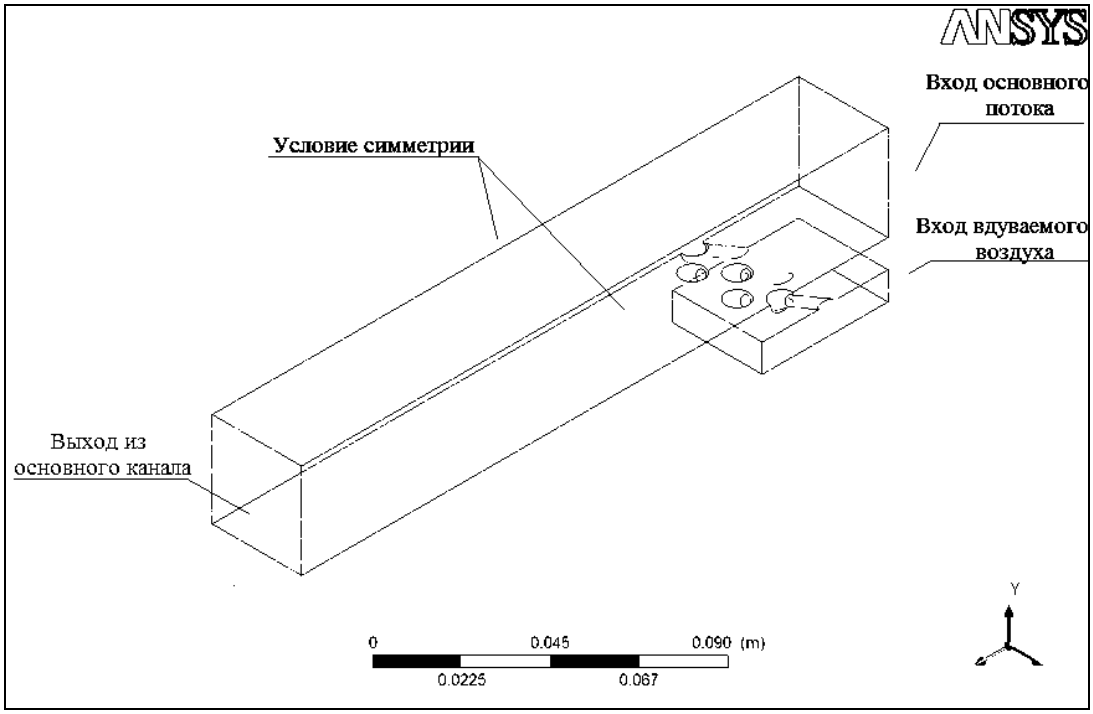
© А.А. Халатов, М.В. Безлюдная, Ю.Я. Дашевский, С.Д. Северин, И.И. Борисов

1. Компьютерная модель

Компьютерная 3D-модель плёночного охлаждения плоской поверхности со вдувом охладителя через два ряда наклонных цилиндрических отверстий в сферических углублениях представляет собой канал, в который из большого объема (пленума) через два ряда цилиндрических отверстий, расположенных в сферических углублениях под углом 30° к поверхности пластины, подавался охладитель. Схема расположения отверстий представлена на рис. 1, а. Диаметр сферического углубления D составлял 8 мм; относительная глубина h/D – 0,5; диаметр цилиндрических отверстий d – 3,2 мм; поперечный шаг t – 16 мм (t/d = 5), продольный шаг t_1 – 8 мм (t_1/d = 2,5).



а



б

Рис. 1. Схема (а) и геометрическая 3D-модель (б) плёночного охлаждения плоской поверхности при вдуве охладителя через два ряда цилиндрических отверстий в сферических углублениях

Нижняя линия проекции цилиндрического отверстия на плоскость XY проходила через край углубления вниз по потоку (рис. 1, а, сечение А–А). Длина основного и предвключенного участков модели составляли соответственно x/d = 10 и x/d = 35 (что такое предвключенный участок?). Геометрия компьютерной модели соответствовала условиям физического эксперимента, результаты которого использовались для адаптации. В расчетах использовалась неструктурированная комбинированная сетка, построенная при помощи сеточного генератора ANSYS CFX Mesh 14. Значение y^+ во всех случаях находилось в пределах от 1 до 2.

Граничные условия на входе и выходе были заданы близкими к условиям физического эксперимента, при этом твёрдые границы расчётной области задавались адиабатными (q = 0). На боковых поверхностях расчетной модели были заданы условия симметрии. Температурные условия были следующими: температура основного потока на входе задавалась 15°C, температура вдуваемого воздуха – 70°C. На входе средняя скорость основного потока равнялась 30 м/с. Граничные условия, задаваемые при одновременной подаче вдуваемого воздуха через два ряда отверстий (расход охладителя), соответствовали значениям параметра вдува

$$m = 0{,}5;\ 1{,}0;\ 1{,}5;\ 2{,}0.$$

Интенсивность турбулентности основного потока по условиям эксперимента равнялась 1%. На выходе среднее статическое давление задавалось постоянным и равным 101300 Па. Области задания граничных условий представлены на рис. 1, б.

2. Выбор модели турбулентности

Выбор модели турбулентности был выполнен на основании предварительных тестовых расчетов локальных значений эффективности пленочного охлаждения для системы цилиндрических отверстий без углублений. Использовались две модели *k*-*ε* группы – стандартная *k*-*ε* модель и RNG *k*-*ε* модель для четырех параметров вдува: m = 0,5, 1,0, 1,5, 2,0 и две модели *k*-*ω* группы – стандартная *k*-*ω* модель и SST-модель Ментера. Сравнение показало, что наилучшее совпадение с экспериментальными данными обеспечивалось при использовании стандартной *k*-*ε* модели турбулентности. Однако и в этом случае при $m \geq 1$ расхождение расчетных и экспериментальных результатов оказалось неприемлемым. По этой причине, для дальнейших расчетов использовалась *k*-*ε* модель турбулентности, но для повышения точности расчета была выполнена ее адаптация.

3. Адаптация *k*-ε модели

Анализ показывает, что в *k*-*ε* модели турбулентности для замыкания уравнений Навье-Стокса для кинетической энергии турбулентности k и скорости ее диссипации ε. При этом используется следующие выражения для турбулентной кинематической вязкости в совокупности со стандартным набором констант

$$\nu_t = c_\mu k^2/\varepsilon;\ \ c_\mu = 0{,}09;\ \ C_{\varepsilon 1} = 1{,}44;$$

$$C_{\varepsilon 2} = 1{,}92;\ \ \sigma_k = 1;\ \ \sigma_\varepsilon = 1{,}3\ \ [2].$$

Изменение абсолютной величины констант дает возможность влиять на процессы генерации и диссипации турбулентных вихрей при турбулентном перемешивании струи охлаждающего воздуха с основным потоком (размыв струи), отрыву или присоединению струи. Анализ уравнений *k*-*ε* модели показал, что наибольшее влияние на результаты расчета эффективности пленочного охлаждения оказывают константы $C_{\varepsilon 1}$ и $C_{\varepsilon 2}$. Предварительные расчеты показали, что на распределение эффективности пленочного охлаждения оказывает влияние только константа $C_{\varepsilon 1}$. Поэтому при адаптации модели варьированию подвергалась только эта константа, которая в расчетах изменялась в пределах от 0,8 до 1,8. Расчеты показали, что наилучшее согласование с экспериментальными данными при определении локальных значений эффективности пленочного охлаждения за отверстиями первого и второго ряда на оси отверстия обеспечивают значения константы турбулентности $C_{\varepsilon 1}$, приведенные в табл. 1.

3.1. Среднее значение эффективности пленочного охлаждения

Найденные значения константы турбулентности $C_{\varepsilon 1}$ использовались далее при расчете средних значений эффективности пленочного охлаждения. На рис. 2 представлены результаты сравнительного анализа расчетных и экспериментальных данных.

Таблица 1

Значения $C_{\varepsilon 1}$, рекомендуемые в работе

Параметр вдува	m = 0,5	m = 1,0	m = 1,5	m = 2,0
Значение $C_{\varepsilon 1}$	1,44	1,2	1,0	1,0

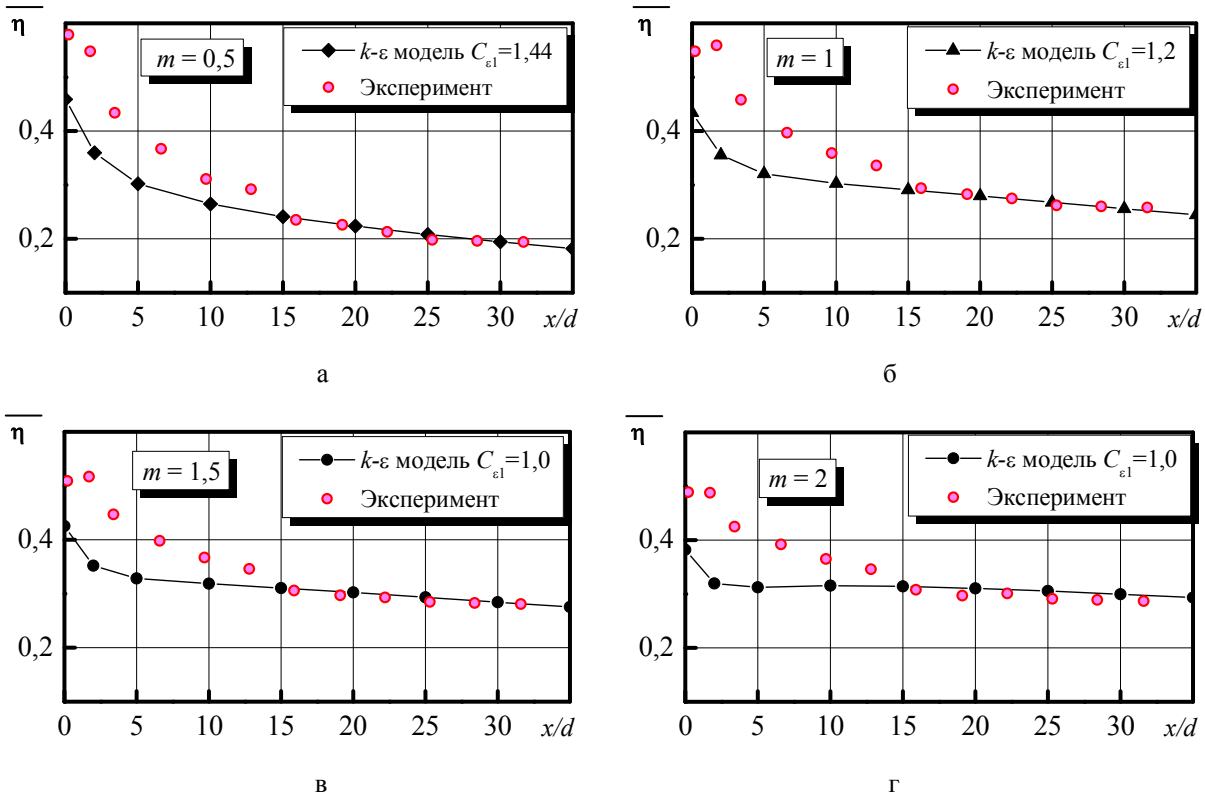


Рис. 2. Средняя эффективность пленочного охлаждения за двумя рядами отверстий в сферических углублениях

Видно, что при использовании значений константы $C_{\varepsilon 1}$ расхождение результатов наблюдается только на участке x/d < 15, причем это расхождение не превышает 15%. Ниже по потоку расхождение с экспериментальными данными значительно меньше и составляет 1-2%.

Полученные результаты свидетельствуют о том, что адаптированная *k-ε* модель турбулентности дает заниженные результаты на начальном участке пластины, что, по-видимому, обусловлено недостаточно полным учетом трехмерной турбулентной структуры потока при растекании потока в поперечном направлении. Ниже по потоку адаптированная *k-ε* модель турбулентности достаточно корректно описывает распределение средней эффективности охлаждения.

Заключение

Выполнено численное моделирование эффективности локальной и средней эффективности пленочного охлаждения при подаче охладителя через два ряда наклонных цилиндрических отверстий, расположенных в сферических углублениях (h/D = 0,5). Используя локальные значения эффективности охлаждения за первым и вторым рядом отверстий, получены численные значения константы турбулентности $C_{\varepsilon 1}$ для адаптированной *k-ε* модели турбулентности. При расчетах средней эффективности пленочного охлаждения с использованием полученных значений константы $C_{\varepsilon 1}$ максимальное расхождение с экспериментом на участке x/d < 15 не превышает 15%, а ниже по потоку оно составляет 1-2%.

Литература

1. Репухов, В.М. Теория тепловой защиты стенки вдувом газа [Текст] / В.М. Репухов. – Киев: Наукова думка, 1980. – 296 с.

2. Launder, B.E. Lectures in Mathematical Models of Turbulence [Text] / B.E. Launder, D.B. Spalding. – London: Academic Press, 1972. – 169 p.

Поступила в редакцию 25.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, зав. лабораторией технологий комбинированного производства энергии Б.Д. Билека, Институт технической теплофизики НАН Украины, Киев.

АДАПТАЦІЯ k-ε МОДЕЛІ ТУРБУЛЕНТНОСТІ ДЛЯ МОДЕЛЮВАННЯ ПЛІВКОВОГО ОХОЛОДЖЕННЯ ЧЕРЕЗ СИСТЕМУ ДВОРЯДНИХ ОТВОРІВ У СФЕРИЧНОМУ ПОГЛИБЛЕНИМ

А.А. Халатов, М.В. Безлюдна, Ю.Я. Дашевський, С.Д. Северин, І.І. Борисов

Представлені результати чисельного моделювання локального і середнього плівкового охолодження плоскої пластини через два ряди отворів у сферичних поглибленнях з відносною глибиною. Досвід показує, що застосування стандартних моделей турбулентності дає погане узгодження моделювання з експериментальними даними, тому моделювання проводилося у два етапи. На першому етапі для вибору моделі турбулентності були проведені попередні розрахунки. На другому етапі - проведена адаптація k-ε моделі для моделювання подібних течій. При моделюванні використаний комерційний пакет ANSYS CFX 14.

Ключові слова: плівкове охолодження, адіабатична ефективність, сферичні поглиблення, чисельне моделювання, k-ε модель турбулентності, адаптація моделі турбулентності.

ADAPTATION OF k-ε TURBULENCE MODEL FOR THE FLAT PLATE FILM COOLING NUMERICAL SIMULATIONS DOWNSTREAM TWO ROWS OF HOLES ARRANGED IN SPHERICAL DIMPLES

A.A. Khalatov, M.V. Bezliudna, Yu.J. Dashevskyy, S.D. Severin, I.I. Borisov

This paper presents results of numerical simulation development for flat plate film cooling with coolant injection through two rows of cylindrical holes arranged in spherical dimples. The previous experience has shown that application of standard turbulence models lead to significant difference between numerical simulation results and experimental data, therefore numerical simulation was carried out in two stages. At first stage test calculations were performed for turbulence model selection. At second stage the adaptation of selected k-ε turbulence model.. The numerical simulation development was carried out with the use of commercial software package ANSYS CFX 14

Key words: film cooling, the adiabatic effectiveness, spherical dimples, numerical simulation, k-ε turbulence model, turbulence model adaptation.

Халатов Артем Артемович – д-р техн. наук, проф., академик НАНУ, зав. отделом «Высокотемпературная термогазодинамика» Института технической теплофизики НАН Украины, зав. кафедрой «Физика энергетических систем» Физико-технического института Национального технического университета Украины «КПИ», Киев, Украина, e-mail: artem.khalatov@vortex.org.ua.

Безлюдная Мария Владимировна – аспирант кафедры «Физика энергетических систем», Физико-технический институт Национального технического университета Украины «КПИ», Киев, Украина, e-mail: bezludnaya@gmail.com.

Дашевский Юрий Яковлевич – канд. техн. наук, нач. сектора тепловых и гидравлических расчётов отдела турбин, ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», Николаев, Украина, e-mail: spe@mashproekt.nikolaev.ua.

Северин Сергей Дмитриевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. отдела высокотемпературной термогазодинамики, Институт технической теплофизики НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: ssd@vortex.org.ua.

Борисов Игорь Иванович – канд. техн. наук, вед. науч. сотр. отдела высокотемпературной термогазодинамики, Институт технической теплофизики НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: borisov@vortex.org.ua.

УДК 621.43.056+519.6

Д.А. ДОЛМАТОВ, А.В. КУКУРУДЗА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ВЛИЯНИЕ ВЫСОКОЧАСТОТНЫХ РАЗРЯДОВ НА МЕХАНИЗМЫ ГЕНЕРАЦИИ И РАСПАДА ОКСИДОВ АЗОТА

В статье рассмотрены некоторые аспекты механизмов генерации и разрушения оксидов азота в ходе термических и электрохимических реакций в непосредственной окрестности стационарных и высокочастотных переменных электрических разрядов. Установлено наличие взаимосвязей между типом и характеристиками разряда и доминирующими реакциями в стволе разряда и прилегающей зоне, выявлены особенности протекания процесса горения топлива при пульсационных течениях вблизи периодического разряда. Получены данные о суммарных скоростях электрохимических реакций в характерных точках пространства реактора при различных типах разрядов.

Ключевые слова: *возбужденное состояние, электронная реакция, периодический разряд, ион, энергия электрона.*

Основы моделирования электрохимических процессов генерации NO_x

Широкие возможности управления процессом горения при помощи электрических разрядов [1 – 3] обуславливают необходимость детального исследования процессов, протекающих в реагирующей среде при электрическом воздействии. Особый интерес представляют собой периодические (стримерные и пр.) разряды, возникающие при подаче на электроды периодического сверхпробойного напряжения. В силу переменного характера действия, разряды данного типа представляются весьма перспективным методом воздействия на пламя, поскольку поддержание стационарной дуги в зоне высоких температур при большом давлении сопряжено с большим расходом энергии и быстрым выгоранием электродов. В настоящей работе проведено сравнительное исследование некоторых важнейших особенностей физико-химических процессов при стационарном дуговом и периодическом разряде в углеводородных пламенах, влияющих на производство оксидов азота.

Фундаментальной основой математического моделирования электрохимических процессов являются уравнения Максвелла в дифференциальной форме [3, 4]:

$$\frac{\partial D^i}{\partial x^i} = \rho, \qquad (1)$$

$$\frac{\partial B^i}{\partial x^i} = 0, \qquad (2)$$

$$\vec{\nabla} \times \vec{E} = -\frac{\partial \vec{B}}{\partial t}, \qquad (3)$$

$$\vec{\nabla} \times \vec{H} = \vec{j} + \frac{\partial \vec{D}}{\partial t}, \qquad (4)$$

где ρ – плотность электрических зарядов;

$\vec{j}$ – вектор плотности электрического тока;

$\vec{E}$ и $\vec{H}$ – векторы напряженности электрического и магнитного поля соответственно;

$\vec{D}$ и $\vec{B}$ – электрическая и магнитная индукция соответственно;

x^i – контравариантный базис.

Рабочая среда в большинстве случаев, в том числе – при электрохимическом горении в проточном реакторе, является анизотропной. В связи с этим для установления взаимосвязи между величинами напряженности поля и индукциями используются материальные уравнения соответствующего вида:

$$D^i = \varepsilon_0 \varepsilon^i{}_j E^j, \qquad (5)$$

$$B^i = \mu_0 \mu^i{}_j H^j, \qquad (6)$$

где ε_0, μ_0 – абсолютные диэлектрическая и магнитная проницаемость среды;

$\varepsilon^i{}_j$, $\mu^i{}_j$ – тензоры относительной диэлектрической и магнитной проницаемостей.

С учетом дисперсионного характера распределения токов и зарядов в пространстве реактора, необходимо записать обобщенные уравнения для векторов поляризации $\vec{P}$ и намагниченности $\vec{M}$:

© Д.А. Долматов, А.В. Кукурудза

$$\vec{P} = \int_{\upsilon}\int_{-\infty}^{t} \overline{\overline{\chi}}_e\left(\vec{\rho},\vec{\rho}',t-t',\vec{E},\vec{H}\right)\vec{E}\left(\vec{\rho}',t'\right)dtd\vartheta', \quad (7)$$

$$\vec{M} = \int_{\upsilon}\int_{-\infty}^{t} \overline{\overline{\chi}}_m\left(\vec{\rho},\vec{\rho}',t-t',\vec{E},\vec{H}\right)\vec{H}\left(\vec{\rho}',t'\right)dtd\vartheta', \quad (8)$$

где $\overline{\overline{\chi}}_e$, $\overline{\overline{\chi}}_m$ – тензоры диэлектрической и магнитной восприимчивости, определяемые как

$$\chi_e^{ij} = 1-\varepsilon^{ij}, \quad (9)$$

$$\chi_m^{ij} = 1-\mu^{ij}. \quad (10)$$

Тензор максвелловых напряжений может быть записан как

$$T^{ij} = E^iE^j + H^iH^j - 0{,}5\left(\left|\vec{E}\right|^2 + \left|\vec{H}\right|^2\right)\delta^{ij}. \quad (11)$$

Используя уравнения (1) – (11) совместно с системой уравнений движения вязкой турбулентной сжимаемой реагирующей среды [5, 6], возможно математическое моделирование газодинамических и химических процессов в зоне разряда.

Электрохимические реакции генерации – распада NO_x

Основные механизмы генерации оксидов азота (как при стационарном, так и при стримерном разряде), в отличие от традиционного термического горения, включают большое количество реакций возбужденных частиц и ионов [7]. В связи с этим возникает необходимость использования уточненных механизмов реакций, а также учет вероятностного распределения частиц по уровням возбуждения. Энергия электронов, соответствующих газодинамическим разрядам в сжатом газе при давлении 5 – 10 атм, соответствует широкому спектру сечений возбуждения и ионизации [3]. На рис. 1 представлены зависимости сечений возбуждения молекулярного азота от энергии атакующего электрона.

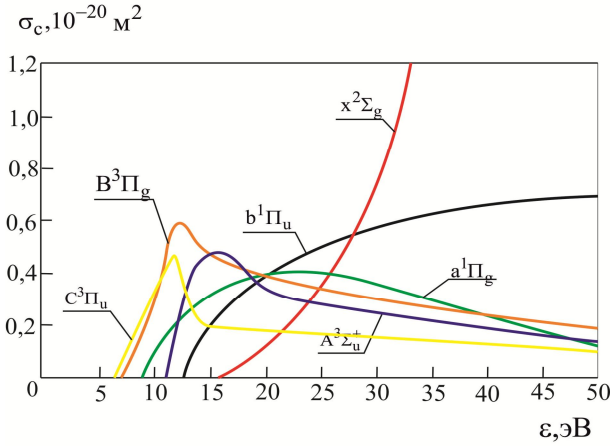


Рис. 1. Сечения возбуждения молекулы азота

Нетрудно видеть, что для диапазона 5 – 30 эВ следует ожидать смеси разнообразных возбужденных частиц со значимыми концентрациями. Традиционный генеральный баланс высокотемпературного воздушного горения углеводородов, включающий образование оксидов азота по механизмам Фенимора, Зельдовича и др., должен быть в настоящем случае дополнен электрохимическими и термическими реакциями возбужденных частиц, наиболее распространенные из которых приведены ниже:

$$N_2(S_0) + e_1^- \rightarrow N_2\left(a^1\Pi_g, b^1\Pi_u, A^3\Sigma_u^+, ..., B^3\Pi_g, C^3\Pi_u, x^2\Sigma_g\right) + e_2^-, \quad (12)$$

$$N_2\left(a^1\Pi_g, b^1\Pi_u, A^3\Sigma_u^+, ...\right) + e_1^- \rightarrow N_2'\left(a^1\Pi_g, b^1\Pi_u, ...; N_2' \neq N_2\right) + e_2^-, \quad (13)$$

$$N_2\left(a^1\Pi_g, b^1\Pi_u, ...\right) + e_1^- \rightarrow N\left({}^4S, {}^2P, ...\right) + N\left({}^4S, {}^2P, ...\right) + e_2^-, \quad (14)$$

$$N_2(S_0) + e_1^- \rightarrow N_2^+ + e_2^- + e_3^-, \quad (15)$$

$$N_2\left(a^1\Pi_g, b^1\Pi_u, A^3\Sigma_u^+, ...\right) + e_1^- \rightarrow N_2^+ + e_2^- + e_3^-, \quad (16)$$

$$N_2(S_0) + e_1^- \rightarrow N\left({}^4S, {}^2P, {}^2D, {}^4D\right) + N\left({}^4S, {}^2P, {}^2D, {}^4D\right) + e_2^-, \quad (17)$$

$$N\left({}^4S, {}^2P, {}^2D, {}^4D\right) + N_2 \rightarrow N + N_2\left(a^1\Pi_g, b^1\Pi_u, A^3\Sigma_u^+, B^3\Pi_g, C^3\Pi_u, x^2\Sigma_g\right), \quad (18)$$

$$N\left({}^4S, {}^2P, {}^2D, {}^4D\right) + N \rightarrow N + N'\left({}^4S, {}^2P, {}^2D, {}^4D; N \neq N'\right), \quad (19)$$

$$N\left({}^4S, {}^2P, {}^2D, {}^4D\right) + N\left({}^4S, {}^2P, {}^2D, {}^4D\right) \rightarrow N_2^+ + e^-, \quad (20)$$

$$N\left({}^4S, {}^2P, {}^2D, {}^4D\right) + N + M^* \rightarrow N_2\left(a^1\Pi_g, b^1\Pi_u, B^3\Pi_g, C^3\Pi_u\right) + M^*, \quad (21)$$

$$N\left({}^4S, {}^2P, {}^2D, {}^4D\right) + N_2\left(a^1\Pi_g, b^1\Pi_u, ...\right) \rightarrow N^+ + N_2'\left(a^1\Pi_g, b^1\Pi_u, ...; N_2' \neq N_2\right) + e^-, \quad (22)$$

$$N\left({}^2P, {}^4D\right) + N_2\left(C^3\Pi_u, x^2\Sigma_g\right) \rightarrow N_3^+ + e^-, \quad (23)$$

$$\left\{N_2^+, N_3^+\right\} + e^- \rightarrow \left\{N_2\left(a^1\Pi_g, x^2\Sigma_g\right), N_2 + N\right\}, \quad (24)$$

$$N_2 + O_2\left(a^1\Delta_g, b^1\Sigma_g^+, ...\right) \rightarrow NO_2 + N\left({}^4S, {}^2P\right), \quad (25)$$

$$N_2\left(A^3\Sigma_u^+,...\right)+O_2\left(a^1\Delta_g,...\right)\rightarrow \rightarrow N_2O+O\left(^1P,^3P,^1D\right), \quad (26)$$

$$N_2^+ + O_2\left(A^3\Delta_g^+,...\right)\rightarrow N_2\left(S_0,C^3\Pi_u,...\right)+O_2^+, \quad (27)$$

$$N\left(^2P,...\right)+O_2\rightarrow NO\left(S_0,S_1,T_1\right)+O\left(^1S,^3P\right), \quad (28)$$

$$N\left(^2D,^4D\right)+O_2\left(a^1\Delta_g,...\right)\rightarrow NO^+ + O\left(S_o,^3P\right), \quad (29)$$

$$O_2+e_1^-\rightarrow O_2\left(a^1\Delta_g,...\right)+e_2^-, \quad (30)$$

$$O_2\left(a^1\Delta_g,...\right)+e_1^-\rightarrow O_2'\left(b^1\Sigma_g^+,...\right)+e_2^-, \quad (31)$$

где S_0 обозначает базовое невозбужденное состояние частицы либо связи.

На базе комбинированного генерального баланса проведено численное исследование различных типов газового разряда и оценка вклада электронных и ионных реакций в генерацию NOx.

Моделирование процессов в окрестности газового разряда

Явление газодинамического сноса заряженных частиц при движении реагирующей среды достаточно хорошо известно для широкого спектра пламен [1, 4]. Вместе с тем представляет интерес влияние движения среды на разряды различного типа. На рис. 2, 3 представлены результаты моделирования суммарной скорости электронных и ионных реакций генерации NOx, включающих, но не ограничивающихся (12) – (31).

Скорость движения среды во всех случаях принята равной 10 м/с, топливо - рацемическая смесь н-бутана с изобутаном.

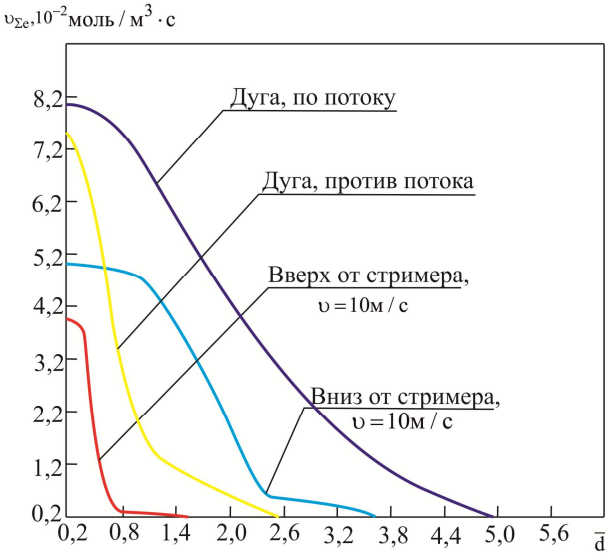


Рис. 2. Суммарная скорость электронных реакций

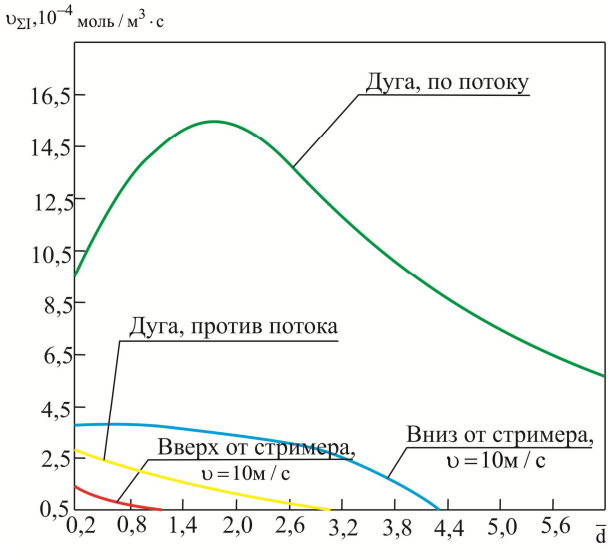


Рис. 3. Суммарная скорость ионных реакций

Также при моделировании было получено распределение температуры и интенсивности реакций нейтральных возбужденных частиц для стримерного разряда с частотой 150 МГц. Как и при определении нагрузки электронных и ионных реакций, дляслучая статической среды при этом использовалось осреднение по первым десяти циклам разряда, поскольку, разумеется, при отсутствии течения со временем наблюдается рост концентрации продуктов сгорания и электрохимических реакций. Зона значимых концентраций возбужденных частиц в известной степени коррелирует с зоной вторичной ионизации, однако в большинстве случаев существенно ее превосходит, поскольку для участвующих в рассматриваемом процессе соединений известно большое количество метастабильных возбужденных состояний с большим (до 100 с) временем существования. Результаты расчетов представлены на рис. 4 и 5.

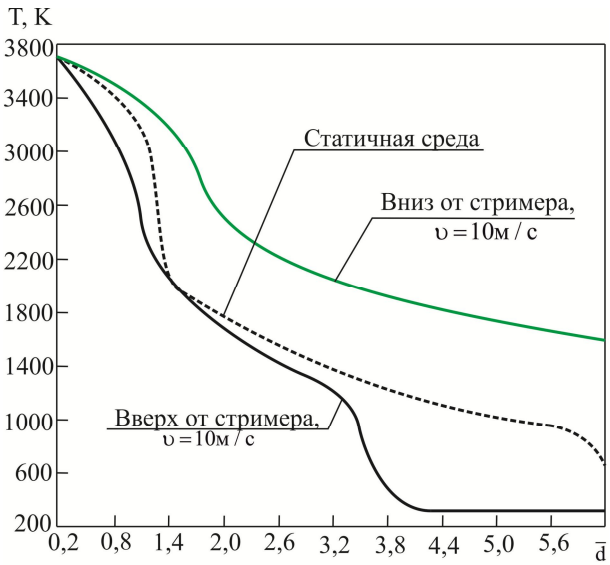


Рис. 4. Температура среды вблизи СВЧ-разряда

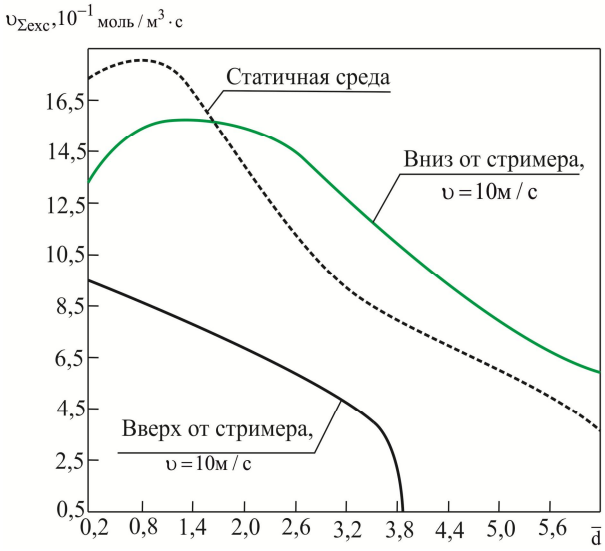


Рис. 5. Суммарная скорость реакций возбужденных частиц вблизи СВЧ-разряда

Сравнение скоростей электронных и ионных реакций при СВЧ и дуговом разряде демонстрирует, во-первых, существенное размывание электронного пятна в поперечном сечении при поддержании непрерывного тока при сравнительно высоком – 10 атм – давлении, и во-вторых – в 3 – 3,5 раза большее число генерируемых постоянной дугой ионов. При этом в случае дугового разряда наблюдается значительное увеличение производимых положительных атомарных и молекулярных ионов азота одновременно с резким увеличением преддиссоциативных серий молекулярного возбужденного азота. Для периодических разрядов характерно существенное (приблизительно в 1,5 – 1,65 раза по сравнению с дуговым разрядом) уменьшение интенсивности реакций (22), (23), (27) и (29) при сопоставимой интенсивности реакций (12) – (21) и увеличенной – (30), (31). Данная тенденция сохраняется при увеличении напряжения разряда (оценочно) до 600 кВ при пиковой энергии свободных электронов свыше 200 эВ, т.е. выше порога ударной диссоциативной ионизации большинства компонент реагирующей смеси. Исследование влияния частоты разряда на электрохимические и возбужденные реакции в настоящей работе не проводилось, однако согласно имеющимся данным [1], данный параметр может весьма значительно влиять на физико-химические процессы.

Согласно полученным данным, в непосредственной окрестности стримерного разряда существует зона с пониженной генерацией оксидов азота, но увеличенным вкладом ионных реакций с участием гидроксильных и сложных органических соединений. Очевидно, механизмы нейтрализации возбужденных частиц в этом случае конкурируют с реакциями образования NO_x, причем данный эффект наблюдается вплоть до расстояния в 4,2 толщины основного ствола разряда, что соответствует затуханию ионных реакций как таковых (см. рис. 3). Напротив, при дуговом разряде наблюдается линейная корреляция между интенсивностью электронных реакций (рис. 2) и производством NO_x, причем воздействие ионных реакций, несмотря на существенный снос ионов (рис. 3), выражена значительно слабее. При сопоставимых уровнях энергозатрат, согласно расчетным данным, возможно уменьшение прироста NO_x при использовании стримерного разряда вместо дугового до пиковой величины в 170 ppm при пиковом значении концентрации для дуги в 300 ppm. Вместе с тем можно сделать предположение о множественности механизмов ингибирования и стимуляции производства оксидов азота при стримерном разряде, поскольку по мере удаления от основного канала наблюдается как локальное увеличение, так и уменьшение интенсивности соответствующих реакций. При этом, разумеется, зоны пиковых концентраций NOx соответствуют основному телу разряда в силу первоочередной важности электронных реакций для запуска дополнительных механизмов производства оксидов азота.

На основании полученных данных можно сделать заключение о перспективности использования стримерных и прочих периодических разрядов для управления углеводородными пламенами, в частности, для низкоэмиссионной стимуляции. В ходе дальнейших численных и натурных исследований процессов предполагается детальное изучение механизмов блокирующих реакций и дифференциация основных путей ионной и возбужденной конкуренции для участков течения с различной температурой и реакционной нагрузкой.

Литература

1. Битюрин, В.А. Исследование горения углеводородного топлива, стимулированное неравновесными плазменными образованиями в воздушном высокоскоростном потоке [Текст] / В.А. Битюрин, А.И. Климов // Законы горения. Гл. 4 / Под общ. ред. Ю.В. Полежаева. – М.: Энергомаш, 2006. – С. 91–104.

2. Долматов, Д.А. Регулирование воздушного горения углеводородов разрядами малой длины [Текст] / Д.А. Долматов // Вестник двигателестроения. – 2011. – № 2. – С. 41 – 51.

3. Зельдович, Я.Б. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений [Текст] / Я.Б. Зельдович, Ю.П. Райзер. – М.: Наука, 1966. – 486 с.

4. Райзер, Ю.П. Физика газового разряда [Текст] / Ю.П. Райзер. – Долгопрудный: Изд. дом. Интеллект, 2009. – 736 с.

5. Седов, Л.И. Механика сплошной среды: в 2-х т. [Текст] / Л.И. Седов. – М.: Наука, 1970. – 1072 с.

6. Atkins, P.W. Physical Chemistry [Text] / P.W. Atkins. – N.Y., Freeman, 1996. – 690 p.

7. Transfer of vibrational energy to electronic excited states and vibration enhanced carbon production in optically excited V-V pumped CO [Text]/ H.L. Wallaart, B. Piar, M.-Y. Perrin, J.-P. Martin // Chemical Physics. – 1995. – V. 196. – P. 149–169.

Поступила в редакцию 03.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. информатики М.Л. Угрюмов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

ВПЛИВ ВИСОКОЧАСТОТНИХ РОЗРЯДІВ НА МЕХАНІЗМИ ГЕНЕРАЦІЇ ТА РУЙНУВАННЯ ОКСИДІВ АЗОТУ

Д.А. Долматов, А.В. Кукурудза

У статті розглянуто деякі аспекти механізмів генерації та руйнування оксидів азоту підчас термічних та електрохімічних реакцій у безпосередній близькості до стаціонарного та високочастотного змінного електричного розряду. Встановлено наявність зв'язків між типом та характеристиками розряду і домінуючими реакціями у стволі розряду та прилягаючий зоні, виявлено особливості протікання процесу горіння палива при пульсуючих течіях поблизу періодичного розряду. Отримано дані щодо сумарних швидкостей електрохімічних реакцій у характерних точках простору при різноманітних типах розряду.

Ключові слова: збуджений стан, електронна реакція, періодичний розряд, іон, енергія електрону.

INFLUENCE OF THE HIGH-FREQUENCY DISCHARGE ON NOx GENERATION – DISINTEGRATION MECHANISMS

D.A. Dolmatov, A.V. Kukurudza

There was investigated some problems of NOx generation/disintegration mechanisms during electrochemical and thermal combustion near stationary and high-frequency periodic discharge. The links between type, energy parameters and main reactions in the primary and secondary discharge zones has been discovered. The peculiarities of pulsing flow combustion near periodic discharge was researched. There was gathered some dates about electrochemical reaction speed in control points in presence of different type discharges.

Key words: excited state, electron reaction, periodic discharge, ion, electron energy.

Долматов Дмитрий Анатольевич – канд. техн. наук, доцент кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ditrihantelson@yandex.ru.

Кукурудза Андрей Васильевич – инженер 1-й категории кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 532.6

И.Ф. КРАВЧЕНКО, С.А. ХОМЫЛЕВ, П.П. ВАРВАРУК, Е.Л. ПИКА

ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАТУРБИННОГО КАНАЛА ТРДД

Приведены некоторые результаты экспериментального и расчетного исследования течения в затурбинном канале авиационного двигателя. Рассматриваемый канал включает в себя проточную часть задней опоры турбины с раскручивающей решеткой и сопло внутреннего контура. Экспериментальные исследования проведены на полноразмерном двигателе. Определена аэродинамическая эффективность узла при нерасчетных условиях работы. Предложены мероприятия по усовершенствованию затурбинного канала с целью снижения потерь в нем и уменьшения закрутки потока на выходе из сопла внутреннего контура.

Ключевые слова: *затурбинный канал, угол входа, потери полного давления, отрыв*

Введение

Повышение аэродинамической нагруженности последних ступеней турбин приводит к увеличению закрутки потока на входе в затурбинный канал (ЗТК). Из теории двигателей известно, что небольшая закрутка потока (до 10 градусов) является оправданной, как с точки зрения КПД и размеров турбины, так и с точки зрения эффективности затурбинных устройств [1]. Если же закрутка потока более значительна, возникает необходимость в применении раскручивающей решетки (РР) компрессорного типа. Основное назначение РР – с минимальными потерями выпрямить поток для получения максимальной тяги сопла внутреннего контура или сопла двигателя (если имеет место смешение потоков). Очевидно, аэродинамическая эффективность ЗТК оказывает непосредственное и существенное влияние на экономичность двигателя.

В настоящей работе представлены результаты экспериментального и расчетного исследования ЗТК авиационного двигателя, выполнен анализ течения в нем и предложены мероприятия по повышению его аэродинамической эффективности.

1. Объект исследования

Объектом исследования является ЗТК авиационного ТРДД с малой степенью двухконтурности и со смешением потоков. Рассматриваемый канал включает в себя проточную часть задней опоры турбины и сопло внутреннего контура (рисунок 1). Шесть стоек задней опоры выполнены «холодными», они размещены внутри профилированных обтекателей. Стойки имеют осевой навал против потока. Обтекатели стоек совместно с шестью промежуточными обтекателями образуют раскручивающую решетку компрессорного типа. Оба типа профилей в

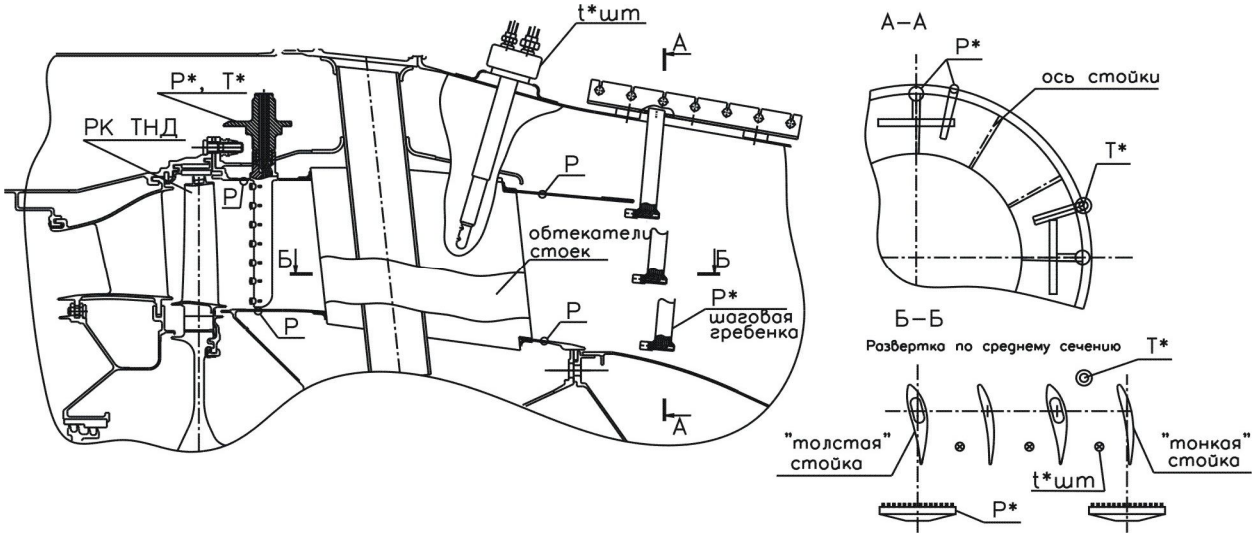


Рис. 1. Схема препарирования затурбинного канала

© И.Ф. Кравченко, С.А. Хомылев, П.П. Варварук, Е.Л. Пика

решетке имеют постоянное по высоте сечение, одинаковые хорды, геометрические углы входа и выхода, но различаются величиной максимальной толщины (далее «толстая» и «тонкая» стойка). В результате чего, в решетке присутствует два типа каналов. В межлопаточных каналах расположены 12 штатных термопар.

Расчетный угол входа потока в РР составляет примерно 68 градусов и мало меняется на основных рабочих режимах. Геометрический угол входа профиля составляет 70 градусов, таким образом, решетка спроектирована под небольшой положительный угол атаки. Расчетный угол выхода из РР составляет 90 градусов. Приведенная скорость газа на входе в затурбинный канал составляет примерно 0,5 на основных расчетных режимах.

Геометрическая площадь среза сопла внутреннего контура на 6% больше площади на входе в затурбинный канал. Таким образом, рассматриваемый канал диффузорного типа.

Расчетный коэффициент восстановления полного давления в затурбинном канале на взлетном режиме на этапе проектирования составлял 0,977.

В ходе выполнения работы исследован затурбинный канал исходного профиля и различные варианты его аэродинамического усовершенствования путем изменения профилей обтекателей и трактовых образующих канала.

2. Экспериментальное исследование

Исследование течения в затурбинном канале проведено на полноразмерном двигателе, на стенде предприятия. В ходе экспериментальных работ выполнены замеры полного давления и полной температуры на выходе из ТНД радиальными гребенками (рисунок 1) в различном окружном положении; замер статических давлений на внутренней и наружной стенках канала перед и за стойками опоры, траверсирование потока на выходе из ТНД комбинированным приемником давления и температуры при помощи координатника поворота и погружения с определением углов и скорости потока по высоте канала; замер полного давления на выходе из стоек шаговыми гребенками в различных окружных и радиальных положениях. Кроме того, измерялись штатные параметры работы двигателя и дополнительные параметры потока, позволяющие определить условия работы ТНД и затурбинного канала. Замер параметров выполнялся с использованием автоматической системы регистрации. В процессе испытаний также выполнена визуализация потока на стенках канала термоиндикаторами плавления, что позволило получить дополнительную информацию о структуре течения в ЗТК.

В результате замера шаговыми гребенками получено поле полного давления на выходе из стоек и определены потери полного давления в канале. Замер показал, что за стойками поток имеет существенную окружную и радиальную неравномерность.

На рис. 2, для примера, показано распределение относительного полного давления вдоль шага решетки на среднем радиусе за «тонкой» стойкой в различных испытаниях. Стойки генерируют следы (провалы полного давления в средней части графика), интенсивность которых возрастает в направлении от среднего сечения к корню и к периферии.

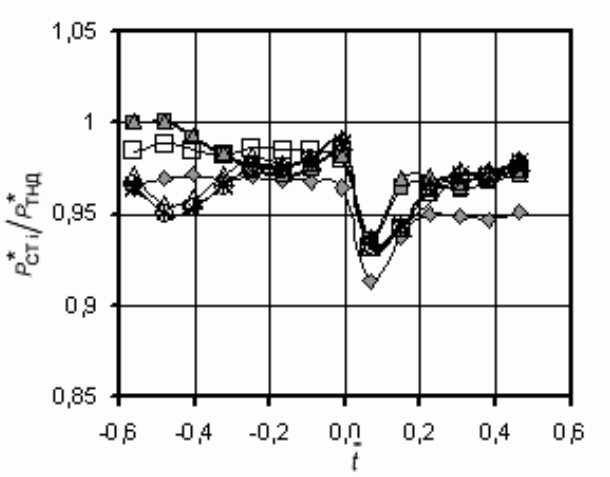


Рис. 2. Относительное полное давление на выходе из «тонкой» стойки на среднем радиусе

На рис. 3 показано распределение коэффициента восстановления полного давления по высоте канала, рассчитанного как отношение осредненного полного давления, замеренного шаговой гребенкой в соответствующем сечении за стойкой, к осредненному полному давлению за ТНД. Из графика видно, что наибольшие потери давления происходят в нижней части стоек. Примечательно, что потери давления, замеренные за «тонкими» стойками оказались выше, чем за «толстыми», на большей части высоты канала.

По результатам испытаний также определено, что потери на стойках увеличиваются с уменьшением угла и увеличением приведенной скорости потока на выходе из ТНД, что соответствует теоретическим представлениям о работе ЗТК

Осредненное значение коэффициента восстановления полного давления в ЗТК на взлетном режиме составило (0,955…0,959), что примерно на 2 % меньше проектного значения. Чтобы объяснить причину этого отличия, проанализированы условия работы узлов двигателя с использованием результатов траверсирования потока за ТНД и математических моделей узлов.

Анализ показал, что на рассматриваемом этапе доводки двигатель имеет повышенную температуру

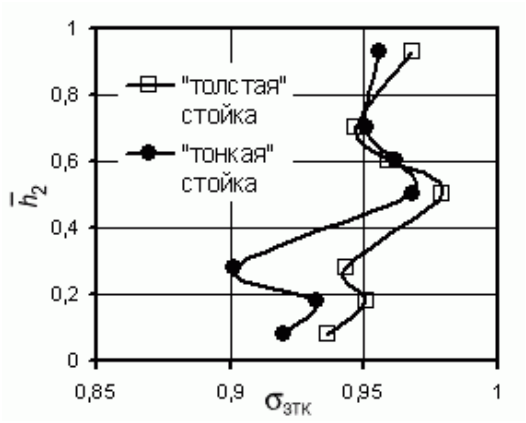


Рис. 3. Коэффициент восстановления полного давления за стойками опоры

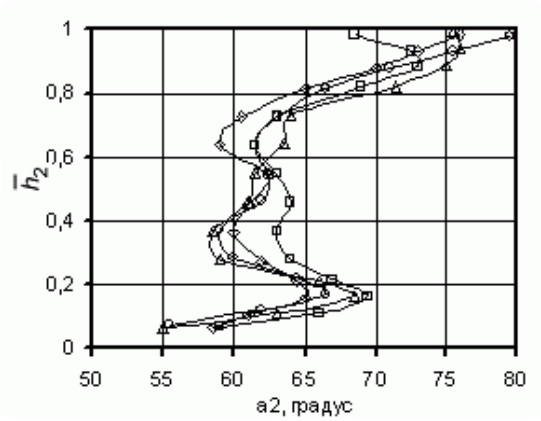


Рис. 4. Абсолютный угол выхода потока из ТНД в различных окружных положениях

газа. Вследствие этого ТНД работает с пониженной приведенной частотой вращения (примерно на 10%). Согласно расчетной характеристике ТНД это, в свою очередь, приводит к уменьшению угла и увеличению приведенной скорости выхода потока (в среднем на 8 градусов и 11 % соответственно).

На рис. 4 показано экспериментальное распределение по радиусу углов выхода потока из ТНД в различных окружных положениях. Из рисунка видно, что зависимость имеет подобный характер по всей окружности. Такое распределение углов обуславливает нерасчетное обтекание спрямляющей решетки. У корня положительные углы атаки на стойки могут достигать 15 градусов, в среднем сечении до (6…9) градусов, а на периферии получены отрицательные углы атаки до (-5…-9) градусов.

Осредненный угол потока на взлетном режиме составил около 63 градусов, а приведенная скорость потока 0,54. Таким образом, нерасчетные условия работы ТНД обусловили и нерасчетные условия работы затурбинного канала. Наличие углов атаки на стойки и увеличенная скорость потока на входе в ЗТК, по-видимому, и являются основными причинами повышенных потерь в нем. Для того, чтобы понять механизм возникновения дополнительных потерь, выполнено численное моделирование течения в ЗТК с использованием экспериментальных данных о структуре течения.

3. Расчетное исследование

Расчетное исследование затурбинного канала выполнено численным моделированием трехмерного течения идеального вязкого сжимаемого газа с применением различных CFD кодов. Ниже представлены результаты, полученные посредством программного комплекса ***ANSYS CFX*** [2, 3]. В расчетах использовались следующие параметры моделирования.

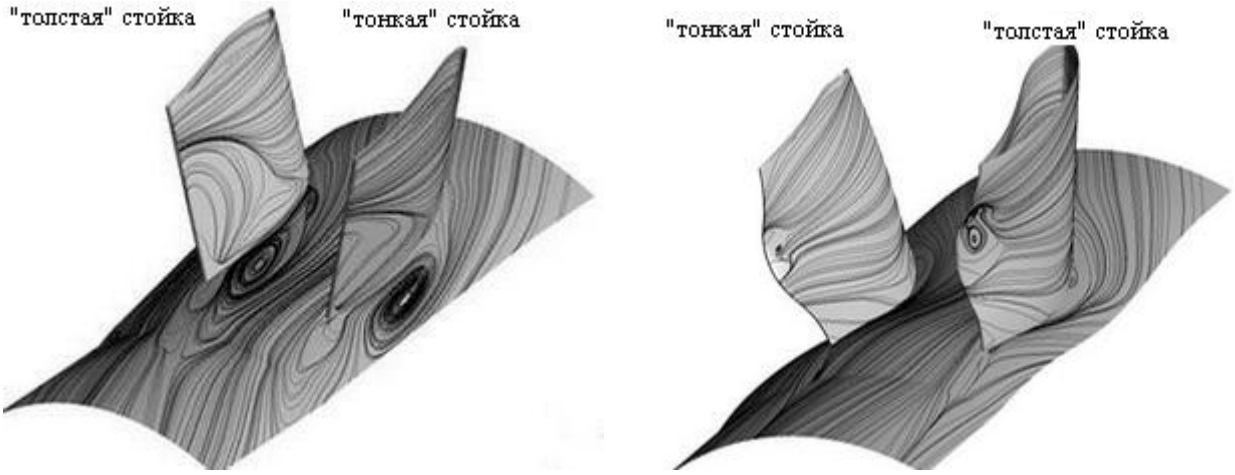
Расчетная область представляла собой сектор в 60 градусов и включала «толстую» и «тонкую» стойки, на боковых поверхностях действовали условия периодичности. Область описана структурированной гексаэдрической сеткой H-O типа с более 3 млн. ячеек. Пограничный слой описан 30 ячейками. Среднее значение параметра Y^+ у стенок не превышало 10.

Расчеты проведены в стационарной постановке. Моделирование турбулентных эффектов осуществлялось посредством k–ω (SST) модели Ментера [4]. Уравнения решались численно неявной разностной схемой второго порядка точности.

В качестве исходных данных для расчетов приняты эпюры полного давления, полной температуры и углов потока на входе и статическое давление на выходе из расчетной области, полученные осреднением по окружности экспериментальных данных, что в рассматриваемой задаче может быть значительным допущением.

На рис. 5, а показаны поверхностные линии тока на внутренней стенке рассматриваемого канала и на стойках со стороны спинки. На поверхности стоек и на трактовой поверхности хорошо видны следы интенсивных вихревых течений. Анализ результатов расчета показал, что течение имеет сложный пространственный характер. Нерасчетные углы на входе провоцируют возникновение отрывов потока на стойках. Для «толстой» стойки отрыв возникает в районе максимальной толщины профиля у корня и далее развивается вниз по потоку со смещением вверх по радиусу. На «тонкой» стойке поток отрывается у корня ближе к передней кромке. Далее отрыв интенсивно развивается вдоль обеих стенок канала и на выходе из стоек занимает около половины высоты стоек и больше половины шага решетки, обуславливая большие потери полного давления в этой области. Отрывные зоны «затеняют» проходное сечение канала, оттесняя поток к корытцу соседней стойки и вверх по радиусу.

Согласно расчету «тонкая» стойка оказалась менее устойчивой к нерасчетным углам натекания, потери на ней оказались больше, что подтверждается и экспериментом.



а б

Рис. 5. Линии тока на поверхностях ЗТК исходного (а) и модернизированного (б) профиля

На рис. 6 представлено расчетное распределение коэффициента восстановления полного давления в ЗТК по высоте канала. Данная картина имеет качественное согласование с экспериментом в том, что наибольшие потери полного давления получены в нижней части канала. Как было сказано, они обусловлены отрывом потока на стойках.

Расчетный осредненный коэффициент восстановления полного давления в ЗТК составил 0,974. Осреднение давлений выполнено по площадям, что в большей степени соответствует обработке экспериментальных данных. Расчетные потери полного давления оказались меньше экспериментальных.

Отличие расчетных данных от эксперимента можно частично объяснить следующим. Во-первых, расчетная модель существенно упрощена, относительно реального течения в ЗТК. Как указано выше, предыстория потока здесь учтена частично. Например, не учтена окружная неравномерность потока, наличие вращающегося РК ТНД вверх по потоку и др. Во-вторых, известно, что интенсивные отрывные течения являются нестационарными, поэтому стационарные решения для них не всегда существует. При значительных отрывных явлениях используемая в данной работе модель течения может зафиксировать наличие отрывов потока, но точная оценка количественных характеристик (например, коэффициента потерь) затруднена. Это обусловлено неадекватным моделированием турбулентности при описании такого рода процессов. Тем ни менее, даже такая постановка задачи позволяет выявить «проблемные зоны» течения, разобрать их структуру и дать некоторую количественную оценку. Значит, такой подход может быть использован для сравнительных расчетов.

На рис. 7 показано распределение угла потока на входе и выходе из ЗТК.

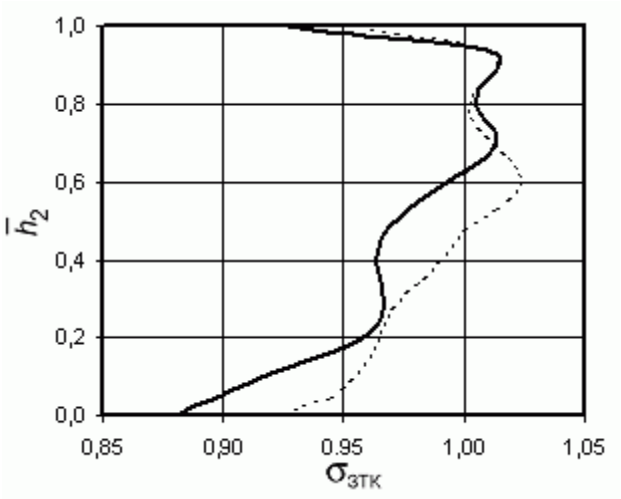


Рис. 6. Коэффициент восстановления полного давления за стойками опоры: сплошная линия – исходный профиль, пунктирная – модернизированный профиль

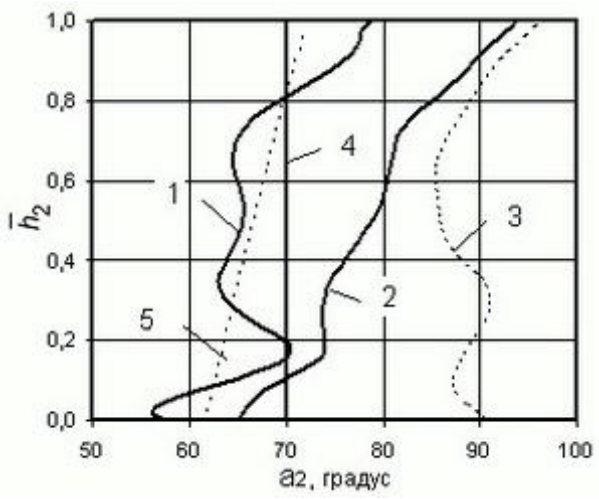


Рис. 7. Геометрические и газовые углы решетки: 1 – газовый угол входа, 2, 3 – газовый угол выхода, 4, 5 – геометрический угол входа; сплошная линия – исходный профиль, пунктирная – модернизированный профиль

Описанный выше характер течения приводит к тому, что раскручивающая решетка работает не эффективно и на срезе сопла внутреннего контура имеется остаточная закрутка потока в среднем около -10 градусов (локально – до -25 градусов).

Таким образом, рассмотренный затурбинный канал имеет существенный потенциал для повышения аэродинамической эффективности, как путем снижения потерь полного давления, так и путем выравнивания потока. С этой целью были проведены расчетно-конструкторские работы по усовершенствованию геометрии ЗТК.

На рис. 8 пунктирными линиями схематично показаны различные направления поиска оптимальной конструкции ЗТК. Усовершенствование конструкции проводилось, в первую очередь, в направлении устранения (или уменьшения) углов атаки на решетку по всей высоте. Далее, выравнивался поток на выходе из решетки. Для этого рассматривалось увеличение густоты решетки (путем изменения осевой хорды) и индивидуальное профилирование выходной кромки (угол выхода, угол отгиба) для каждого рассматриваемого сечения. В результате такого профилирования получена оригинальная форма модернизированных стоек с переменными по высоте углами входа и выхода и шириной решетки.

В ходе модернизации варьировалась также форма трактовых образующих ЗТК с целью получения более рационального изменения площади вдоль оси канала и формирования более благоприятной структуры потока на срезе сопла внутреннего контура.

Основные результаты аэродинамического усовершенствования ЗТК показаны на рис. 5, б, 6 и 7. Из рис. 5 видно, что в модернизированной решетке отсутствуют крупные вихревые течения. Вероятный отрыв потока удалось оттянуть и локализовать у выходной кромки стоек. Линии тока на внутренней стенке канала за решеткой имеют более определенную структуру и направление.

На рис. 6 видно, что потери полного давления в нижней части канала стали существенно меньше. Среднее значение коэффициента восстановления полного давления составило 0,99, что на 1,6 % больше, чем в исходном профиле. Хотя это снижение потерь все еще меньше требуемого для получения проектного значения, оно уже может быть ощутимым для двигателя в целом. Кроме того, анализ течений показал, что основной потенциал повышения эффективности ЗТК реализован и дальнейшее снижение потерь в нем представляется затруднительным.

Из рис. 7 следует, что новая решетка позволила приблизить поток к осевому направлению по всей высоте канала. Среднемассовый угол потока на срезе сопла составляет 89 градусов, а его локальное отклонение от оси не превышает (-4…+6) градусов.

Таким образом, согласно расчету основные цели усовершенствования ЗТК достигнуты. Однако, с учетом сказанного выше расчетные данные должны быть обязательно подтверждены экспериментально. Поэтому для проверки эффективности принятых решений модернизированная проточная часть прошла конструкторскую и технологическую проработку, запланировано изготовление материальной части и проведение сравнительных испытаний двигателя с замером параметров потока в затурбинном канале.

Заключение

Выполнено расчетно-экспериментальное исследование течения в затурбинном канале авиационного двигателя, которое позволило определить его аэродинамические характеристики. Выявлено, что реальная эффективность канала ниже проектной из-за нерасчетных условий его работы, а именно, нерасчетных углов и приведенной скорости потока газа на выходе из турбины. Выполнено сопоставление расчетных и экспериментальных данных, которое показало удовлетворительное согласование с учетом сделанных допущений в численном моделировании. На основе полученных результатов предложены мероприятия по повышению аэродинамической эффективности затурбинного канала, путем перепрофилирования обтекателей стоек опоры и изменения формы меридионального сечения проточной части.

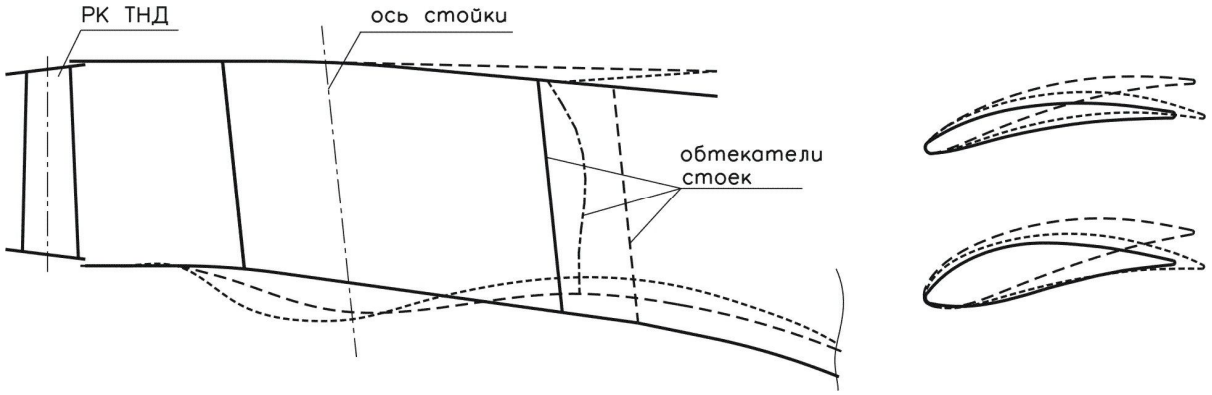


Рис. 8. Схема модернизации геометрии ЗТК

Проведенная работа показала, что, несмотря на существенный прогресс в численном моделировании течений, экспериментальные исследования остаются все еще определяющими при проектировании узлов авиадвигателей. Для получения наилучших результатов проектирования необходимо применять разумное сочетание расчетных и экспериментальных методов исследований.

Благодарности

Авторы выражают благодарность ведущему конструктору А.С. Нечипоренко, ведущим инженерам Ю.А. Фокину, Ю.П. Кухтину, инженерам-конструкторам А.М. Карпенко, А.В. Люсиной за активное участие в экспериментальных и расчетных исследованиях.

Литература

1. Нечаев, Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 1 [Текст] / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М., Машиностроение, 1977. – 312 с.

2. ANSYS CFX-Pre User's Guide, Release 13.0 [Электронный ресурс]. – ANSYS, Inc., 2010. –344 p. – Режим доступа: ftp://ftp.stru.polimi.it/incoming/Mirzazadeh/cfx%20docs/cfx_pre.pdf. – 12.02.2013 г.

3. ANSYS CFX Tutorials, Release 13.0 [Электронный ресурс]. – ANSYS, Inc., 2010. – 636 p. – Режим доступа: ftp://ftp.stru.polimi.it/incoming/Mirzazadeh/cfx%20docs/cfx_tutr13.pdf. – 12.02.2013.

4. Menter, F.R. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications [Text] / F.R. Menter // AIAA J. – 1994. – V. 32, № 11. – P. 1299–1310.

Поступила в редакцию 02.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник С.В. Ершов, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

РОЗРАХУНКОВО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАТУРБІННОГО КАНАЛУ ТРДД

І.Ф. Кравченко, С.О. Хомилєв, П.П. Варварук, Є.Л. Піка

Наведено результати експериментального та розрахункового дослідження течії у затурбінному каналі авіаційного двигуна. Канал, що розглянуто, складається з проточної частини задньої опори турбіни, що містить випрямляючу решітку, та сопло внутрішнього контуру. Експериментальні дослідження проведено на повнорозмірному двигуні. Визначено аеродинамічну ефективність вузла в умовах, що відрізняються від розрахункових. Запропоновано заходи удосконалення затурбінного каналу з метою зниження втрат у ньому та зменшення закрутки потоку на виході з сопла внутрішнього контуру.

Ключові слова: затурбінний канал, кут входу, втрати повного тиску, відрив.

THE NUMERICAL AND EXPEREMENTAL RESEARCH OF TURBINE EXHAUST DUCT OF TURBOFAN ENGINE

I.F. Kravchenko, S.A. Khomylyev, P.P. Varvaruk, E.L. Pika

The results of numerical and experimental research of flow in the turbine exhaust duct of turbofan aero engine are presented. The duct includes the turbine support flow path with outlet guide vane and internal contour nozzle. Experiments were carried out on full-scale engine. The aerodynamic efficiency of duct in off-design conditions detected. The arrangements to improve of the turbine exhaust duct with purpose decrease of losses and increase of exit flow angle are suggested

Key words: turbine exhaust duct, inlet angle, total pressure losses, separation.

Кравченко Игорь Федорович – канд. техн. наук, Генеральный конструктор, руководитель предприятия ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Хомылев Сергей Александрович – ведущий конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03504@ivchenko-progress.com, s.a.khomylev@gmail.com.

Варварук Петр Петрович – инженер-конструктор 1 категории ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03504@ivchenko-progress.com.

Пика Елена Леонидовна – инженер-конструктор 1 категории ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03504@ivchenko-progress.com.

УДК 629.7.036.3.018:614:621.643

И.П. ВАСИЛЬЕВ[1], М.В. ПАВЛОВА[2], В.Т. ШЕПЕЛЬ[2]

[1] ***ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, Россия***
[2] ***ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия***

МЕТОДИКА ОГНЕВЫХ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ ТРУБОПРОВОДОВ АВИАЦИОННОГО ГТД

В данной статье предложена методика сертификации трубопроводов авиационного ГТД, базирующаяся на стандартах AS 1055D, AC 20-135, ISO 2685:1998. В основу положен подход, основанный на выборе наиболее уязвимых к пожару трубопроводов, испытания которых устанавливают соответствие требованиям пожарной безопасности для всех трубопроводов обвязки авиационного ГТД. Предложена схема классификации трубопроводов по степени их уязвимости к пожару. Использование данного подхода позволяет снизить издержки, связанные с сертификацией трубопроводов, и ускоряет сроки сертификации. Изложены результаты сертификационных огневых испытаний жестких и гибких трубопроводов.

Ключевые слова: *авиационный ГТД, сертификация, пожарная безопасность, огневые испытания, трубопроводы.*

Введение

Элементы системы внешней обвязки авиационного ГТД включают трубопроводы трех систем: топливной, масляной, воздушной. Нормы летной годности предписывают демонстрацию соответствия трубопроводов авиационного ГТД требованиям пожарной безопасности [1,2]. Пожарная опасность, связанная с трубопроводной обвязкой авиационного ГТД, обусловлена:

– непреднамеренной утечкой или накапливанием воспламеняющихся жидкостей (ВЖ) или их паровой фазы;

– отказами или неисправностями, приводящими, с одной стороны, к нарушению герметичности, а с другой, возникновению источника непреднамеренного зажигания.

Трубопроводная обвязка авиационных ГТД состоит из жестких, гибких и комбинированных трубопроводов. В обвязке современных авиационных двигателей используется до 30% гибких трубопроводов, обеспечивающих трубопроводным системам высокую механическую прочность, отсутствие резонансов, подвижность и компенсацию температурных расширений.

Для подтверждения соответствия нормам летной годности необходимо проведение сертификационных испытаний на огнестойкость (топливные трубопроводы) и огненепроницаемость (масляные и воздушные трубопроводы).

Проведение огневых испытаний всех трубопроводов авиационного ГТД не оправдано ни экономически, ни технически. Достаточным является отбор наиболее уязвимых к пожару трубопроводов, успешные огневые испытания которых устанавливают соответствие требованиям на огненепроницаемость/огнестойкость для всех трубопроводов авиационного ГТД [3]. Поэтому в данной статье рассматривается методика отбора наиболее уязвимых к пожару трубопроводов и определение местоположения зоны их наибольшей уязвимости при пожаре.

1. Методика сертификации трубопроводов

Для сокращения числа испытываемых трубопроводов в статье предложены два уровня классификации трубопроводов по степени их уязвимости к пожару. В качестве первой классификационной группы рекомендовано использовать конструктивные особенности трубопроводов:

– типы фитингов, используемых в трубопроводной обвязке;

– типы уплотняющих элементов;

– число соединений на отдельном трубопроводе.

В качестве второй классификационной группы трубопроводов, характеризующих уязвимость трубопроводов к пожару, предложено использовать рабочие характеристики ВЖ или воздуха:

– максимальное давление в трубопроводе;

– минимальный расход;

– максимальная температура.

При одинаковом максимальном давлении в качестве наиболее уязвимых к пожару выбирались трубопроводы с максимальным внутренним диамет-

© И.П. Васильев, М.В. Павлова, В.Т. Шепель

ром, поскольку в этом случае будут максимальные напряжения.

При выборе режимов сертификационных испытаний, моделирующих условия развития пожара, использовались значения расходов, давлений топлива, масла или воздуха, соответствующие критическим условиям полета [3].

2. Методика отбора объектов сертификационных испытаний

Наиболее уязвимые к пожару жесткие трубопроводы выбирались по конструкции фитингов и их уплотняющих элементов, а далее отбор проводился по второй классификационной группе. Это обусловлено тем, что рабочая часть жестких трубопроводов имеет толщину стенки, превышающую 0,38 мм, и по определению [4] является огненепроницаемой.

Для гибких трубопроводов наиболее уязвимой областью является соединение гибкого шланга с муфтами и фитингами.

Конструкция гибких шлангов RM101 и RM180 состоит из следующих элементов (рис. 1а): сердечник из прессованного тефлона; оплётка, состоящая из пучков проволоки из нержавеющей стали AISI 304; противопожарное покрытие Flametite из силиконового композита. Фитинги и муфты, выполнены из нержавеющей стали. Гибкие шланги RM101 и RM180 соединяются с фитингами с помощью муфт с последующим их обжатием.

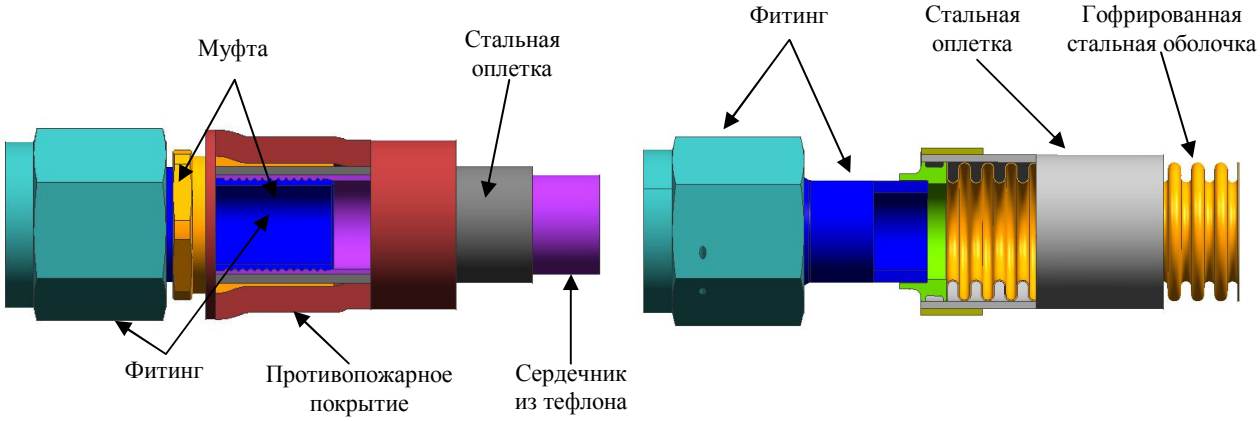
Конструкция гибких шлангов S145 состоит из следующих элементов (рис.1б): гофрированная оболочка из нержавеющей стали AISI 321; оплётка, состоящая из пучков проволоки из нержавеющей стали марки AISI 321; фитинги из нержавеющей стали. Соединение фитингов и гибкого шланга выполняется методом электродуговой сварки.

В качестве примера приведены результаты сертификации жестких трубопроводов двигателей разработки ОАО «НПО «Сатурн». Из 123 жестких трубопроводов одного из двигателей по предложенной классификационной схеме были отобраны 5 трубопроводов наиболее уязвимых к пожару.

В данной серии огневых испытаний использовались фитинги в следующем конструктивном исполнении:

– соединение по наружному конусу с углом раскрытия 74 (ниппель выполнен по ОСТ100943-79, штуцер по ГОСТ 13954-74) (рисунок 2);

– соединения с двумя радиальными фланцами ОСТ114645-89 и ОСТ 14646-89 и двумя уплотнительными резиновыми кольцами по ОСТ100980-80 с рабочей температурой <250° С (рис. 3);



а б

Рис. 1. Конструкция гибких шлангов: а – RM101 и RM180; б – S145

Рис. 2. Соединение по наружному конусу

Рис. 3. Соединение с двумя радиальными уплотнительными резиновыми кольцами

– соединения трубопроводов с двумя радиальными и торцевым уплотняющими резиновыми кольцами (рисунок 4).

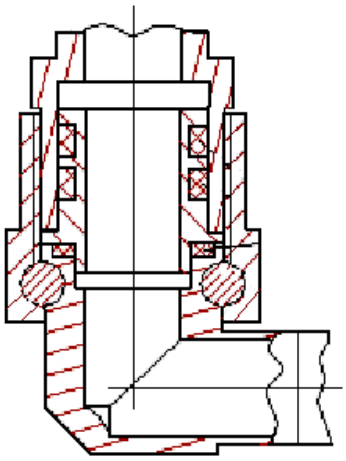


Рис. 4. Соединение с двумя радиальными и торцевыми уплотняющими резиновыми кольцами

При проведении испытаний фитинги препарировались термопарами. Измерение температуры в зоне фитинга необходимо для построения валидированной тепловой и прочностной модели. Такая модель может быть использована для сертификации жестких трубопроводов на основе расчетного анализа. В этом случае расчетом на герметичность необходимо показать, что разгерметизация стыков в случае пожара не произойдет.

Огневые испытания

Согласно [5], при сертификационных испытаниях под огненепроницаемостью/огнестойкостью образца понимается его способность выдерживать пламя с температурой 1100±80°С и плотностью теплового потока 116 ± 10 кВт/м^2 (без воспламенения и потери герметичности) как минимум в течение 15/5 минут при выполнении своих функций. В соответствии с ISO 2685:1998 [5] огневые испытания должны сопровождаться вибрацией с амплитудой ±0,4 мм и частотой 50 Гц (для жестких трубопроводов)/ амплитудой ±1,6 мм и частотой 33 Гц (для гибких трубопроводов).

Поскольку большинство трубопроводов по своим габаритным размерам не умещаются в поле 6-ти дюймовой газовой горелки, то в пламя горелки помещались наиболее уязвимые к пожару части трубопроводов (фитинги).

Гибкие трубопроводы устанавливались так, чтобы в плоскости вибрации имелся изгиб на 90°, а фитинг и, по крайней мере, 12 см трубопровода должны охватываться стандартным пламенем в процессе испытания.

Шланг гибких трубопроводов для испытаний должен иметь длину не менее 60 см.

Установка жестких трубопроводов проводилась в плоскости, обеспечивающей максимальный изгибающий момент в соединении фитинга.

На рис. 5 показаны жесткие (а) и гибкие (б) трубопроводы, установленные на стенде Ц-17Г3.

Выводы

1. Предложенная методика позволяет провести сертификацию трубопроводов авиационного ГТД наиболее экономично, так как объем испытаний при этом сокращается на 70 %.

2.Герметичность стальных фитингов, фитингов с двойным уплотнением в условиях пожара обеспечивается корректным выбором усилия затяжки**.**

3.Результаты сертификационных испытаний показали, что огнезащитное покрытие Flametite обеспечивает с запасом огнестойкость и огненепроницаемость трубопроводной обвязки двигателя.

а б

Рис. 5. Трубопроводы, установленные на стенде Ц-17Г3:
а – жесткие; б – гибкие

Литература

1. Авиационные правила, часть 33 (АП-33). Нормы летной годности двигателей воздушных судов [Текст]: Межгосударственный авиационный комитет (МАК), 2012. – 52 с.

2. Certification Specifications for Engines (CS-E) [Text]. – European Aviation Safety Agency (EASA), 2007. – 193 p.

3. Васильев, И.П. Огневые испытания трубопроводов авиационного ГТД [Текст] / И.П. Васильев, М.В. Павлова, В.Т. Шепель // Вестник двигателестроения. – 2012. – № 2. – С. 21-24.

4. AC 20-135, Powerplant Installation and Propulsion System Component Fire Protection Test Methods, Standards, and Criteria [Text]// FAA, 1990. – 15 p.

5. ISO 2685:1998 Aircraft - Environmental test procedure for airborne equipment - Resistance to fire in designated fire zones [Text], 1998. – 35 p.

Поступила в редакцию 31.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., эксперт КО «Перспективные разработки и экспериментальные исследования ГТД» В.И. Богданов, ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск.

МЕТОДИКА ВОГНЕВИХ СЕРТИФІКАЦІЙНИХ ВИПРОБУВАНЬ ТРУБОПРОВОДІВ АВІАЦІЙНОГО ГТД

І.П. Васильєв, М.В. Павлова, В.Т. Шепель

У даній статті запропоновано методику сертифікації авіаційного ГТД, що базується на стандартах AS1055, ISO 2685:1998. В основу покладено підхід, заснований на виборі найбільш уразливих до пожежі трубопроводів, випробування яких встановлюють відповідність вимогам пожежної безпеки для всіх трубопроводів обв'язки авіаційного ГТД. Запропоновано схему класифікації трубопроводів за ступенем їх уразливості до пожежі. Використання даного підходу дозволяє знизити витрати пов'язані з сертифікацією трубопроводів та прискорює термін сертифікації. Викладено результати сертифікаційних вогневих випробувань жорстких та гнучких трубопроводів.

Ключові слова: авіаційний двигун, пожежна безпека, вогневі випробування, трубопроводи.

METHOD OF FIRE CERTIFICATION TEST OF AIRCRAFT ENGINE PIPES

I.P. Vasilev, M.V. Pavlova, V.T. Shepel

This article presents a aircraft engine certification method, based on the standards AS1055, ISO 2685:1998. It is based on the selection method of the most vulnerable to fire pipes. Tests of these pipes establish compliance with fire safety requirements for all aircraft engine pipe manifold. A scheme for the pipes classification according to their vulnerability to fire is given. Using this method reduces the costs and execution time associated with the pipes certification. The results of fire certification tests of rigid and flexible pipes are examined.

Keywords: aircraft engine, fire safety, fire tests, pipes.

Васильев Иван Павлович – ведущий инженер ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, Россия.

Павлова Мария Владимировна – инженер-конструктор ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: maria_pavlova_76@mail.ru.

Шепель Вячеслав Тимофеевич – д-р техн. наук, профессор, начальник КО «Сертификация авиационных ГТД и промышленных ГТУ», ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: sshepel@yandex.ru.

УДК 531.787

Ю.А. ГУСЕВ, Е.А. КОНОНЫХИН, КАМБИЗ КАХРАИ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ТЕНЗОРЕЗИСТОРЫ С АНТИШУНТИРУЮЩИМ ЭКРАНОМ

Уменьшение электроизоляционных свойств связующего тензорезистора регистрирующей аппаратурой воспринимается как кажущаяся деформация. Для уменьшения токов утечки в слое связующего между ЧЭ тензорезистора и поверхностью детали вводится экран, совпадающий по конфигурации с ЧЭ тензорезистора. Рассмотрены конструктивные особенности тензорезисторов с антишунтирующим экраном; схемы их включения в измерительные цепи; проведен анализ процесса шунтирования ЧЭ тензорезистора, с использованием аналитического метода; представлены формулы изменения сопротивления ЧЭ при его шунтировании, а также конечно-элементная модель (МКЭ) тензорезистора при различных значениях электросопротивления связующего; получены поля распределения токов утечки. Представлены результаты экспериментальной проверки явления шунтирования высокотемпературного тензорезистора и их соответствие с теоретическими исследованиями.

***Ключевые слова**: тензорезистор, чувствительный элемент, изолятор – связующее, антишунтирующий экран, токи шунтирования, мнимая деформация, конечно-элементная модель шунтирования тензорезистора.*

Введение

Известно, что связующие тензорезисторов должны обладать высокими электроизоляционными свойствами, нарушение которых приводит к появлению тока утечки от чувствительного элемента (ЧЭ) тензорезистора к поверхности детали или к его шунтированию. Регистрирующей аппаратурой это явление воспринимается как кажущаяся деформация.

Разработка связующих с высокими электроизоляционными свойствами – проблема, препятствующая созданию некоторых практически важных разновидностей тензорезисторов. Так, шунтирование весьма существенно у высокоомных тензорезисторов (с электросопротивлением ЧЭ выше 200 – 400 Ом), обладающих высоким уровнем полезного сигнала.

У большинства тензорезисторов сопротивление связующих значительно уменьшается при работе в условиях повышенной влажности. И наконец, разработка связующих для высокотемпературных тензорезисторов — одна из наиболее сложных задач, так как электросопротивление различных цементов, эмалей и окислов металлов, служащих для закрепления ЧЭ на исследуемой детали, при нагреве до температур выше 800—1000 0С значительно снижается, что приводит к шунтрованию ЧЭ тенорезистора. Регистрирующей аппаратурой такое уменьшение сопротивления решетки ЧЭ воспринимается как кажущаяся деформация [1].

Чтобы уменьшить токи утечки, в слое связующего между ЧЭ тензорезистора и поверхностью детали вводится экран, совпадающий по конфигурации с ЧЭ тензорезистора.

Экран может быть расположен также над ЧЭ на поверхности связующего тензорезистора [2]. При этом он включается в электрическую схему таким образом, чтобы обеспечивать одинаковое распределение потенциалов по экрану и ЧЭПрименение пленочной технологии имеет значительные преимущества перед обычной проволочной при изготовлении тензорезисров с антишунтирующим экраном из-за болшой эффективности экранирования.

Объект исследования

Рассмотрим некоторые примеры конструктивного выполнения пленочных тензорезисторов с антишунтирующим экраном, расположенным под ЧЭ.

Однополосный тензорезистор (рис. 1, а) имеет экран в виде проволоки, фольги или пленки металла, расположенный параллельно ЧЭ в слое связующего и имеющий с ЧЭ одну общую электрическую точку Д, которая при необходимости может быть общей и для металла детали.

ЧЭ – Rx и экран - Rэ включаются в мостовую измерительную схему (рис. 2, а), дополнительное плечо которой образовано сопротивлением экрана и регулирующим сопротивлением Rp. Гальванометр при помощи переключателя П может подключаться последовательно к вершинам моста А—В и А—Е.

Схему настраивают следующим образом. Изменением величин сопротивлений RБ и Rp последовательно добиваются равенства потенциалов между

© Ю.А. Гусев, Е.А. Кононыхин, Камбиз Кахраи

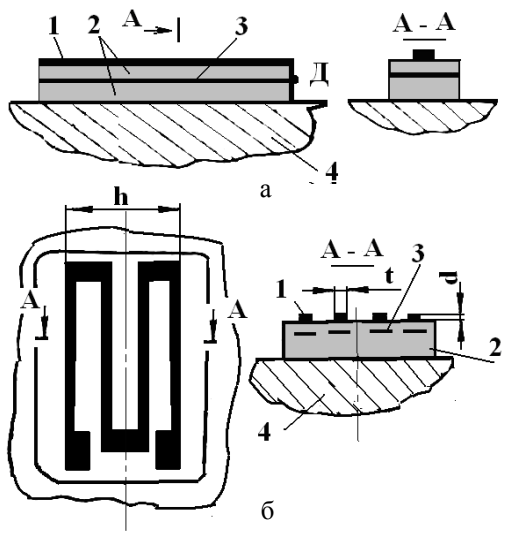


Рис. 1. Конструктивное выполнение тензорезисторов с антишунтирующим экраном:
1 – чувствительный элемент тензорезистора;
2 – связующее; 3 – экран; 4 – тело детали

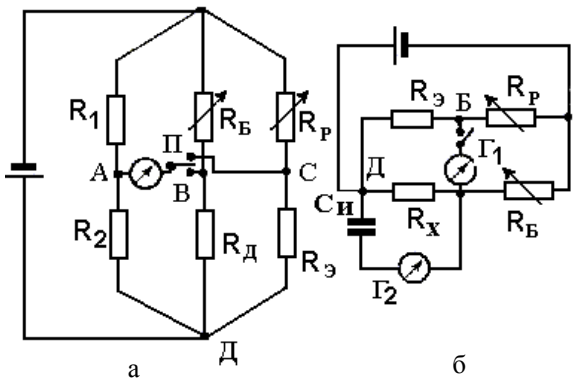


Рис. 2. Мостовая (а) и потенциометрическая (б) схемы включения тензорезистора с антишунтирующим экраном

точками А и Е, А и В, что приводит к соответствующему равенству потенциалов в точках В и Е. При этом условии, учитывая также, что точка Д является общей, распределение потенциала по экрану будет повторять распределение по чувствительному элементу тензорезистора, так как их сопротивления предполагаются равномерным по длине. Соотношение сопротивлений Rx и Rэ может быть произвольным.

Таким образом, одинаковые распределения потенциала по экрану и ЧЭ предотвращают появление тока утечки. Необходимо отметить, что вследствие шунтирования на тело детали самого экрана возможны незначительные отклонения в распределении потенциалов, что, однако, не вызывает существенного искажения антишунтирующего воздействия. Затем переключатель П присоединяет гальванометр к вершинам А и В моста, и деформация ЧЭ, приводящая к изменению его сопротивления, регистрируется обычным образом. Незначительные колебания сопротивления ЧЭ - Rx (доли процента) практически не изменяют условия настройки экрана – примерного равенства потенциалов точек В и С.

В случае применения указанного тензорезистора для динамических измерений деформаций (без постоянной составляющей) можно использовать потенциометрическую измерительную схему (рис. 2, б), состоящую из сопротивлений ЧЭ- Rx и экрана – Rэ регулирующих переменных сопротивлений Rр и RБ, а также регистрирующих приборов ГІ и Г2, источника постоянного напряжения и разделительного конденсатора Си.

Схема работает следующим образом. Изменением сопротивлений Rр и RБ и добиваются равенства потенциалов точек А и В по гальванометру ГІ. В дальнейшем гальванометр ГІ отключается и потенциометрическая схема работает обычно, регистрируя изменение сопротивления Rx гальванометром Г2. Работа экрана аналогична приведенной выше для мостовой схемы

Методы исследования

В целях оценки и учета возникающих погрешностей при измерении деформаций необходимо исследовать электрическую модель тензорезистора с антишунтирующим экраном. Электрическая модель тензорезистора с антишунтирующим экраном представлена на рис. 3.

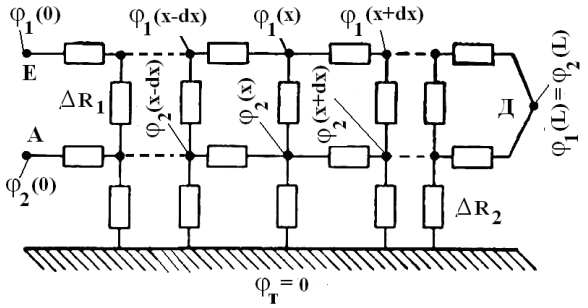


Рис. 3. Схема электрической модели тензорезистора с антишунтирующим экраном

Аналитическое определение электрического сопротивления тензорезистора r' с учетом шунтирования определяется как отношение известной приложенной к решетке разности потенциалов $\varphi_1(o) - \varphi_1(l)$ к току l через чувствительный элемент тензорезистора:

$$r' = \frac{\varphi_1(0) - \varphi_1(l)}{l}. \qquad (1)$$

Исходя из распределения потенциалов $\varphi_1(x) = 0$ вблизи крайней точки x=0 чувствительного элемента [1], определяем ток l:

$$I = \frac{1}{r}\frac{d\varphi_1(x)}{dx} = \frac{1}{r}\varphi_1(0), \qquad (2)$$

где r - сопротивление ЧЭ; l - его длина.

Сопротивления четырех полосного тензорезистора (без экрана) с учетом шунтирования из полосы в полосу ЧЭ, а также его шунтирования на тело детали, определяется формулой :

$$r_2' = r(1 - \frac{r}{4R_y} - \frac{r}{12R_z}), \qquad (3)$$

где r - полное сопротивление ЧЭ тензорезистора без шунтирования;

R_y, R_Z - электрическое сопротивление связующего в направлении ЧЭ - телом детали и между двумя полосами ЧЭ.

Формула (3) удобна тем, что позволяет отдельно оценить погрешности в измерении за счет шунтирования из полосы в полосу Δ_1 и с учетом шунтирования на тело детали Δ_2 :

$$\Delta_1 = \frac{r^2}{4R_y} \approx \frac{3r^2ld}{4\rho H}; \quad \Delta_2 = \frac{r^2}{12R_z} \approx \frac{r^2tL}{12\rho d}. \qquad (4)$$

Из выражения (4) следует, что толщина изоляции по разному влияет на величины Δ_1 и Δ_2 [1].

Кажущееся сопротивление ЧЭ с учетом экранирования определяется по формуле:

$$r' = r(1 - \frac{r^2}{180R_{CB}^2}), \qquad (5)$$

где R_{CB} – электрическое сопротивление связующего в направлении ЧЭ – тело детали.

Если общая точка Д тензорезистора с экраном электрически связана с телом детали, то кажущееся сопротивление ЧЭ находится по формуле [2]:

$$r' = r(1 - \frac{4}{45}\frac{r^2}{R_{CB}^2}). . \qquad (6)$$

Из формул (3) и(5) следует, что уменьшение истинной величины сопротивления r ЧЭ при отсутствии экрана пропорциональна r/R_{CB}, а при наличии экрана пропорционально квадрату этого соотношения, что обычно более чем на два – пять порядков меньше.

В настоящее время, численные методы расчета на основе ***моделей высокого уровня*** позволяют с достаточной точностью определять распределение (поле) электрических токов между двумя объектами с различными потенциалами при максимальном приближении модели к реальной конструкции. Одним из таких расчетных методов стал ***метод конечных элементов***. Нами был использован получивший широкое распространение для решения различных задач пакет программ – ANSYS. Твердотельная ***двумерная*** модель четырехполосного тензорезистора была выполнена с использованием программы Solid Works. Разбивка сеткой твердотельной модели в ANSS для решения задачи распределения электрических токов не требует выполнения специальных условия.

Рассмотрена задача шунтирования тензорезистора с заведомо низким значением электоизоляционных свойств подложки - связующего. Принятые параметры тензорезистора при температуре 850 0С, представлены в разделе экспериментального исследования.

Приведен результат расчета шунтирования тензорезистора (экран расположен под чувствительным элементом) в режиме выключенного экрана (рис.4) который имеет нулевой потенциал по отношению к детали, т.к. он соединен с ней в точке D. Как видно из рис. 4, утечка токов шунтирования из чувствительного элемента происходит через связующий материал в направлении антишунтируюшего экрана на тело детали. При этом по мере увеличения потенциала в различных сечениях чувствительного элемента, происходит увеличение токов шунтирования.

При включении антишунтируюшего экрана (рис. 5) распределение потенциала по длине чувствительного элемента и экрана становится одинаковым. Это вызвано особенностями подключения антишунтирующего экрана и ЧЭ. Из рис. 5 видно, что утечки тока от ЧЭ в направлении детали при этом практически отсутствуют.

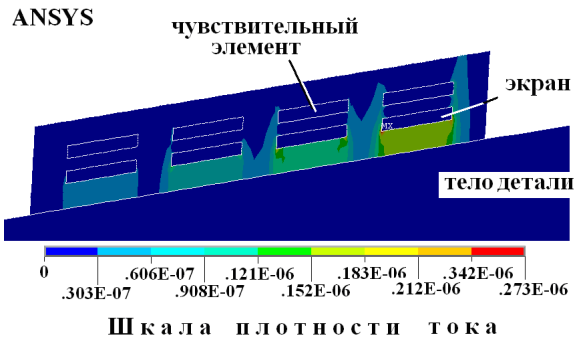


Рис. 4. Модели тензорезистора с токами шунтирования – экран не включен

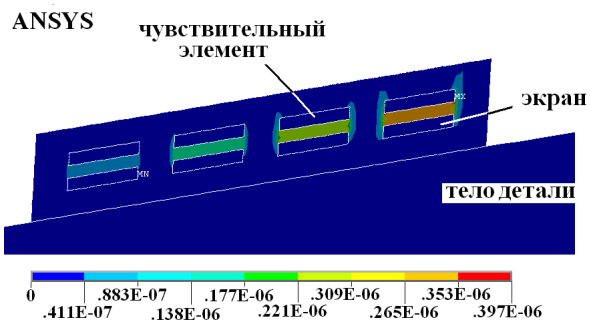


Рис. 5. Модели тензорезистора с токами шунтирования, при включенном экране

Оценить токи утечки по результатам расчета для конечно-элементной модели можно как сумму токов, вытекающих на поверхность детали:

$$I = \sum_{i=1}^{n} \vec{j}_i \cdot \vec{l}_i ,$$

где $\vec{j}_i \cdot \vec{l}_i$ - скалярное произведение векторов плотности тока, протекающего через i-й элемент сетки, к нормали к поверхности чувствительного элемента (равного по длине участку поверхности чувствительного элемента, к которому примыкает i-й элемент конечно-элементной сетки)

Так на модели тензорезистора (рис. 4) суммарный ток шунтирования при выключенном экране составляет 0,12 mA, тогда согласно закону Ома электрическое сопротивление ЧЭ составляет при включенном экране 573 Ом, а при выключенном 566,7 Ом. Изменение сопротивления ЧЭ, воспринимаемая как кажущаяся деформация составляет 6, 3 Ом.

Анализ результатов расчета позволяет сделать вывод о возможности оценки погрешности измерений деформации тензорезистором с экраном.

Экспериментальное исследование

В настоящей работе была проведена опытная проверка эффективности действия антишунтирующего экрана для четырехполосного пленочного тензорезистора, выполненного в соответствии со схемой, приведенной на рис. 1, б, по технологии, описанной в роботе [3].

Чувствительный элемент тензорезистора представлял собой платиновую пленку, осажденную методом вжигания на слой связующего, в качестве которого служила высокотемпературная стеклокерамическая эмаль. Сопротивление ЧЭ при 20 °С составляло 230 Ом, электросопротивление между чувствительным элементом и деталью при 20 °С – более 1000 мОм. Экран, расположенный между ЧЭ и поверхностью тарировочной балки, был изготовлен аналогичным образом и имел сопротивление 130 Ом (при 20° С). Общий вид балки с нанесенным тензорезистором представлен на рис. 6.

Тензорезистор подключался по схеме, представленной на рис. 2, а.

Балку с тензорезистором помещали в муфельную печь и нагревали до температуры 850° С. При этой температуре кажущееся сопротивление чувствительного элемента равнялось 573 Ом, экрана – 324 Ом, а сопротивление связующего снижалось до 20 кОм. При выключении экрана сопротивление тензорезистора уменьшалось на 7,03 Ом. Полученный результат хорошо согласуется с расчетным (см раздел МКЭ). Эту величину в первом приближении можно считать погрешностью тензорезистора из-за шунтирования на тело балки, она и соответствует погрешности, рассчитанной по формулам (3, 5). Изменение сопротивления ЧЭ, связанное с его шунтированием через слой связующего, приводит к появлению мнимой деформации ε_{MH} Полученная опытным путем зависимость $\varepsilon_{MH} = f(t)$, t - температура тензорезистора приведена на рис. 7.

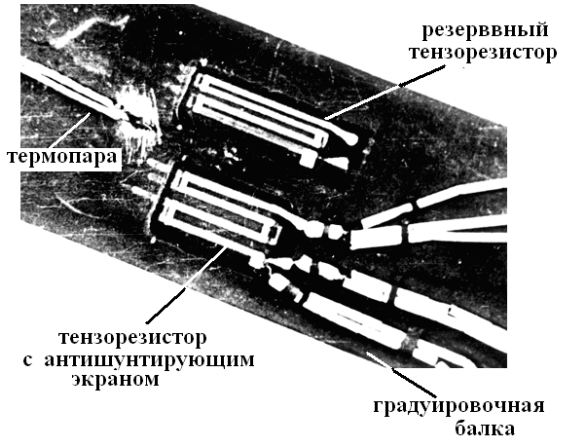


Рис.6. Общий вид градуировочной балки и тензорезистора с экраном

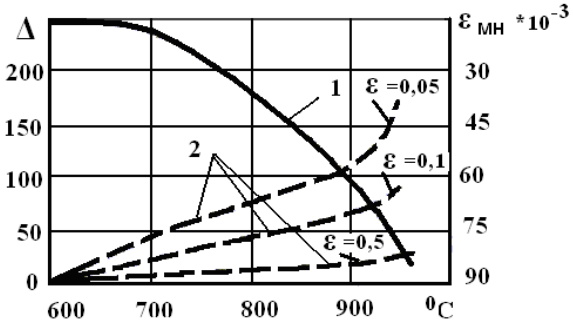


Рис 7. Зависимость мнимой деформации шунтирования (1) и погрешности измерения тензорезистора (2) от температуры

Представляет интерес оценка влияния шунтирования в различных диапазонах относительной деформации. На рис. 7 приведена величина погрешности $\Delta = \frac{\varepsilon_{MH}}{\varepsilon}$, где ε – относительная деформация, измеряемая тензорезистором. Установлено, что погрешность может почти вдвое превышать измеряемую деформацию.

Заключение

Рассмотрены некоторые закономерности устранения токов утечки от решетки тензорезистора к поверхности детали путем введения антишунтирующего экрана, расположенного в толще связующего.

Проанализированы особенности различных конструктивных схем тензорезисторов с антишун-

тирующим экраном и схем их подключения. Предложен метод расчета погрешности тензорезисторов с экраном и получены соответствующие зависимости.

Проведена экспериментальная проверка эффективности антишунтирующего экрана для высокотемпературного пленочного платинового тензорезистора.

Можно сделать вывод, что предлагаемый тензорезистор значительно уменьшает (на два - пять порядков) погрешность измерения деформации, связанную с шунтировнием его ЧЭ.

В связи с этим открывается возможность применения в качестве связующего высокотемпературного тензорезистора материалов, имеющих невысокие значения электросопротивления, но надежно соединяющих ЧЭ с исследуемой деталью.

Литература

1. Гусев, Ю.А. Шунтирование малоразмерных тензорезисторов [Текст]/ Ю.А. Гусев, А.В. Олейник., Д.Ф. Симбирский // Проблемы прочности. – 1972. – № 6. – С. 106-108.

2. А.с.757841 СССР, МКЛ³ G0 18 7/18. Электрический тензометр [Текст] / Ю.А. Гусев, А.В. Олейник, Д.Ф. Симбирский (СССР). - № 2427441/25-28; заявл. 06.12.76; опубл. 23.08 80, Бюл. 31. - 4 с.

3. Гусев, Ю.А. Тензорезисторы с антишунтирующим экраном [Текст]/ Ю.А. Гусев, А.В. Олейник, Д.Ф. Симбирский // Проблемы прочности. – 1976. – № 1. – С. 113-116.

4. Пленочный тензорезистор для виброиспытаний лопаток турбин ГТД [Текст] / Ю.А. Гусев, Камбиз Кахраи, Д.Ф. Симбирский, СС. Трипольский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 8 (95). – С. 169-172.

Поступила в редакцию 10.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, технический консультант А.В. Белогуб, ОАО «АВРАМАТ», Харьков.

ТЕНЗОРЕЗИСТОРИ З АНТІШУНТУЮЧИМ ЕКРАНОМ

Ю.О. Гусєв, Є.О. Кононихін, Кахраі Камбіз

Зменшення електроізоляційних властивостей зв'язуючого матеріалу тензорезистора реєструючою апаратурою сприймається як уявна деформація. Для зменшення струмів витоку в шарі сполучного матеріалу між ЧЕ тензорезистора і поверхнею деталі вводиться екран, що співпадає по конфігурації з ЧЕ тензорезистора. Розглянуто конструктивні особливості тензорезисторів з антішунтуючим екраном; схеми їх включення в вимірювальні ланцюги; проведено аналіз процесу шунтування ЧЕ тензорезистора, з використанням аналітичного методу; представлені формули зміни опору ЧЕ при його шунтуванні, а також кінцево-елементна модель (МСЕ) тензорезистора при різних значеннях електроопору зв'язуючого; отримані поля розподілу струмів витоку. Представлені результати експериментальної перевірки явища шунтування високотемпературного тензорезистора та їх відповідність з теоретичними дослідженнями.

Ключові слова: тензорезистор, чутливий елемент, ізолятор - сполучна, антішунтуючий екран, струми шунтування, уявна деформація, звичайно-елементна модель шунтування тензорезистора.

RESISTIVE-STRAIN SENSORS WITH BYPASSING-PROTECTION SCREEN

U.A. Gusev, E.A. Kononihin, Kahrai Kambiz

Recording equipment perceives decreasing of electrical insulating properties of binder of resistive-strain sensor as an imaginary deformation. The screen is inserted in the layer of binder between the detector element of resistive-strain sensor and part surface. The configuration of this screen the same as detector element of resistive-strain sensor has. The design features of resistive-strain sensors with bypassing-protection screen and their inclusion circuit in measuring loop were considered. The analysis of bypassing process of detector element of resistive-strain sensor was carried out using analytic approach. The equations of detector element resistance changing while bypassing were presented. The finite-element model (FEM) of resistive-strain sensor with different values of binder resistance were presented as well. The fields of leakage current distribution were obtained. The bypassing effect of the high temperature resistive-strain sensor was experimentally checked, the results of this check were presented, their fitting to theoretical research were shown.

Key words: resistive-strain sensor, detector element, insulator – binder, bypassing-protection screen, bypassing currents, imaginary deformation, finite-element model of resistive-strain sensor bypassing.

Гусев Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail:gusev.ua @mail.ru.

Кононыхин Евгений Александрович – магистрант кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Кахраи Камбиз– аспирант кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kjek@yandex.ru.

УДК 621.385.032

А.В. ЛОЯН, М.Ю. ТИТОВ, Е.П. СОЛОНИНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

РАСЧЕТНЫЙ СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОЙ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ МЕТАЛЛОПОРИСТЫХ ЭМИТТЕРОВ КАТОДОВ ЭРД

В работе представлен способ численного расчета эффективной теплопроводности металлопористых эмиссионных материалов на примере вольфрам-гафнат-бариевого эмиттера (W-BaHfO3). Расчет теплопроводности осуществлялся с использованием конечно-элементного моделирования в ANSYS 11. Описан способ создания геометрической модели КЭМ по фотографиям эмиттера методом их оцифровки. По рассчитанному в ANSYS тепловому потоку и заданным температурам границ была рассчитана эффективная теплопроводность исследуемого эмиттера в диапазоне температур 300…2000 К. Обнаружено увеличение эффективной теплопроводности эмиттера при температурах выше 700 К.

Ключевые слова: *теплопроводность, эмиттер, вольфрамовая матрица, активное вещество.*

Введение

На этапе разработки катодов электроракетных двигателей, проводится оптимизация тепловой схемы конструкции, целью которой является снижение температуры в критических местах катода (обеспечение герметичности и прочности спаев металла и керамики), а так же обеспечение допустимой рабочей температуры материалов. При этом необходимо сохранить достаточно высокую температуру эмиттера. Оптимизация тепловых схем конструкций катодов проводится в программном комплексе конечно-элементного моделирования ANSYS [1].

Распределение температур в конструкции катода определяется теплофизическими свойствами материалов из которых изготовлен катод. Так, например, теплопроводность эмиттера, как основного теплопринимающего элемента [2], будет определять теплоотвод в конструкцию, поэтому эту характеристику важно знать. Если для вольфрама, молибдена, ковара, керамики тепловые свойства хорошо известны [3], то подобная информация по эмиссионным материалам, используемым в катодах ХАИ, практически отсутствует, и при расчетах, соответственно, возникают неопределенности.

Эффективная теплопроводность пористых материалов является предметом исследования уже достаточно давно. Существует множество теоретических решений позволяющих с некоторой точностью определять эффективную теплопроводность [4]. Все они являются идеализированными и часто не повторяют реальную структуру материала. Как правило, это упорядоченные и правильной формы фракции (круг, квадрат, овал). Если авторы и предлагают модели, в которых максимально возможно учитывается структура, все физические процессы, то содержащиеся уравнения являются очень громоздкими, сложными и трудно решаемыми.

В связи с появлением современных комплексов конечно-элементного анализа (КЭМ) возможным стало гораздо быстрее и качественнее производить подобные расчеты. Один из способов и предлагается в настоящей работе.

1. Образец металлопористого эмиттера

Разрабатываемые в МНТЦ КЭД «ХАИ» катоды основаны на металлопористых эмиттерах, представляющих собой прессованные вольфрамовые матрицы, заполненные активной компонентой, например BaHfO3.

Исследуемый в работе образец W-$BaHfO_3$ эмиттер получен в результате прессования с последующим спеканием в вакууме. Исследуемый образец в массовом соотношении содержит 70 % вольфрама и 30% $BaHfO_3$. Расчетная пористость эмиттера составляет 16 %. Фотографии образца эмиттера представлены на рис. 1, 2.

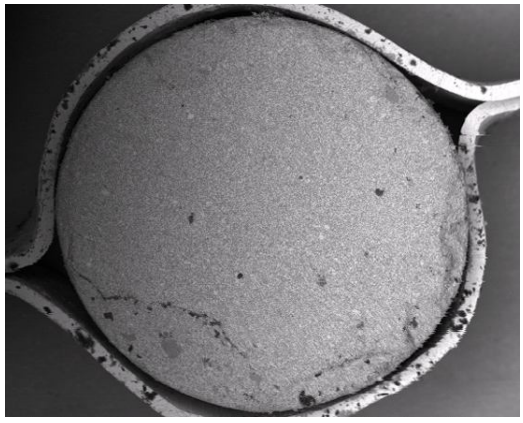


Рис. 1. Фотография образца эмиттера (М 40:1)

© А.В. Лоян, М.Ю. Титов, Е.П. Солонинко

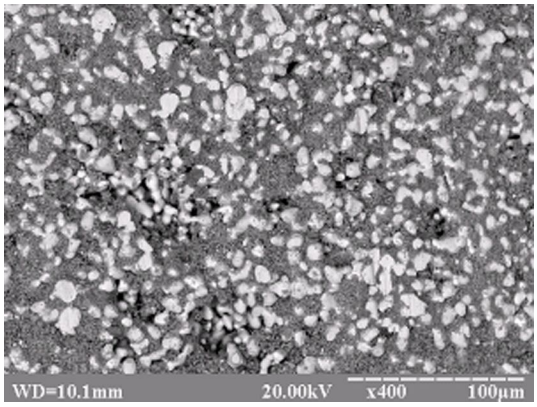


Рис. 2. Фотография образца эмиттера в отраженных электронах в масштабе 400:1 (белый цвет – вольфрам, серый – $BaHfO_3$, черный – поры)

2. Выбор расчетной области

Задача исследования эффективной теплопроводности металлопористого эмиттера двигателя решалась в двухмерном виде путем «оцифровки» фотографии реальной структуры материала.

Очевидно, что чем больше рассматриваемая модельная структура, тем больше расчетные данные по эффективной теплопроводности будут соответствовать экспериментальным результатам. С другой стороны увеличение области исследования приводит к увеличению временных затрат на создание КЭМ, а так же расчетного времени. Поэтому была выбрана сравнительно небольшая область повторяющая структуру исследуемого образца эмиттера (типичная структура). «Типичная» области выбиралась следующим образом. С помощью графического редактора Adobe Photoshop было определено количественное соотношение черного, серого и белого цветов для области с размерами 400x225 µм. Для исключения переходных цветов фотография была разбита на 3 цвета с равной оптической плотностью (процесс постеризации). При этом соотношение цветов было получено следующее – 1:4,3:2 (*) для черного, серого и белого цветов соответственно. Площадь, залитая черным цветом (поры), составила ~ 14% от всей площади фотографии, что достаточно хорошо согласовывается с расчетной пористостью исследуемого материала (16%).

Далее был выбран небольшой (80x60 µм) участок поверхности, повторяющий полученное соотношение (*). На рис. 3 – 5 представлен пошаговый путь от фотографии в отраженных электронах «типичного» участка металлопористого эмиттера к геометрической модели КЭМ.

После постеризации остается большое количество пор и фракций, размером в несколько микрон (см. рис. 4), которые были объединены в более крупные объекты (см. рис. 5).

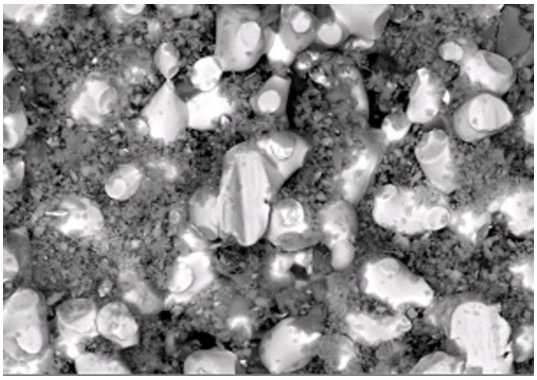


Рис. 3. Фотография «типичной» структуры эмиттера

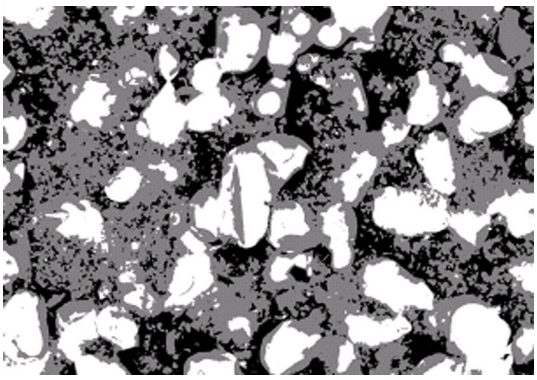


Рис. 4. Фотография «типичной» структуры после постеризации

3. Численная модель

Для определения эффективной теплопроводности металлопористого эмиттера была предложена следующая численная модель (рис. 5). Размеры LxB=80x60 µм. Принято, что стенка с температурой T1 является холодной, а с T2 – горячей.

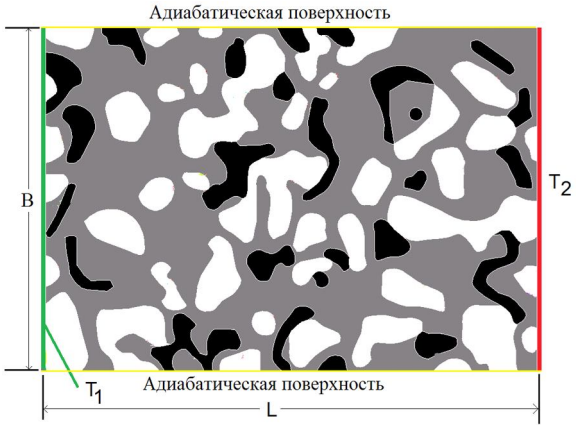


Рис. 5. Геометрическая модель КЭМ (эмиттер)

В качестве тепловых свойств вольфрама и пропитки $BaHfO_3$ были заданы зависимости коэффициентов теплопроводности λ от температуры (рис. 6) [5, 6]. В модели учитывается теплообмен излучени-

ем в порах, поэтому для вольфрама и пропитки были заданы так же степени черноты - 0,6 и 0,5 соответственно.

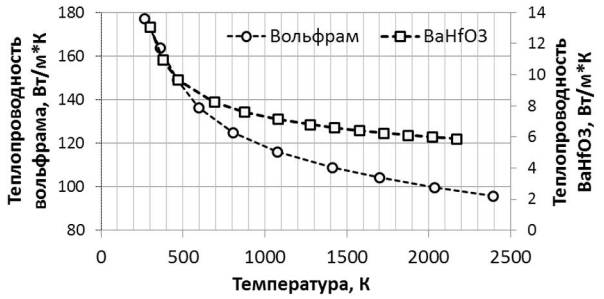


Рис. 6. Зависимость теплопроводности вольфрама и $BaHfO_3$ от температуры

Модель была разбита плоскими четырехугольными конечными элементами. Степень разбиения модели была определена несколькими пробными численными экспериментами. С одной стороны была обеспечена необходимая точность вычисления, с другой – уменьшено влияние накопления возможных расчетных ошибок.

В модели решается нестационарное уравнение теплопроводности с заданным начальным распределением температуры и стационарными граничными условиями.

В качестве граничных условий заданы температуры T1 (холодная стенка) и T2 (горячая стенка), при этом теплообмен с окружающей средой через верхнюю и нижнюю стенки отсутствует (рис. 5).

4. Уточнение численной модели

Для модели был проведен поиск оптимального количества узлов N. Критерием при этом являлась сходимость тепловых потоков на границах T1 и T2 – тепловой поток с холодной поверхности T1 должен быть равен тепловому потоку на горячую поверхность T2. Показано (рис. 7), что при увеличении N узлов выше 40000 шт. разница ΔQ не превышает 1%, минимальный характерный размер ячейки при этом составлял 0,35 μм.

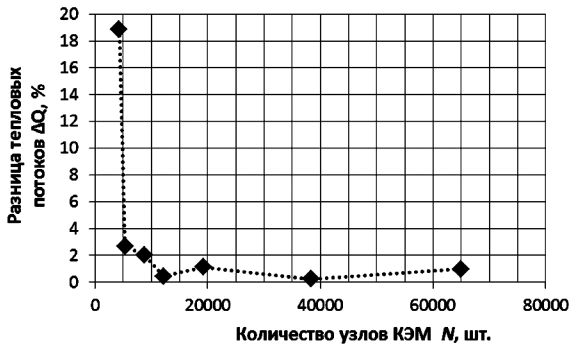


Рис. 7. Зависимость ΔQ от количества узлов

Поскольку результатом расчета является тепловой поток в каждом узле КЭМ, и в частности в узлах границ T1 и T2, то для расчета эффективной теплопроводности необходимо было вычислить интегральный тепловой поток Q через всю границу.

В системе ANSYS вывод результатов происходит в виде распределения величины вдоль линии с заданной дискретностью. Поэтому целесообразным являлось определение достаточного разбиений для обеспечения заданной точности интегрального теплового потока. На рис. 8 видно, что увеличение точек на границе эмиттера выше 200 шт. не приводит дальнейшему изменению интегрального потока Q более чем на 1%. Расчет приращения ΔQp осуществлялся по следующей формуле:

$$\Delta Q_P = \left| 100 - \frac{Q_{i-1}}{Q_i} * 100\% \right|, \qquad (1)$$

где Q_i – интегральный тепловой поток при заданном количестве точек на границе $Npoint_i$.

Интегральный тепловой поток определялся с помощью системы компьютерной алгебры Mathcad по известному алгоритму [7].

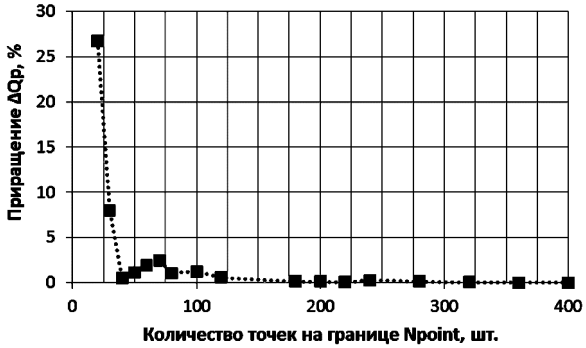


Рис. 8. Зависимость приращения ΔQp от количества точек на стенках эмиттера

5. Результаты расчетов

Эффективная теплопроводность эмиттера была рассчитана для диапазона температур 300…2200 К с шагом в 100 К. При этом принималось, что для λ_{EFFi} температуры стенок $T1_i = T_i - \Delta T$ и $T2_i = T_i + \Delta T$. Во всем диапазоне температур ΔT=50 К.

$$\lambda_{EFF} = \frac{Q/S}{T_1 - T_2/L} = \frac{Q/B \cdot 1}{T_1 - T_2/L}, \qquad (2)$$

где S – сечение через которое проходит поток ($м^2$); поскольку решается плоская задача, то сечение S равно произведению B и единицы;

L, B – длина и ширина образца эмиттера (м).

На рис. 9 представлены результаты расчета эффективной теплопроводности. Вид зависимости эффективной теплопроводности от температуры не повторяет поведение теплопроводностей вольфрама

и гафнат-бария (см. рис. 6), а имеет явно выраженный экстремум. При температуре 700 К вид зависимости λ_{EFF} меняется с монотонно убывающей на возрастающую функцию. Подобный эффект увеличения теплопроводности эмиттера может быть объяснен увеличением теплопередачи излучением. Вначале при увеличении температуры эффективная теплопроводность эмиттера уменьшается одновременно с уменьшением теплопроводности исходных компонентов эмиттера. Однако при температуре 700 К становится заметным вклад лучистого теплообмена внутри пор и тем самым компенсируется уменьшение теплопроводности вольфрама и гафнат-бария.

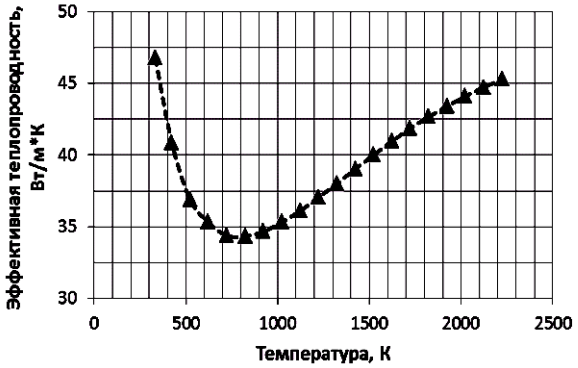


Рис. 9. Зависимость эффективной теплопроводности эмиттера от температуры

Вклад лучистого теплообмена был оценен следующим образом: эффективная теплопроводность эмиттера была представлена суммой лучистой теплопроводности λ_{RAD} и теплопроводности твердой фазы λ_{FAZ}:

$$\lambda_{EFF} = \lambda_{FAZ} + \lambda_{RAD} \qquad (3)$$

где λ_{FAZ} была рассчитана аналогично λ_{EFF} по формуле (2), но без учета теплообмена в порах.

Выразив λ_{RAD} в процентном соотношении от λ_{EFF}, был получен график, представленный на рис. 10. Видно, что при увеличении температуры увеличивается доля лучистой теплопередачи и при значительных температурах (более 2000 К) может достигать 50 % от эффективной теплопроводности эмиттера. Стоит сделать акцент на том, что при увеличении температуры уменьшается теплопроводность твердой фазы, в противном случае вклад λ_{RAD} был бы меньше и отличался бы вид кривой (рис 10).

Выводы

В результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы:

1. При увеличении температуры до 700 К эффективная теплопроводность металлопористого эмиттера уменьшается, свыше 700К - увеличивается.

2. При увеличении температуры увеличивается лучистая теплопередача в порах и вклад излучения в эффективную теплопроводность может составлять до 50%.

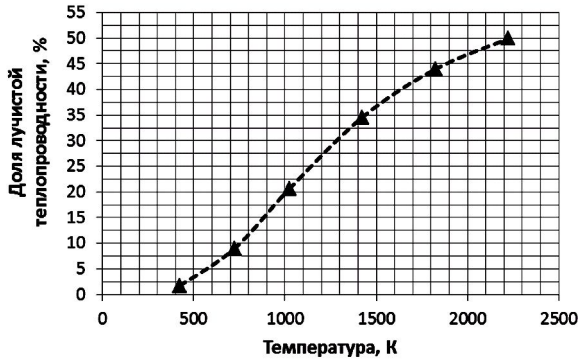


Рис. 10. Вклад радиационной теплопередачи в эффективную теплопроводность эмиттера

Перспективы дальнейших исследований

Тепловой расчет металлопористого эмиттера был выполнен с рядом упрощений и допущений. Так, не принималось во внимание изменение структуры эмиттера при его нагреве, влияние рабочей среды (ксенона) эмиттера, конвективный теплообмен в порах. Отсутствие достоверной информации по коэффициентам излучения компонентов материала эмиттера так же вносит неопределенности при расчетах. Поэтому в дальнейшем планируется учесть эти эффекты и провести экспериментальные работы.

Интересным также является определение влияния пористости, композитного состава, размеров фракций на эффективную теплопроводность эмиттеров на основе гафнат- и скандат-бариевых активных добавок.

Благодарности

Авторы выражают благодарности Н.Н. Кошелеву и Т.А. Максименко за ценные практические советы, а так же О.П. Рыбалову за помощь в приготовлении микрошлифа исследуемого образца эмиттера.

Литература

1. Результаты анализа тепловых процессов сильноточных катодов мощных ЭРД [Текст] / Г.А. Парахин, Н.Н. Кошелев, А.В. Лоян, О.П. Рыбалов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 10 (77). – С. 109-114.

2. Кошелев, Н.Н. Калориметрические измерения в полом катоде [Текст] / Н.Н. Кошелев, О.П. Рыбалов, Т.А. Максименко // Авиационно-

космическая техника и технология. – 2012. – № 7 (94). – С. 157-161.

3. Физические величины: Справочник [Текст] / А.П. Бабичев, Н.А. Бабушкина, А.М. Братковский и др. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 1232 с.

4. Васильев, Л.Л. Теплофизические свойства пористых тел [Текст] / Л.Л. Васильев, С.А. Танаева. – Минск: Наука и техника, 1971. – 265 с.

5. The Thermal Conductivity of Tungsten is an Argument [Электронный ресурс] / Режим доступа: https://dhs.stanford.edu//amusing-historical-map-features/the-thermal-conductivity-of-tungsten-is-an-argument/. – 13.08.2012 г.

6. Thermal and mechanical properties of perovskite-type barium hafnate [Text] / Takuji Maekawa, Ken Kurosaki, Shinsuke Yamanaka // Journal of Alloys and Compounds. – 2006. – Vol. 407, Is. 1–2. – P. 44–48.

7. Макаров, Е.Г. Mathcad: учебный курс [Текст] / Е.Г. Макаров. – СПб.: Питер, 2009. – 384 с.

Поступила в редакцию 03.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры А.И. Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский Авиационный Институт».

РОЗРАХУНКОВИЙ СПОСІБ ВИЗНАЧЕННЯ ЕФЕКТИВНОЇ ТЕПЛОПРОВІДНОСТІ МЕТАЛОПОРІСТИХ ЕМІТЕРІВ КАТОДІВ ЕРД

А.В. Лоян, М.Ю. Тітов, Є.П. Солонинко

У роботі представлений спосіб чисельного розрахунку ефективної теплопровідності пористих матеріалів на прикладі металопорістого вольфрам-гафнат-барієвого емітера (W-BaHfO3). Розрахунок теплопровідності здійснювався з використанням кінцево-елементного моделювання в ANSYS 11. За розрахованим в ANSYS тепловому потоку і заданим температурам кордонів була розрахована ефективна теплопровідність досліджуваного емітера в діапазоні температур 300 ... 2000 К. Виявлено збільшення ефективної теплопровідності емітера при температурах вище 700 К.

Ключові слова: теплопровідність, емітер, вольфрамова матриця, активна речовина.

ACCOUNTING METHOD FOR DETERMINATION OF EFFECTIVE THERMAL CONDUCTIVITY OF METAL-POROUS EMITTERS IN CATHODES FOR ELCTRIC PROPULSION

A.V. Loyan, M.Y. Titov, E.P. Solonynko

This paper presents a method of numerical calculation of the effective thermal conductivity of porous materials by example of metal-porous hafnate-tungsten-barium emitter (W-BaHfO3). The calculation of the thermal conductivity was performed using finite-element modeling in ANSYS 11. According to calculated heat flow in ANSYS and temperatures of model boundaries there was calculated effective thermal conductivity of the emitter in the temperature range 300 ... 2000 K. It was revealed that at the temperature of 700 K the effective thermal conductivity of the emitter begins to increase with increasing temperature.

Key words: thermal conductivity, emitter, tungsten matrix, active material.

Лоян Андрей Витальевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. кафедры 401 Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: a.loyan@khai.edu.

Титов Максим Юрьевич – инженер каф. 401 Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: titov@d4.khai.edu.

Солонинко Евгений Павлович – аспирант каф. 401 Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: solonynkoyevgen@gmail.com

УДК 533.9.07

С.Ю. НЕСТЕРЕНКО, Ш. РОШАНПУР

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

СИСТЕМА УРАВНЕНИЙ МОМЕНТОВ ФУНКЦИИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ЧАСТИЦ ПО СКОРОСТЯМ В РАЗРЕЖЕННОЙ СРЕДЕ ИНДУКЦИОННЫХ ИСТОЧНИКОВ ПЛАЗМЫ, ЭЛЕКТРОНОВ И ИОНОВ

Названы основные отличия между процессами в разреженной среде электроракетных двигателей по сравнению с плотными газами в других реактивных двигателях. Показана необходимость описания процессов с более полным набором переменных и уравнений. Приведена общая форма записи уравнения момента произвольного порядка функции распределения по скоростям. Показана принципиальная невозможность получения замкнутой системы уравнений и необходимость внесения предположений той или иной силы для ее приближенного замыкания. Показано несоответствие принятых в рамках метода локального термодинамического равновесия способов приближенного замыкания системы условиям предельно разреженной среды в электроракетных устройствах. Записана более детальная форма уравнений для сильно неравновесной среды.

Ключевые слова: *функция распределения, уравнения моментов, неравновесный газ*

Введение

Особенностью процессов в электроракетных двигателях (ЭРД) по сравнению с воздушно-реактивными или жидкостными ракетными двигателями является разреженность рабочей среды. Длины свободных пробегов относительно всех процессов в объеме превосходят размеры разрядного объема, что приводит к двум основным, требующим учета, отличиям по сравнению с двигателями с большим давлением рабочей среды:

– преобладанием взаимодействия частиц с поверхностями или потенциальным слоем на границе плазмы с поверхностями или окружающей средой;

– термодинамической неравновесностью компонент, а значит необходимостью описания с использованием большего количества параметров и большего количества уравнений с более детальной, чем в применении к плотным средам, записью как самих уравнений, так и граничных условий к ним.

В данной работе сформулирована система уравнений моментов функции распределения вплоть до момента третьего порядка, которая может использоваться при построении математических моделей процессов в ЭРД.

1. Уравнение момента функции распределения произвольного порядка

Основными газодинамическими параметрами любой компоненты α в плазме являются концентрация n_α, среднемассовая скорость $\vec{V}_\alpha$ и температура T_α. Соответственно, для отыскания названных параметров требуется система уравнений с числом уравнений, совпадающим с числом неизвестных.

Основой для вывода таких уравнений является кинетическое уравнение компоненты [1]:

$$\frac{\partial f(t,\vec{r},\vec{v})}{\partial t}+\nabla\cdot\left(f(t,\vec{r},\vec{v})\vec{v}\right)+ +\frac{1}{m}\nabla_v\cdot\left(f(t,\vec{r},\vec{v})\vec{F}(\vec{r},\vec{v})\right)=\frac{\delta f(t,\vec{r},\vec{v})}{\delta t}, \qquad (1)$$

где $f(t,\vec{r},\vec{v})$ – функция распределения частиц по скоростям;

$\vec{F}(\vec{r},\vec{v})$ – сила внешнего поля, действующая на частицу;

$\frac{\delta f(t,\vec{r},\vec{v})}{\delta t}$ – интеграл столкновений – изменение функции распределения в единицу времени в результате столкновений;

∇, ∇_v – операторы Гамильтона в пространстве координат и в пространстве скоростей:

$$\nabla=\sum_n i_n\frac{\partial}{\partial x_n}, \qquad \nabla_v=\sum_n i_n\frac{\partial}{\partial v_n}. \qquad (2)$$

Для записи уравнений моментов функции распределения введем сначала понятие *момента скорости* ранга n:

$$\mathbf{m}_\alpha^{[n]}(\vec{v})=m_\alpha\underbrace{\vec{v}\vec{v}...\vec{v}}_{n}=m_\alpha\vec{v}^{\lceil n\rceil}. \qquad (3)$$

Например:

© С.Ю. Нестеренко, Ш. Рошанпур

- момент скорости *нулевого* ранга есть тензор нулевого ранга (скаляр):

$$\mathbf{m}_\alpha^{[0]}(\vec{v}) = m_\alpha \qquad (4)$$

и представляет собой массу частицы;

- момент скорости первого ранга есть тензор первого ранга (вектор):

$$\mathbf{m}_\alpha^{[1]}(\vec{v}) = m_\alpha \vec{v} \qquad (5)$$

и представляет собой импульс частицы;

- момент скорости второго ранга есть тензор второго ранга:

$$\mathbf{m}_\alpha^{[n]}(\vec{v}) = m_\alpha \vec{v}\,\vec{v} = \begin{vmatrix} m_\alpha v_x^2 & m_\alpha v_x v_y & m_\alpha v_x v_z \\ m_\alpha v_y v_x & m_\alpha v_y^2 & m_\alpha v_y v_z \\ m_\alpha v_z v_x & m_\alpha v_z v_y & m_\alpha v_z^2 \end{vmatrix}, \qquad (6)$$

не имеющий специального названия в механике, но связанный с энергией частицы – половина следа (суммы диагональных компонент) этого тензора равна кинетической энергии:

$$\varepsilon = \frac{1}{2}\mathrm{Tr}\,\mathbf{m}_\alpha^{[n]}(\vec{v}) = \frac{m_\alpha\left(v_x^2 + v_y^2 + v_z^2\right)}{2}. \qquad (7)$$

Моментом n-го ранга функции распределения $\mathbf{M}_\alpha^{[n]}$ [1] называют интеграл вида:

$$\mathbf{M}_\alpha^{[n]} = \int f_\alpha(\vec{v})\,\mathbf{m}_\alpha^{[n]}(\vec{v})\,d\vec{v}. \qquad (8)$$

В данном случае момент 0-го ранга представляет собой плотность массы, момент 1-го ранга – плотность импульса, момент 2-ранга – плотность потока импульса. Здесь и в приведенных ниже уравнениях мы опускаем символы зависимости от координат и времени. Чтобы получить уравнение изменения во времени момента $\mathbf{M}_\alpha^{[n]}$, умножим обе части кинетического уравнения (1) на $\mathbf{m}_\alpha^{[n]}(\vec{v})$ и проинтегрируем по всем значениям скорости:

$$\int \frac{\partial f_\alpha(\vec{v})}{\partial t}\mathbf{m}_\alpha^{[n]}(\vec{v})\,d\vec{v} + \int \nabla\cdot\left(f_\alpha(\vec{v})\vec{v}\right)\mathbf{m}_\alpha^{[n]}(\vec{v})\,d\vec{v} + \frac{q_\alpha}{m_\alpha}\int \nabla_v\cdot\left(f_\alpha(\vec{v})\left(\vec{E} + \vec{v}\times\vec{B}\right)\right)\mathbf{m}_\alpha^{[n]}(\vec{v})\,d\vec{v} = \int \frac{\delta f_\alpha(\vec{v})}{\delta t}\mathbf{m}_\alpha^{[n]}(\vec{v})\,d\vec{v}. \qquad (9)$$

Интегрирование в (9) приводит к уравнению:

$$\frac{\partial \mathbf{M}_\alpha^{[n]}}{\partial t} + \nabla\cdot\mathbf{M}_\alpha^{[n+1]} - n\frac{q_\alpha}{m_\alpha}\overline{\mathbf{M}_\alpha^{[n-1]}\vec{E} + \mathbf{M}_\alpha^{[n]}\times\vec{B}} = \frac{\delta \mathbf{M}_\alpha^{[n]}}{\delta t}, \qquad (10)$$

где $\frac{\delta \mathbf{M}_\alpha^{[n]}}{\delta t}$ – изменение момента $\mathbf{M}_\alpha^{[n]}$ в единицу времени в результате столкновений.

Символ $\overline{\mathbf{A}^{[n]}}$ в (1.23), (1.24) означает симметричный тензор, образованный из тензора $A^{[n]}$ с помощью операции симметрии:

$$\overline{\mathbf{A}^{[n]}} = \frac{1}{n!}\sum \mathbf{A}^{[n]*}, \qquad (11)$$

где $\sum \mathbf{A}^{[n]*}$ – сумма исходного тензора $\mathbf{A}^{[n]}$ и всех тензоров, получаемых путем перестановки индексов его компонент.

Например, для тензора второго ранга имеем:

$$\left(\overline{\mathbf{A}}\right)^{(mn)} = \frac{1}{2}\left(A^{(mn)} + A^{(nm)}\right), \qquad (12)$$

а для тензора третьего ранга:

$$\left(\overline{\mathbf{A}}\right)^{(kmn)} = \frac{1}{6}\left(A^{(kmn)} + A^{(knm)} + A^{(mkn)} + A^{(nkm)} + A^{(mnk)} + A^{(nmk)}\right) \text{ и т.д.} \qquad (13)$$

Уравнение (10) представляет собой общую форму уравнения момента функции распределения произвольного порядка.

2. Искусственно-замкнутые системы

Момент функции распределения нулевого порядка есть плотность массы. При n=0 в (10) имеем уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho_{M\alpha}}{\partial t} + \nabla\cdot\vec{p}_\alpha^{(V)} = \frac{\delta \rho_{M\alpha}}{\delta t}, \qquad (14)$$

где $\rho_{M\alpha}$ – плотность массы компоненты.

Кроме искомой плотности массы уравнение неразрывности содержит также плотность импульса $\vec{p}_\alpha^{(V)}$, численно тождественную плотности потока массы – момент первого порядка функции распределения. При n=1 в (10) имеем уравнение движения:

$$\frac{\partial \vec{p}_\alpha^{(V)}}{\partial t} + \nabla\cdot\mathbf{\Pi}_\alpha - \frac{q_\alpha}{m_\alpha}\left(m_\alpha n_\alpha \vec{E} + \vec{p}_\alpha^{(V)}\times\vec{B}\right) = \frac{\delta \vec{p}_\alpha^{(V)}}{\delta t}. \qquad (15)$$

Кроме искомой плотности импульса уравнение движения содержит также плотность потока импульса $\mathbf{\Pi}_\alpha$ (кинетический тензор) – момент второго порядка. При n = 2 в (10) имеем уравнение потока

импульса:

$$\frac{\partial \mathbf{\Pi}_\alpha}{\partial t} + \nabla \cdot \mathbf{Q}_\alpha - \overline{-2\frac{q_\alpha}{m_\alpha}\left(\vec{p}_\alpha^{(V)}\vec{E} + \mathbf{\Pi}_\alpha \times \vec{B}\right)} = \frac{\delta \mathbf{\Pi}_\alpha}{\delta t}. \qquad (16)$$

Кроме искомой плотности потока импульса уравнение потока импульса содержит также не имеющий специального названия третий момент функции распределения $\mathbf{Q}_\alpha$. При этом в соответствии с (7) сумма диагональных компонент (16) представляет собой уравнение энергии:

$$\frac{\partial \varepsilon_\alpha^{(V)}}{\partial t} + \nabla \cdot \vec{q}_\alpha - q_\alpha n_\alpha \vec{V}_\alpha \cdot \vec{E} = \frac{\delta \varepsilon_\alpha^{(V)}}{\delta t}, \qquad (17)$$

где $\vec{q}_\alpha$ – плотность потока энергии компоненты:

$$\vec{q}_\alpha = \frac{1}{2}\sum_{mn} i_m Q_\alpha^{(mnn)}. \qquad (18)$$

Система уравнений моментов функции распределения оказывается принципиально не замкнутой и может использоваться в решении задач, только будучи замкнутой приближенно. При этом существуют разные степени приближения, в которых такое описание возможно.

Представленные в приведенных выше уравнениях величины могут быть выражены через их значения в сопутствующей системе координат, в которой в данный момент в данной точке среднемассовая скорость компоненты равна нулю:

$$\mathbf{\Pi}_\alpha = m_\alpha n_\alpha \vec{V}_\alpha \vec{V}_\alpha + \mathbf{P}_\alpha, \qquad (19)$$

$$\mathbf{Q}_\alpha = m_\alpha n_\alpha \vec{V}_\alpha \vec{V}_\alpha \vec{V}_\alpha + 3\overline{\vec{V}_\alpha \mathbf{P}_\alpha} + \mathbf{G}_\alpha, \qquad (20)$$

где $\mathbf{P}_\alpha$ – тензор давления компоненты;

$\mathbf{G}_\alpha$ – третий статический момент (называем его далее условно "потоком давления"), равный моменту $\mathbf{Q}_\alpha$ в сопутствующей системе координат.

При этом вместо уравнений потока импульса (16) можно использовать уравнение давления:

$$\frac{\partial \mathbf{P}_\alpha}{\partial t} + \nabla \cdot \left(\vec{V}_\alpha \mathbf{P}_\alpha + \mathbf{G}_\alpha\right) + \overline{+2\left(\mathbf{P}_\alpha \cdot \nabla \vec{V}_\alpha - \frac{q_\alpha}{m_\alpha}\mathbf{P}_\alpha \times \vec{B}\right)} = \frac{\delta \mathbf{P}_\alpha}{\delta t}, \qquad (21)$$

дополняя его уравнением потока давления:

$$\frac{\partial \mathbf{G}_\alpha}{\partial t} + \nabla \cdot \left(\vec{V}_\alpha \mathbf{G}_\alpha + \mathbf{W}_\alpha\right) + \overline{+3\left(\mathbf{G}_\alpha \cdot \nabla \vec{V}_\alpha - \frac{q_\alpha}{m_\alpha}\mathbf{G}_\alpha \times \vec{B} + \frac{\mathbf{P}_\alpha \nabla \cdot \mathbf{P}_\alpha}{m_\alpha n_\alpha}\right)} = \frac{\delta \mathbf{G}_\alpha}{\delta t}, \qquad (22)$$

где $\mathbf{W}_\alpha$ – не имеющий специального названия четвертый статический момент.

Как уже было сказано, система уравнений моментов функции распределения может быть замкнута только приближенно.

Известны нулевое и первое приближения метода локального термодинамического равновесия (ЛТР) [1].

В нулевом приближении ЛТР для предельно плотных сред распределения считается абсолютно равновесным. При этом давление $\mathbf{P}_\alpha$ вырождается в скаляр с нулевыми не диагональными и равными друг другу диагональными компонентами, а поток давления $\mathbf{G}_\alpha$ равен нулю, и замкнутой оказывается система уравнений неразрывности, движения и энергии.

В первом приближении ЛТР для умеренно плотных сред тензорность давления учитывается, но с использованием известной записи, содержащей только производные проекций скорости по проекциям координаты и слагаемое, соответствующее релаксации вязкости в столкновениях – вновь достаточным оказывается использование уравнения энергии вместо уравнения давления, а для величины теплопроводности – использование записи, содержащей только градиент температуры и слагаемое, соответствующее релаксации теплопроводности в столкновениях.

В отношении же к разреженным средам в ЭРД оба уровня приближений ЛТР неприемлемы. Использоваться должна система уравнений неразрывности, движения, давления и потока давления. При этом приближенное замыкание системы возможно с учетом того, что даже при равновесном распределении четвертый статический момент $\mathbf{W}_\alpha$ имеет ненулевое значение:

$$\mathbf{W}_\alpha = 3\overline{\frac{\mathbf{P}_\alpha \mathbf{P}_\alpha}{m_\alpha n_\alpha}}. \qquad (23)$$

Обобщая приближенно (23) и на неравновесное распределение и подставляя его в (22), можно получить форму уравнения потока давления

$$\frac{\partial \mathbf{G}_\alpha}{\partial t} + \nabla \cdot \left(\vec{V}_\alpha \mathbf{G}_\alpha\right) + \overline{+3\left(\mathbf{G}_\alpha \cdot \nabla \vec{V}_\alpha - \frac{q_\alpha}{m_\alpha}\mathbf{G}_\alpha \times \vec{B} - \frac{\mathbf{P}_\alpha}{m_\alpha} \cdot \nabla\left(\frac{\mathbf{P}_\alpha}{n_\alpha}\right)\right)} = \frac{\delta \mathbf{G}_\alpha}{\delta t}, \qquad (24)$$

не содержащую уже новых неизвестных.

Приведенные уравнения содержат запись тензора вязкости и вектора теплопроводности в качест-

ве частных случаев: первое слагаемое во второй строке и правая часть (21) и последнее слагаемое левой части и правая часть (23).

Выводы

Записана система уравнений моментов функции распределения частиц по скоростям на уровне детальности, позволяющем описать неравновесный перенос импульса и энергии частиц в разреженной среде ЭРД. Нестационарная форма уравнений позволяет, в том числе, моделировать процессы в индукционных ВЧ-устройствах в области ЭРД.

Уравнение давления (21) представлено в работе [2], но без каких-либо рекомендаций к отысканию "потока давления" $\mathbf{G}_\alpha$. Уравнение потока давления (22) и позволяющая в предположении (23) замкнуть систему уравнений моментов форма (24) получены в данной работе.

Литература

1. Нестеренко, С.Ю. Электрогазодинамика: консп. лекц. [Электронный ресурс] / С.Ю. Нестеренко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2012. – 216 с. – Режим доступа: http://library.khai.edu. – 12.05.2013 г.

2. Росси, Б. Введение в физику космического пространства [Текст] / Б. Росси, С. Ольберт. – М.: Атомиздат, 1974. – 392 с.

Поступила в редакцию 12.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры А.И. Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", Харьков.

СИСТЕМА РІВНЯНЬ ФУНКЦІЇ РОЗПОДІЛУ ЧАСТИНОК ЗА ШВИДКОСТЯМИ У РОЗРІДЖЕНОМУ СЕРЕДОВИЩІ ІНДУКЦІЙНИХ ДЖЕРЕЛ ПЛАЗМИ, ЕЛЕКТРОНІВ ТА ІОНІВ

С.Ю. Нестеренко, Ш. Рошаннур

Названо основні відмінності між процесами у розрідженому середовища електроракетних двигунів порівняно із щільними газами в інших реактивних двигунах. Показано необхідність описання процесів з більш повним набором змінних і рівнянь. Наведено загальну форму запису рівнянь моменту довільного порядку функції розподілу за швидкостями. Показано принципову неможливість отримання замкненої системи рівнянь і необхідність внесення припущень тої чи іншої сили для її наближеного замикання. Показано невідповідність прийнятих в рамках методу локальної термодинамічної рівноваги способів наближеного замикання системи рівнянь умовам гранично розрідженого середовища в електроракетних пристроях. Записано більш детальну форму рівнянь для сильно розрідженого середовища.

Ключові слова: функція розподілу, рівняння моментів, нерівноважний газ.

PARTICLES VELOCITY DISTRIBUTION FUNCTION MOMENTS EQUATIONS SET IN RARIFIED MEDIUM OF INDUCTIVE SOURCES OF PLASMA, ELECTRONS AND IONS

S.Yu. Nesterenko, Sh. Roshanpour

The basic differences are named between the processes in rarefied environment of electric propulsion thrusters in comparison with dense gases in other jet engines. The necessity of the of processes description with more complete set of variables and equations is shown. General form of arbitrary order moment of velocity distribution function is represented. Principal impossibility is shown to get the closed equations set as well as the necessity to input of the suppositions of different level for approximate closing of set. It is shown the nonconformance of usual in local thermal dynamics equilibrium ways of equation set approximate closing to the conditions of extremely rarified medium in electric propulsion devices. More detailed form of equations is written for much rarified medium.

Key words: distribution function, moments equations, non-equilibrium gas.

Нестеренко Сергей Юрьевич – канд. техн. наук, доцент кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: thrust@d4.khai.edu.

Рошаннур Шахрам – аспирант кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sh.roshan2002@gmail.com.

УДК 621.165

В.Н. ГОЛОЩАПОВ, Ю.П. АНТИПЦЕВ, О.В. КОТУЛЬСКАЯ, Т.Н. ПАРАМОНОВА

Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков

СОЗДАНИЕ ПИКОВОЙ МОЩНОСТИ НА ОСНОВЕ ЭКСПЛУАТИРУЕМЫХ ЭНЕРГОБЛОКОВ ТЭС

Рассмотрены способы получения пиковой мощности с использованием высокотемпературной паровой надстройки в виде пиковой турбины. Выбран рациональный вариант высокотемпературной пиковой турбины с начальной температурой пара 650 °С и выполнена конструктивная проработка системы парового охлаждения ее первых двух ступеней. Определены газодинамические и интегральные характеристики проточной части при оптимальной частоте вращения ротора. Проведено расчетное исследование по определению геометрических характеристик пиковой турбины и выбору вида реактивности проточной части.

Ключевые слова: *турбина, пиковая мощность, паровое охлаждение, конструктивная проработка, расчетное исследование*

Введение

Энергоблоки ТЭС, которые входят в Объединенную энергетическую систему Украины (ОЭС), работают по графикам-заданиям энергорынка. На сегодняшний день время работы их на номинальных параметрах составляет 5-7 % от общего времени эксплуатации. Основная часть рабочего времени энергоблоков приходится на переменную область графиков, т.е. это пиковая и полупиковая нагрузка, достигающая 30-40 % от максимальной при продолжительности работы 16-17 час в сутки.

Для урегулирования переменной части графика нагрузок ОЭС необходимы резервные мощности в виде турбоагрегатов, которые могут достаточно быстро вырабатывать пиковые и полупиковые нагрузки, являются высокоманевренными и имеют возможность проводить несколько пусков и остановов в течение суток.

1. Предпосылки к созданию пиковой турбины

Для обеспечения пиковой мощности в ОЭС Украины предложен способ [1], заключающийся в создании для базовой турбины К-300-240-2 производства ОАО «Турбоатом» надстройки в виде высокотемпературной паровой пиковой турбины с генератором, в которую подается пар из двух отборов цилиндра высокого давления. После срабатывания теплоперепада перегретый пар из пиковой турбины поступает в часть низкого давления базовой турбины, что позволяет получить дополнительную мощность на генератор базовой турбины.

Параметры пара перед пиковой турбиной определяются разделительным давлением между цилиндрами высокого и среднего давлений и температурой перегрева пара на входе в турбину. Перегрев пара производится в базовом котле с помощью основного или дополнительного промежуточного перегревателя пара, а также может быть осуществлен в дополнительном котле-пароперегревателе.

Рассмотренные варианты конструктивного исполнения пиковой турбины при температуре пара на входе, равной 540-565 °С, 650 °С и 800 °С [2], позволили выделить особенности исполнения каждого из них.

Пиковая турбина с облопачиванием активного типа и начальной температурой 540-565 °С, четырехступенчатая, с частотой вращения цельнокованого ротора $\omega = 100\ с^{-1}$ (6000 об/мин), обеспечивает пиковую мощность на валу 24253 кВт (при расходе, эквивалентном расходу в I и II отбор ЦВД и равном 147 т/ч). Мощность, дополнительно вырабатываемая ЦНД, при увеличении расхода составляет 18,0 МВт и, соответственно, общая пиковая мощность при номинальном режиме работы блока – 42,25 МВт. Поступающий в нее пар перегревается в пароперегревателе базового котла до принятой температуры базового блока.

Пиковая турбина с активным типом облопачивания, температурой пара на входе 650 °С и $\omega = 100\ с^{-1}$ при КПД на венце $\eta_u = 0{,}87$ в номинальном режиме работы блока ($G_{отб} = 147$ т/ч) позволяет получить на базовом блоке дополнительную пиковую мощность 34 МВт. Турбина, при использовании освоенных в турбиностроении сталей, требует разработки системы парового охлаждения первых двух ступеней.

© В.Н. Голощапов, Ю.П. Антипцев, О.В. Котульская, Т.Н. Парамонова

Численное исследование перспективных пиковых турбин с температурой пара на входе 800 °С, как активного, так и реактивного типа, проведенное в диапазоне изменения частоты вращения ротора от 50 до 150 $с^{-1}$, показало, что окружной КПД турбины η_u снижается по сравнению с турбинами, у которых температура пара на входе составляет 540 °С и 650 °С [3]. Несмотря на снижение КПД на венцах ступеней, общая мощность базовой турбины возрастает примерно на 10 МВт, что обусловлено значительным увеличением теплоперепада, срабатываемого в турбине.

Учитывая режим работы пиковой турбины, а именно – после быстрого набора оборотов и набора мощности работа на протяжении 2-х часов утром и 4-х часов вечером при постоянной нагрузке – в турбинах предполагается использование дроссельного регулирования высоконагруженных ступеней давления. Это позволяет отказаться от регулирующей ступени и минимизировать число ступеней.

2. Конструкция системы подвода охлаждающего пара в пиковой турбине

Проработки по созданию пиковой турбины на начальную температуру 650 °С можно рассматривать как предпосылки к созданию нового высокотемпературного оборудования.

Повышение температуры пара на входе в пиковую турбину поставило вопрос о выборе материалов для ее высокотемпературной части:

– переход к использованию сталей аустерлитного класса, работоспособность которых в основных элементах турбины не подтверждена опытом эксплуатации таких турбин;

– использование широко применяемых в турбиностроении на протяжении последних 40 лет низколегированных сталей перлитного класса с предельно допустимым диапазоном температур до 550-570 °С.

В 1962-1965 годах Харьковский турбинный завод спроектировал два варианта предвключенной противодавленческой турбины СКР-100 на суперкритические параметры пара: давление 300 $кгс/см^2$ (~30,0 МПа), температура свежего пара 650 °С. При этом в первом варианте использовались стали аустерлитного класса, а во втором – перлитного класса и применялась развитая система охлаждения ротора и статора паром с более низкой температурой [4].

Второй вариант проекта был реализован в металле и эксплуатировался на Каширской ТЭС, наработав ~40 тысяч часов. За время эксплуатации система охлаждения показала достаточно высокую эффективность.

Основываясь на опыте ОАО «Турбоатом», была разработана конструкции пиковой турбины с начальной температурой пара 650 °С и с системой парового охлаждения высокотемпературной части ротора и статора. При этом охлаждаются элементы, работающие в диапазоне температур 540-650 °С, при более низкой температуре пара в проточной части возможно использование неохлаждаемых конструкций ступеней, хорошо зарекомендовавших себя в эксплуатируемых турбинах ТЭС на сверхкритические параметры.

Для понижения температуры дисков ротора, направляющих лопаток сопловых аппаратов 1-й и 2-й ступени, входного патрубка турбины и пароподводящей вставки на входе в патрубок система охлаждения должна быть разветвленной с комбинированным охлаждением элементов проточной части, включая организацию тепловых завес для лопаточных аппаратов. Каждая ветвь системы охлаждения должна быть отрегулирована по расходу, необходимому для достижения заданного уровня температур.

Параметры такой пиковой турбины и ее характеристики позволяют рассматривать возможность ее работы в дневное и ночное время в режиме компенсатора реактивной мощности энергосистемы, что дает возможность обеспечивать высокое тепловое состояние и производить набор мощности за весьма короткий промежуток времени.

Подвод пара в систему охлаждения производится из двух сегментов коллектора, в который поступает заранее подготовленный пар с заданными параметрами. Обеспечение параметров пара (давление 3,5 МПа и температура $T_{охл}$ = 450 °С) достигается смешиванием пара из I отбора ЦВД ($T_{отб}$ = 350 °С) или из II отбора ЦВД ($T_{отб}$ = 320 °С) и из нитки горячего промперегрева ($T_{пп}$ = 540 °С) до получения необходимой температуры с учетом баланса по необходимому расходу в систему охлаждения.

Конструктивно система охлаждения элементов проточной части турбины выполнена в виде отверстий, являющихся дросселями для задания расхода охлаждающего пара в каждом сегменте. Расход пара определяется диаметром и числом отверстий, кольцевых щелей, осерадиальных уплотнений, регулирующих расход пара, отводимого в проточную часть для организации тепловой завесы на рабочих лопатках 1-й ступени а также переднего концевого уплотнения.

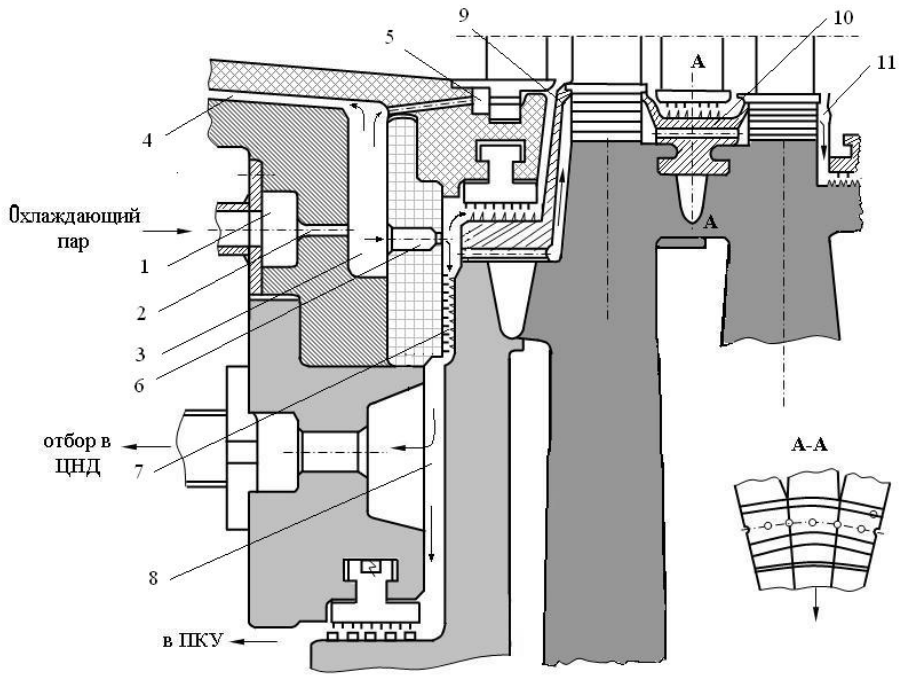


Рис. 1. Конструкция системы охлаждения сварного ротора

Из коллектора труоками с внутренним диаметром d = 20 мм пар поступает в кольцевую выточку 1 (рис. 1) глубиной 20 мм и шириной 40 мм, при растекании по которой происходит выравнивание давления. Из кольцевой выточки пар через систему цилиндрических отверстий 2, количество и диаметр которых согласуются с расходом пара в систему охлаждения, поступает в кольцевую полость 3 между наружным корпусом и кольцевой обоймой, установленной во внутреннем корпусе.

В полости 3 происходит выравнивание давления и распределение расхода пара в трех направления: пар, охлаждающий внутренний корпус 4; пар, охлаждающий корневую часть соплового аппарата 5; пар, охлаждающий ротор турбины и переднее концевое уплотнение 6.

Конструкция сварного ротора не позволяет уменьшить осевое усилие на диск 1-й ступени и использовать думмис для разгрузки (подобно роторам реактивных турбин). Поэтому для снижения осевого усилия на торцевой поверхности привариваемого переднего хвостовика выполняется осерадиальное уплотнение 7, полость за которым соединяется с отводящим паропроводом за выходным патрубком пиковой турбины с давлением близким к разделительному давлению между ЦСД и ЦНД базовой турбины. Давление в кольцевой полости 8 при расчете системы охлаждения может быть принято равным 0,3 МПа. Это же давление является исходным для расчета переднего кольцевого уплотнения.

Охлаждение рабочих лопаток 1-й и 2-й ступени ротора производится продувкой охлаждающего пара через монтажные зазоры хвостовиков лопаток. Для подвода к ним пара используются передний дефлектор 9, устанавливаемый на цилиндрическом выступе диска 1-й ступени и образующей кольцевую полость, и задний дефлектор, набираемый из элементов с Т-образными хвостовиками 10. Прохождение охлаждающего пара через дефлекторы обеспечивается цилиндрическими отверстиями – дросселями. Выход охлаждающего пара из монтажных зазоров рабочих лопаток 2-й ступени производится в межступенчатый зазор 11 между 2-й и 3-й ступенью.

Пространство (кольцевой зазор) между наружным и внутренним корпусами 4 служит для прохода охлаждающего пара, необходимого для охлаждения статорной части пиковой турбины и отсечки тепла от элементов проточной части к наружному корпусу (рис. 2). Пар отбирается для охлаждения соплового аппарата 1-й ступени продувкой через хвостовики лопаток 12 с выходом в надбандажное уплотнение осерадиального типа (тепловая завеса в периферийной части рабочей лопатки 1-й ступени) и проточную часть (тепловая завеса лопаток направляющего аппарата 2-й ступени).

Охлаждение подводящего паропровода в месте его входа в корпус пиковой турбины организовано вводом охлаждающего пара в полость между внутренней вставкой и патрубком наружного корпуса. При необходимости для охлаждения входной части паропровода возможна организация отбора части охлаждающего пара из межкорпусного зазора.

Для снижения лучистой составляющей теплообмена в этой части паропровода предусмотрен тонкий экран из нержавеющей стали, обеспечивающий работоспособность конструкции 13.

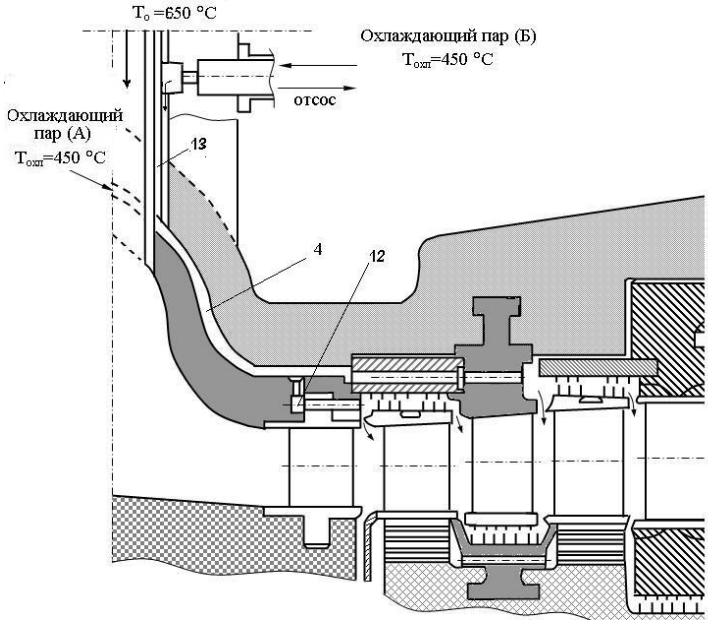


Рис. 2. Конструкция системы охлаждения элементов статора

3. Термогазодинамические параметры проточной части пиковой турбины

Анализ тепловой схемы энергоустановки К-300-240-2 ОАО «Турбоатом» позволил принять для определения основных характеристик пиковой турбины, как высокотемпературной надстройки базовой турбины, следующие параметры:

– давление на входе в пиковую турбину (за регулирующими клапанами) P_0 = 2,94 МПа;

– температура на входе T_0 = 650 °С;

– давление на выходе из пиковой турбины $P_к$ = 0,294 МПа;

– расход пара G = 52,6 кг/с .

Учитывая специфику проектируемой пиковой турбины, целесообразно рассмотреть два варианта проточной части:

– с активной проточной частью при степени реактивности на первых ступенях 0,2;

– с реактивной проточной частью при степени реактивности по ступеням 0,5.

Для определения размеров лопаточных аппаратов проточной части было проведено расчетное исследование термогазодинамических и кинематических параметров первой и последней ступеней турбины с учетом допустимого срабатываемого теплоперепада по методике, изложенной в [5].

Исходя из опыта проектирования высоконагруженных ступеней, задаются значения располагаемого теплоперепада на ступень и определяется средний диаметр $d_{ср}$ первой ступени в зависимости от частоты вращения ротора пиковой турбины по формуле А.В. Щегляева [6]

$$h_0 = 12,3 \cdot K_0 \cdot \frac{d_{ср}^2}{\left(\frac{U}{C_0}\right)^2} \cdot \left(\frac{n}{50}\right)^2,$$

где K_0 – коэффициент пропорциональности. Для первой ступени K_0 = 1, для промежуточных ступеней K_0 = 0,92-0,96; U/C_0 – характеристическое отношение. Для 1-й ступени при активной проточной части U/C_0 = 0,52, при реактивной – U/C_0 = 0,69.

Полученное значение $d_{ср}$ принимается постоянным для всей проточной части и позволяет вычислить высоту сопловой решетки 1-й ступени по зависимости

$$l_c = \frac{G \cdot v_{1т}}{20 \cdot n \cdot d_{ср}^2 \cdot tg\alpha_{1эф} \left(1-\rho\right)},$$

где G – расход пара через ступень;

$v_{1т}$ – теоретический удельный объем пара за соплом;

n – число оборотов ротора;

$\alpha_{1эф}$ – геометрический (эффективный) угол выхода из соплового аппарата;

ρ – степень реактивности ступени на среднем диаметре.

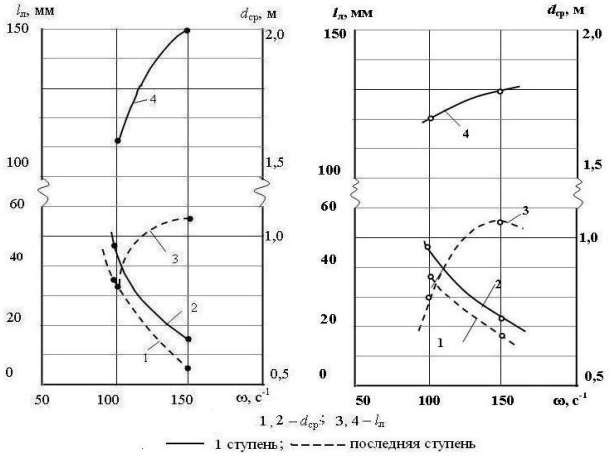
Длина направляющей лопатки последней ступени (п.с.) при постоянной частоте вращения и принятой степени реактивности определяется из соотношения

$$\left(l_2 \cdot d_{ср}\right)_{п.с.} = \left(l_2 \cdot d_{ср}\right)_{1ст} \cdot \frac{\left(v_{2t}\right)_{п.с.}}{\left(v_{2t}\right)_{1\ ст}}.$$

Значения $\left(v_{2t}\right)_{1\ ст}$ и $\left(v_{2t}\right)_{п.с.}$ принимаются в соответствии с протеканием изоэнтропного процесса, для чего используются таблицы водяного пара [7].

Анализ изменения средних диаметров и длин лопаток первой и последней ступени позволяет для дальнейшей проработки принять частоты вращения ротора 100 и 150 $с^{-1}$, которые достаточно широко распространены при проектировании турбин мощностью до 30 МВт [5].

Как видно из рис. 3, для проточной части с активным облопачиванием с ростом частоты вращения средние диаметры первой и последней ступеней уменьшаются. Высота лопаток 1-й и последней ступени с повышением частоты вращения ротора растет более интенсивно для 1-й ступени реактивного типа и менее – для активного типа. При этом отметим, что длина рабочей лопатки последней ступени активной турбины короче по сравнению с реактивной турбиной при той же частоте вращения, что немаловажно с точки зрения напряжений растяжения в корне наиболее нагруженных лопаток последних ступеней.



а б

Рис. 3. Геометрические размеры 1-й и последней ступеней турбины активного (а) и реактивного (б) типа при температуре пара на входе T_0 = 650 °С

Приняв на основе выполненного расчета первой и последней ступеней проточной части геометрические размеры и изменение характеристического числа U/C_0, производится разбивка теплоперепадов по ступеням [6] и, исходя из условий плавности – поступенчатый расчет проточной части пиковой турбины активного и реактивного типа.

Максимальный КПД активной и реактивной турбин при ω= 100 $с^{-1}$ и ω= 150 $с^{-1}$ совпадают достаточно близко (рис. 4), а мощности практически одинаковы (рис. 5), но в случае активной турбины мощность N = 34364 кВт достигается при количестве ступеней равном пяти, в то время как в варианте с реактивной проточной частью для получения практически той же мощности требуется 8 ступеней при ω = 100 $с^{-1}$ и 6 ступеней при ω= 150 $с^{-1}$. Поэтому предпочтение, в данном случае обоснованное с точки зрения термогазодинамики, прочности и рационального конструктивного решения, отдается варианту активной пиковой турбины с ω= 100 $с^{-1}$.

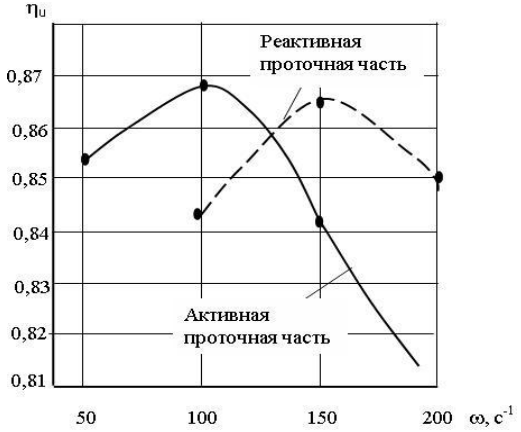


Рис. 4. Изменение окружного КПД пиковой турбины

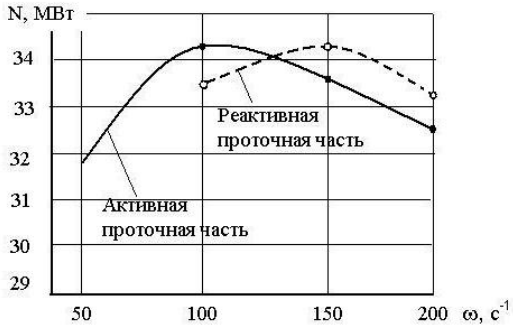


Рис. 5. Изменение мощности пиковой турбины

Заключение

Выполненная проработка основных элементов пиковой турбины с начальной температурой пара 650 °С подтвердила возможность практической реализации рассмотренного способа создания пиковой мощности.

Термогазодинамические расчеты проточной части позволили определить оптимальные значения частоты вращения ротора; геометрические размеры проточной части, при которых достигается максимальная мощность при максимальном значении КПД на венце ступеней; параметры пара в ступенях и количество ступеней при двух типах облопачивания проточной части.

Созданная предложенным способом пиковая мощность составляет примерно 18 % базовой мощности энергоблока К-300-240-2. Широкое использование предложенного способа на действующих ТЭС даст возможность ликвидировать дефицит пиковой и полупиковой мощности в энергосистеме Украины.

Литература

1. Пат. на корисну модель 38824Україна, МПК F01K 7/00, F01K 17/00. Спосіб створення пікової

потужності на енергоблоках теплових електростанцій [Текст] / Мацевитий Ю.М., Соловей В.В., Голощапов В.М. [и др.]; власник Інститут проблем машинобудування НАН України. – № и 2008 07790; заявл. 09.06.08; опубл. 16.01.09, Бюл. № 2. – 4 с.

2. Голощапов, В.Н. Высокотемпературная паровая надстройка энергоблоков мощностью 300 МВт, как способ создания пиковой мощности [Текст] / В.Н. Голощапов, О.В. Котульская, Т.Н. Парамонова // Вісник національного технічного університета ХПІ: зб. наук. праць. – Харків НТУ «ХПІ», 2013. – № 12 Тематичний випуск «Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування». – С. 96-99.

3. Разработка принципиальных схем энергоблоков ТЭС и ТЭЦ с высокоманевренной паротурбинной установкой [Текст]: отчет о НИР / ИПМаш НАН Украины. – № ГР 0110U006345. – Харьков, 2012. – 209 с.

4. Шубенко-Шубин, Л.А. Особенности конструкций новейших паровых турбин большой мощности [Текст] / Л.А. Шубенко-Шубин. – М.; Л.: Госэнергоиздат, 1961. – 136 с.

5. Мацевитый, Ю.М. Выбор термогазодинамических и и конструктивных параметров пиковой турбины для высокотемпературной надстройки энергоблока К-300-240 [Текст] / Ю.М. Мацевитый, Ю.П Антипцев, В.Н. Голощапов // Проблемы машиностроения. – 2012. – Т. 15, № 1. – С. 14-22.

6. Щегляев, А.В. Паровые турбины [Текст] / А.В. Щегляев. – М.: Энергия, 1976. – 386 с.

7. Ривкин, С.Л. Термодинамические свойства воды и водяного пара [Текст] / С.Л. Ривкин, А.А. Александров. – М.: Энергия, 1975. – 80 с.

Поступила в редакцию 01.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013.

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Л. Шубенко, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

СТВОРЕННЯ ПІКОВОЇ ПОТУЖНОСТІ НА ОСНОВІ ЕНЕРГОБЛОКІВ ТЕС, ЩО ЕКСПЛУАТУЮТЬСЯ

В.М. Голощапов, Ю.П. Антіпцев, О.В. Котульська, Т.М. Парамонова

Розглянуто способи створення пікової потужності з використанням високотемпературної парової надбудови у вигляді пікової турбіни. Обрано раціональний варіант високотемпературної пікової турбіни з початковою температурою пари 650 °С та виконано конструктивну проробку системи парового охолодження її перших двох ступенів. Визначені газодинамічні та інтегральні характеристики при оптимальній частоті обертання ротора. Проведено розрахункове дослідження по визначенню геометричних характеристик пікової турбіни та вибору виду реактивності проточної частини.

Ключові слова: турбіна, пікова потужність, парове охолодження, конструктивна проробка, розрахункове дослідження.

THE DEVELOPMENT OF PEAK POWER ON BASE OF OPERATING UNITS OF TPS

V.N. Goloschapov, Yu.P. Antiptsev, O.V. Kotulskaya, T.N. Paramonova

The methods of peak power production with usage of high-power steam superstructure in the form of peak turbine were considered. The rational option of high-power peak turbine with start temperature 650C was chosen and the constructive elaboration of steam cooling system of its first two stages was carried out. The gas-dynamical and integral characteristics at optimal rotating frequency were detected. The numerical investigation on peak turbine geometrical characteristics definition and the type of flow-part reactivity was obtained.

Key words: turbine, peak power, steam cooling, constructive elaboration, numerical investigation.

Голощапов Владимир Николаевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., ст. науч. сотр. Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: paramonova@ ipmach.kharkov.ua.

Антипцев Юрий Петрович – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., ст. науч. сотр. Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: paramonova@ ipmach.kharkov.ua.

Котульская Ольга Валериевна – ведущий инженер Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: katulska@ipmach.kharkov.ua.

Парамонова Татьяна Николаевна – ведущий инженер Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: paramonova@ipmach.kharkov.ua.

УДК 621.57

Р.Н. РАДЧЕНКО[1], А. СТАХЕЛЬ[2], Н.И. РАДЧЕНКО[1], А.А. СИРОТА[3]

[1] ***Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина***
[2] ***Западно-Померанский технологический университет, Щечин, Польша***
[3] ***Черноморский государственный университет им. П. Могилы, Николаев, Украина***

ОЦЕНКА ПОТЕНЦИАЛА ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ МАЛООБОРОТНОГО ДИЗЕЛЯ ТРАНСПОРТНОГО СУДНА

Выполнена оценка потенциально возможного в климатических условиях эксплуатации судна на конкретной рейсовой линии снижения температуры воздуха на входе турбокомпрессора малооборотного дизеля и реально достижимого – исходя из располагаемой сбросной теплоты дизеля, трансформируемой в холод теплоиспользующей холодильной машиной. Определены значения снижения температуры воздуха на входе турбокомпрессора, соответствующего сокращения удельного и полного расхода топлива главного дизеля на рейсовой линии Одесса–Йокогама с учетом изменения температуры и влажности наружного воздуха.

Ключевые слова: *судовой малооборотный дизель, охлаждение воздуха, утилизация тепла, турбокомпрессор, эжекторная холодильная машина, низкокипящее рабочее тело.*

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

В качестве главных двигателей на подавляющем большинстве транспортных судов применяются малооборотные дизели (МОД). Изменение в течение рейса температуры $t_{нв}$ и влажности φ наружного воздуха, следовательно, и воздуха в машинном отделении (МО) и на входе наддувочного турбокомпрессора (ТК) МОД, существенно влияет на топливную эффективность МОД. Так, повышение температуры воздуха на входе ТК МОД на 10 ºС вызывает возрастание удельного расхода топлива b_e на 0,5…0,7 % [1–3]. При этом возрастают температура выпускных газов после турбины ТК и, следовательно, потери теплоты с ними. Поэтому представляется целесообразным использовать теплоту выпускных газов в холодильных машинах для охлаждения воздуха на входе ТК с целью повышения топливной экономичности МОД.

Наиболее простыми и надежными в эксплуатации являются теплоиспользующие эжекторные холодильные машины (ТЭХМ), в которых функцию компрессора выполняет струйный аппарат – эжектор. Применение в ТЭХМ низкокипящих рабочих тел (НРТ) позволяет охлаждать воздух на входе ТК МОД до сравнительно низких температур и за счет этого повышать топливную экономичность МОД.

Целью исследования является оценка снижения температуры воздуха на входе ТК МОД потенциально возможного в климатических условиях эксплуатации судна на конкретной рейсовой линии и реально достижимого – исходя из располагаемой сбросной теплоты МОД, трансформируемой в холод теплоиспользующей холодильной машиной.

2. Результаты исследования

В качестве примера транспортного судна рассмотрен балкер типа "Киев" с главным двигателем МОД 6S60MC6.1-TI корпорации MAN [2]: номинальная мощность $N_н$ = 12240 кВт, эксплуатационная $N_э$ = 9790 кВт. Глубина охлаждения воздуха на входе ТК судового МОД с помощью ТХМ и, соответственно, получаемый эффект от его применения зависят от располагаемой теплоты выпускных газов МОД в виде генерируемого утилизационным котлом (УК) водяного пара, остающейся после покрытия потребностей судовой энергетической установки и всего судна в тепловой энергии, а также от эффективности ее преобразования в холод в ТХМ, т.е. теплового коэффициента ζ. Тепловой коэффициент ζ представляет собой отношение холодопроизводительности Q_0 (теплоты, отведенной от воздуха в воздухоохладителе (ВО) на входе МОД) к располагаемой теплоте выпускных газов $Q_г$: $\zeta = Q_0/Q_г$. Для ТЭХМ: ζ = 0,30…0,35, водоаммиачных абсорбционных холодильных машин (ВАХМ): ζ = 0,50…0,60, абсорбционных бромистолитиевых (АБХМ): ζ = 0,70…0,80.

В теплое время объемы потребления пара на балкере типа "Киев" составляют около 25 % производительности УК [4], и 75 % теплоты производимого в УК пара может быть использовано в ТХМ для охлаждения воздуха на входе ТК МОД.

© Р.Н. Радченко, А. Стахель, Н.И. Радченко, А.А. Сирота

Кроме того, снижение температуры воздуха в ВО на входе ТК МОД $\Delta t_в = t_{в1} - t_{в2}$ зависит от исходных температуры $t_{в1} = t_{мо}$ и относительной влажности φ воздуха на входе ВО, т.е. воздуха в машинном отделении (МО), зависящих от параметров наружного воздуха $t_{нв}$ и $\varphi_{нв}$, т. е. климатических условий плавания. Температура воздуха в МО $t_{мо}$ в теплое время превышает наружную на 10 ºС [1, 3]. Температура $t_{в2}$, которая ограничивает глубину охлаждения воздуха в ВО на входе ТК, в свою очередь, зависит от температуры хладоносителя $t_х$. В случае применения ТЭХМ в качестве хладоносителя используется НРТ, например хладон R142b. Температуру кипения R142b в испарителе НРТ-охладителе воды (И-ОВ) промежуточного водяного контура охлаждения желательно удерживать $t_0 = 2…5$ ºС. Минимальную разность температур между водой, охлажденной в И-ОВ, т.е. промежуточным хладоносителем на выходе из И-ОВ (на входе ВО), и кипящим НРТ можно принимать $\Delta t_{И\text{-}ОВ} = t_{w1} - t_0 = 5$ ºС, а между воздухом, охлажденным в ВО, и хладоносителем – $\Delta t_{ВО} = t_{в2} - t_{w1} = 8…10$ ºС. С учетом этого глубина охлаждения воздуха в ВО ТЭХМ ограничивается минимальной температурой $t_{в2} = t_0 + \Delta t_{И\text{-}ОВ} + \Delta t_{ВО} = 15$ ºС. В случае отсутствия промежуточного водяного контура и испарения НРТ непосредственно в И-ВО на входе ТК: $t_{в2} = t_0 + \Delta t_{И\text{-}ВО} = 10…15$ ºС.

Таким образом, потенциально возможная величина снижения температуры воздуха на входе ТК МОД – до $t_{в2} = 15$ ºС (для ТЭХМ и ВАХМ), составляет $\Delta t_{в15} = t_{МО} - 15$ ºС и она же соответственно определяет потенциальные (требуемые) холодопроизводительность ТХМ $Q_{0.15}$ и теплоту выпускных газов $Q_{г.15}$: $Q_{г.15} = Q_{0.15} / \zeta$. При этом

$$Q_{0.15} = G_в \cdot \xi \cdot c_в \cdot \Delta t_{в15},$$

где $G_в$ – расход воздуха через ВО на входе ТК МОД; $c_в$ – теплоемкость влажного воздуха; ξ – коэффициент влаговыпадения,

$$\xi = (I_{в1} - I_{в2})/[c_{вл} \cdot (t_{в1} - t_{в2})],$$

где $I_{в1}$ и $I_{в2}$ – энтальпии влажного воздуха на входе и выходе из охладителя, т.е. отношение полного количества теплоты (разности энтальпий воздуха в охладителе), отведенной от влажного воздуха, к количеству явной теплоты, определяемому разностью температур по сухому термометру $\Delta t_в = t_{в1} - t_{в2}$.

Если потенциальную холодо - производительность ТХМ $Q_{0.15}$ находят исходя из потенциально возможного снижения температуры $\Delta t_{в15}$ воздуха на входе ТК МОД (до $t_{в2} = 15$ ºС для ТЭХМ и ВАХМ), то реальную (действительную) холодопроизводительность $Q_{0.р}$ – из располагаемой теплоты выпускных газов (и наддувочного воздуха) $Q_{г.р}$: $Q_{0.р} = \zeta Q_{г.р}$, а уже из нее определяют реальную (действительную) величину снижения температуры воздуха в ВО на входе МОД: $\Delta t_в = Q_{0.р} / (G_в \cdot \xi c_в)$, и температуру охлажденного воздуха на входе ТК МОД $t_{в2} = t_{в1} - \Delta t_в = t_{МО} - Q_{0.р} / (G_в \cdot \xi c_в)$.

Рассмотрена рейсовая линия Одесса–Йокогама. Значения температуры t и относительной влажности φ наружного воздуха в течение рейса брали по данным метеоцентра, фиксируемым каждые 3 часа. Для каждого промежутка времени и соответствующих ему температуры $t_{нв}$ и относительной влажности $\varphi_{нв}$ наружного воздуха рассчитывали процессы охлаждения воздуха в охладителе от температуры воздуха на входе охладителя: $t_{в1} = t_{мо} = t_{нв} + 10$ ºС, до температуры $t_{в2}$ и вычисляли значение коэффициента влаговыпадения ξ. Расход воздуха $G_в$·через ТК рассчитывали по программе корпорации MAN для конкретного двигателя в зависимости от температуры воздуха $t_{в2}$ на входе ТК [2].

Температура $t_{нв}$ и относительная влажность $\varphi_{нв}$ наружного воздуха, температуры воздуха на входе $t_{в1}$ и выходе $t_{в2}$ охладителя ТЭХМ, снижение температуры воздуха $\Delta t_в$ в охладителе ТЭХМ на входе МОД, рассчитанные исходя из располагаемой сбросной теплоты, и соответствующие коэффициенты влаговыпадения ξ, а также потенциально возможное снижение температуры воздуха $\Delta t_{в15}$ при его охлаждении от $t_{в1}$ до минимальной температуры $t_{в2} = 15$ °С (для ТЭХМ) течение рейса Одесса–Йокогама (1.07.2009…27.07.2009) приведены на рис. 1. При этом в ТЭХМ используется теплота выпускных газов МОД после ТК и наддувочного воздуха, а тепловой коэффициент ТЭХМ составляет ζ = 0,35 при температуре кипения хладоне R142b в И-ВО $t_0 = 5$ °С.

Как видно, реальное снижение температуры воздуха $\Delta t_в$ на входе МОД (трансформацией теплоты выпускных газов и наддувочного воздуха в ТЭХМ) меньше потенциально возможного $\Delta t_{в.15}$, причем их различие больше при высоких $\xi = 3{,}0…3{,}5$ ($\varphi \geq 80$ %, 20…25.07.2009).

На рис. 2 приведены значения снижения температуры воздуха в ВО $\Delta t_в$ (реальные), удельные теплота, отведенная от выпускных газов и наддувочного воздуха в генераторе ТЭХМ $\bar{q}_г$, и холодопроизводительность ТЭХМ $\bar{q}_0$, приходящиеся на единицу расхода газов (воздуха), коэффициент эжекции U и тепловой коэффициент ζ ТЭХМ в зависимости от температуры $t_г$ и давления $P_г$ кипения R142b в генераторе ТЭХМ при разных коэффициентах влаговыпадения ξ, температуре кипения R142b в испарителе $t_0 = 5$ °С.

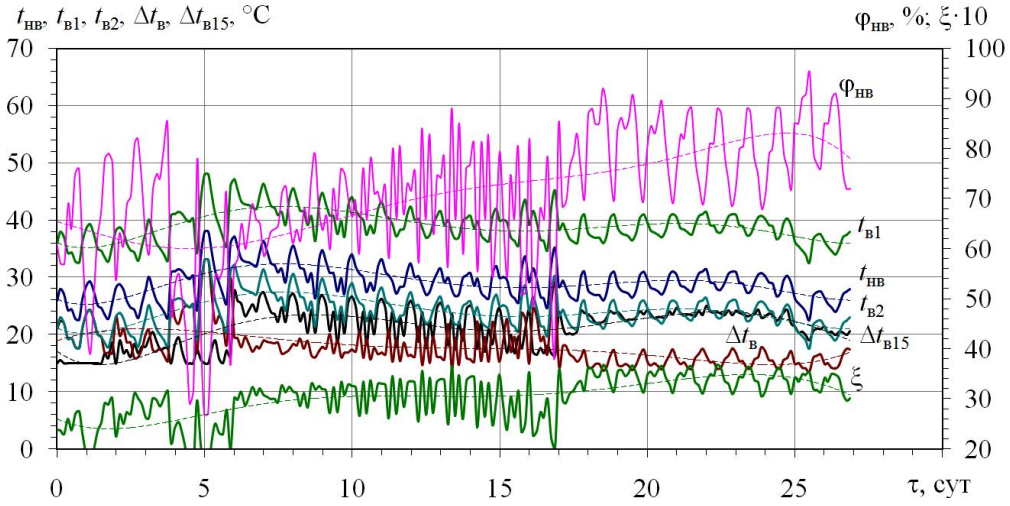


Рис. 1. Температура $t_{нв}$ и относительная влажность $\varphi_{нв}$ наружного воздуха, температуры воздуха на входе $t_{в1}$ и выходе $t_{в2}$ воздухоохладителя ТЭХМ, снижение температуры воздуха $\Delta t_в$ (располагаемое) в воздухоохладителе на входе МОД, коэффициенты влаговыпадения ξ, а также потенциально возможное снижение температуры воздуха $\Delta t_{в15}$ при его охлаждении от $t_{в1}$ до $t_{в2}$ = 15 °С)

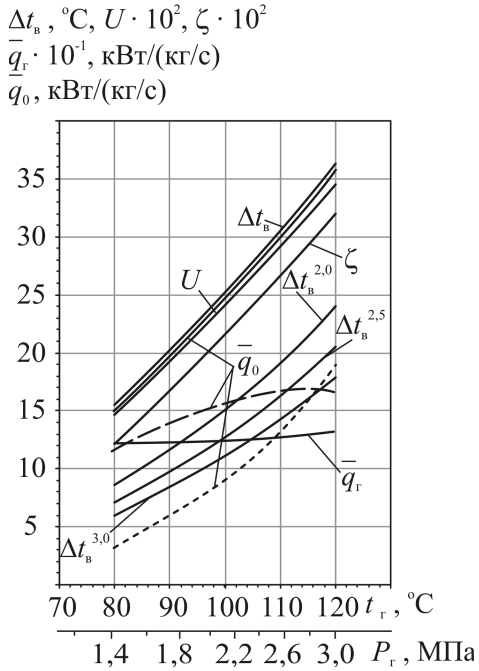


Рис. 2. Удельные теплота, отведенная от выпускных газов и наддувочного воздуха в генераторе ТЭХМ $\bar{q}_г$, и холодопроизводительность ТЭХМ $\bar{q}_0$, коэффициент эжекции U и тепловой коэффициент ζ, снижение температуры воздуха $\Delta t_в$ в ВО на входе ТК в зависимости от температуры $t_г$ и давления $P_г$ кипения R142b в генераторе при разных ξ: $\Delta t_в \ldots \Delta t_в^{2,5}$ – ξ = 1,0…2,5; – – – холодопроизводительность испарительной секции генератора (теплота выпускных газов); -·-·-·– экономайзерной секции (наддувочный воздух); — –генератора в целом

Как видно, при температуре кипения НРТ в генераторе $t_г$ = 120 ºС снижение температуры воздуха в охладителе ТЭХМ за счет утилизации располагаемой теплоты выпускных газов и наддувочного воздуха, составляет около $\Delta t_в$ = 20 ºС (при ξ = 2,5), что ниже ее значения $\Delta t_{в.15}$ = 20…25 ºС, необходимого для поддержания $t_{в2}$ = 15 ºС: $\Delta t_в < \Delta t_{в.15}$ (рис. 1). О различии реальных $\Delta t_в$ (за счет утилизации в ТЭХМ располагаемой теплоты $Q_{г.р}$ выпускных газов и наддувочного воздуха) и потенциальных $\Delta t_{в.15}$ значений снижения температуры воздуха на входе МОД, соответственно располагаемых Q_0 и требуемых (для

поддержания $t_{в2}$ = 15 ºС) $Q_{0.15}$ холодопроизводительностей, обусловленных в свою очередь дефицитом располагаемой теплоты $Q_{г.р}$ выпускных газов и наддувочного воздуха МОД 6S60MC6.1-TI по сравнению с требуемой теплотой $Q_{г(0,35)}$ для ТЭХМ (ζ = 0,35) можно судить по рис. 3 и 4. Расход воздуха $G_в$ через ТК рассчитывали по программе MAN для МОД 6S60MC6.1-TI в зависимости от $t_{в2}$ ($G_в \approx 32$ кг/с при $t_{в2}$ = 15 ºС) [2].

Из рис. 4 видно, что для большей части рейса потенциально возможная глубина охлаждения до $t_{в2}$ = 15 ºС составляет $\Delta t_{в.15}$ = 25…30 ºС, тогда как реальная, за счет утилизации располагаемой теплоты выпускных газов и наддувочного воздуха в ТЭХМ (ζ = 0,35) гораздо меньше: $\Delta t_в$ = 15…20 ºС. Соответственно соотносятся и требуемая (потенциальная) $Q_{0.15}$ и располагаемая холодопроизводительность ТЭХМ (ζ = 0,35) $Q_{0.р(0,35)}$.

В случае применения ТЭХМ (ζ = 0,35) дефицит холодопроизводительности по сравнению с потенциально возможной ее величиной приводит к сокращению глубины охлаждения воздуха на входе МОД на 5…8 ºС и может быть сокращен и даже устранен за счет использования дополнительных источников теплоты, например горячей воды контура высокотемпературного охлаждения цилиндров

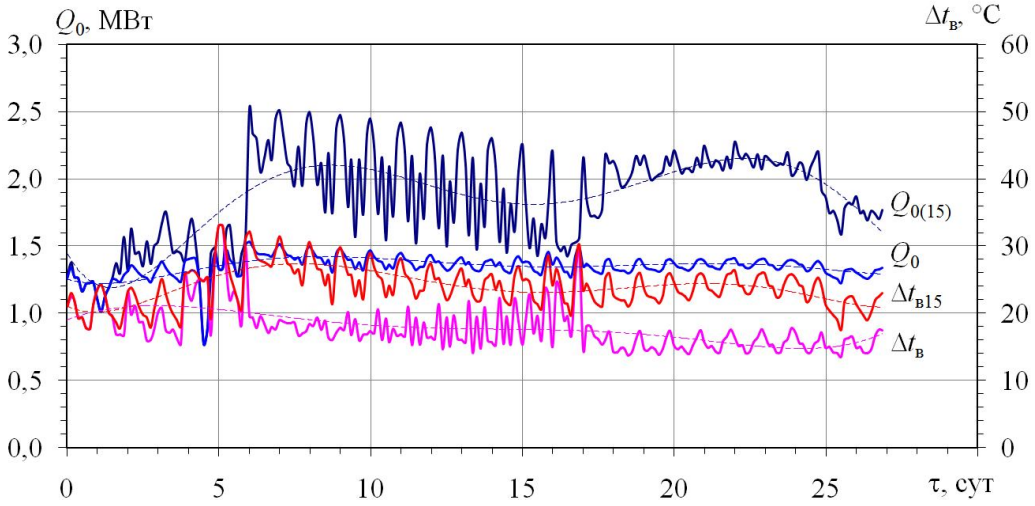


Рис. 3. Снижение температуры воздуха $\Delta t_в$ (располагаемое) в воздухоохладителе на входе МОД 6S60MC6.1-TI и потенциально возможное $\Delta t_{в15}$ (при его охлаждении до $t_{в2}$ = 15 °С), соответствующие располагаемые Q_0 и требуемые (для поддержания $t_{в2}$ = 15 ºС) $Q_{0.15}$ холодопроизводительности

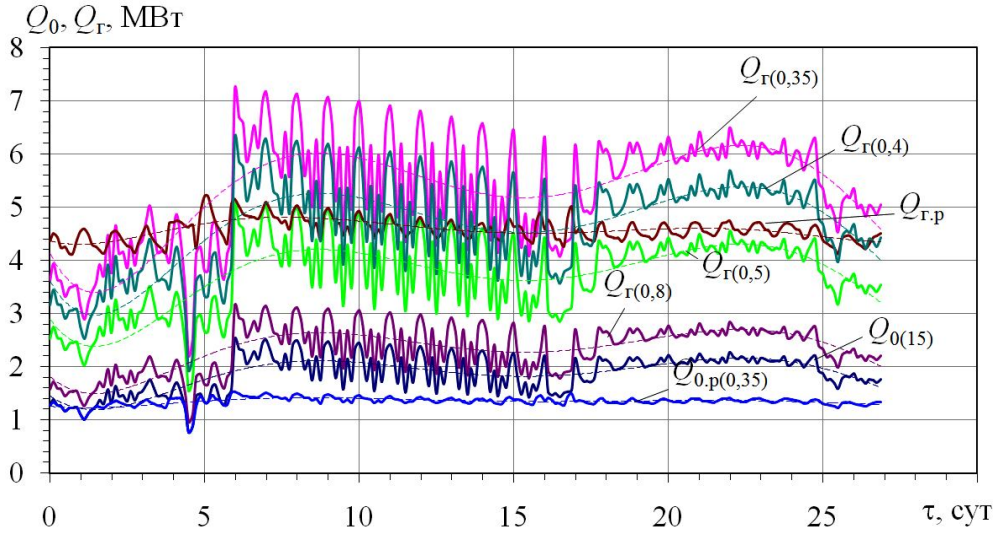


Рис. 4. Значения располагаемых теплоты выпускных газов и наддувочного воздуха $Q_{г.р}$ МОД 6S60MC6.1-TI и холодопроизводительности $Q_{0.р(0,35)}$, получаемой в ТЭХМ (ζ = 0,35), а также потенциальной холодопроизводительности $Q_{0.15}$, необходимой для охлаждения воздуха до $t_{в2}$ = 15 °С, и требуемой теплоты для охлаждения воздуха до $t_{в2}$ = 15 °С соответственно в ТЭХМ (ζ = 0,35) – $Q_{г(0,35)}$, ВАХМ (ζ = 0,4 и 0,5) – $Q_{г(0,4)}$ и $Q_{г(0,5)}$, АБХМ (ζ = 0,8) – $Q_{г(0,8)}$

двигателя, или же применением более эффективных ТХМ – с большим тепловым коэффициентом ζ, в частности АБХМ (ζ = 0,8) или ВАХМ (ζ = 0,4…0,6) вместо ТЭХМ (ζ = 0,35). Во втором случае для получения потенциальной холодопроизводительности $Q_{0.15}$ потребуются меньшие затраты теплоты, чем для ТЭХМ: $Q_{г(0,8)} < Q_{г(0,5)} < Q_{г(0,4)} < Q_{г(0,35)}$ (рис. 4). Как видно из рис. 4, применение ТХМ с ζ = 0,5 потребует даже меньше теплоты $Q_{г(0,5)}$, чем имеется в распоряжении $Q_{г.р}$, обеспечивая при этом максимальную глубину охлаждения воздуха на входе МОД до $t_{в2}$ = 15 ºС.

Значения уменьшения удельного расхода топлива Δb_e и суммарной экономии топлива $\Sigma B_т$ за счет охлаждения воздуха на входе МОД 6S60MC6.1-TI (эксплуатационной мощностью 10 МВт) трансформацией теплоты выпускных газов и наддувочного воздуха в ТЭХМ (ζ = 0,35), а также потенциально возможных Δb_{e15} и $\Sigma B_{т15}$ при охлаждении воздуха на входе МОД до температуры $t_{в2}$ = 15 °С в течение рейса Одесса–Йокогама (1.07.2009…27.07.2009) даны на рис. 5.

Расходы топлива абсолютный $B_т$ и удельный b_e в соответствии с уменьшением температуры воздуха на входе ТК рассчитывали по программе корпорации MAN в зависимости от температуры воздуха $t_{в2}$ на входе ТК, согласно которой снижение температуры воздуха на входе ТК МОД на величину $\Delta t_в$ = 10 ºС приводит к уменьшению удельного расхода топлива b_e на 1,2 г/(кВт·ч).

Как видно из рис. 5, если трансформация теплоты выпускных газов и наддувочного воздуха в ТЭХМ (ζ = 0,35) обеспечивает уменьшение удельного расхода топлива Δb_e = 1,5…2,5 г/(кВт·ч), то при более глубоком охлаждении воздуха до $t_{в2}$ = 15 ºС Δb_{15} = 2,5…3,5 г/(кВт·ч). При этом потенциально возможная экономия топлива за рейс Одесса–Йокогама (1.07.2009…27.07.2009) для МОД 6S60MC6.1-TI (эксплуатационной мощностью 10 МВт) составляет примерно $B_{т15}$ = 19 т (при охлаждении воздуха до $t_{в2}$ = 15 ºС) против $B_т$ = 14 т за счет трансформации теплоты выпускных газов и наддувочного воздуха в ТЭХМ (ζ = 0,35). Использование дополнительных источников теплоты (горячей воды контура высокотемпературного охлаждения цилиндров двигателя) или применением более эффективных ТХМ – с большим тепловым коэффициентом ζ, в частности АБХМ (ζ = 0,8) или ВАХМ (ζ = 0,4…0,6) вместо ТЭХМ (ζ = 0,35), обеспечит 30…40 % приращение экономии топлива по сравнению с ТЭХМ при эксплуатации судовых МОД в крайне неблагоприятных климатических условиях – при высокой температуре наружного воздуха.

Выводы

Выполнено сравнение снижения температуры воздуха на входе турбокомпрессора малооборотного дизеля потенциально возможного в климатических условиях эксплуатации судна на конкретной рейсовой линии и реально достижимого – исходя из располагаемой сбросной теплоты дизеля и эффективности ее трансформации в холод теплоиспользующей холодильной машиной. Рассчитаны значения снижения температуры воздуха на входе турбокомпрессора, соответствующего сокращения удельного и полного расхода топлива главного дизеля с учетом изменения температуры и влажности наружного воздуха на рейсовой линии Одесса–Йокогама.

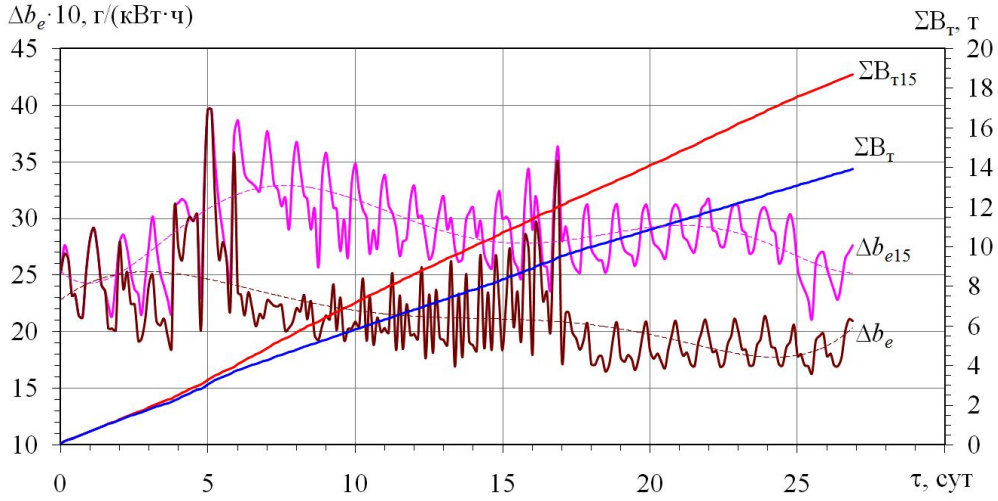


Рис. 5. Значения уменьшения удельного расхода топлива Δb_e и суммарной экономии топлива $\Sigma B_т$ за счет охлаждения воздуха на входе МОД 6S60MC6.1-TI (эксплуатационной мощностью 10 МВт) трансформацией теплоты выпускных газов и наддувочного воздуха в ТЭХМ (ζ = 0,35), а также потенциально возможных Δb_{e15} и $\Sigma B_{т15}$ при охлаждении воздуха на входе МОД до температуры $t_{в2}$ = 15 °С в течение рейса Одесса–Йокогама (1.07.2009…27.07.2009): Δb_e и $\Sigma B_т$ – действительные в ТЭХМ (ζ = 0,35); Δb_{e15} и $\Sigma B_{т15}$ – потенциальные при $t_{в2}$ = 15 °С

Литература

1. Influence of Ambient Temperature Conditions on Main Engine Operation [Text]. – MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark. – 2005. – 15 p.

2. MAN B&W ME/ME-C/ME-GI/ME-B-TII engines [Text]. – Copenhagen, Denmark: MAN Diesel. – 2010. – 389 p.

3. Thermo Efficiency System (TES) for reduction of fuel consumption and CO_2 emission [Text]. – MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark. – 2005. – 12 p.

4. Проектная документация балкера типа "Киев": Спецификация 17006.360060.0026 [Текст]. – Черноморсудопроект, 1993.

Поступила в редакцию 30.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Голиков, Одесская национальная морская академия, г. Одесса.

ОЦІНКА ПОТЕНЦИАЛУ ОХОЛОДЖЕННЯ ПОВІТРЯ НА ВХОДІ МАЛООБЕРТОВОГО ДИЗЕЛЯ ТРАНСПОРТНОГО СУДНА

Р.М. Радченко, А. Стахель, М.І. Радченко, О.А. Сирота

Виконана оцінка потенційно можливого в кліматичних умовах експлуатації судна на конкретній рейсовій лінії зниження температури повітря на вході турбокомпресора малообертового дизеля та реально досяжного – виходячи з наявної скидної теплоти дизеля, що трансформується в холод тепловикористовуючою холодильною машиною. Визначено значення зниження температури повітря на вході турбокомпресора, відповідного скорочення питомої та повної витрати палива головного дизеля на рейсовій лінії Одеса–Йокогама з урахуванням зміни температури та вологості зовнішнього повітря.

Ключові слова: судновий малообертовий дизель, охолодження повітря, утилізація теплоти, турбокомпресор, ежекторна холодильна машина, низькокипляче робоче тіло.

EVALUATION OF COOLING POTENTIAL OF AIR AT THE INLET OF LOW SPEED DIESEL ENGINE OF TRANSPORT SHIP

R.N. Radchenko, A. Stachel, N.I. Radchenko, A.A. Sirota

A potential in the air temperature drop at the inlet of low speed diesel engine turbocompressor that might be achieved according to climate conditions of the performance of ship on the rout line and a real potential achieved by recovering the waste heat of diesel engine in cooling machine is evaluated. The values of air temperature drop at the inlet of turbocompressor and corresponding decrease in specific fuel consumption and total fuel consumption of the main diesel engine at various temperature and humidity of the ambient air on the rout line Odessa–Yokogama are estimated.

Key words: marine low speed diesel engine, cooling of air, heat utilization, turbocompressor, ejector cooling machine, low boiling working fluid.

Радченко Роман Николаевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, г. Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Стахель Анджей – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой Западно-Померанского технологического университета, г. Щецин, Польша.

Радченко Николай Иванович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой кондиционирования и рефрижерации Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, г. Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Сирота Александр Архипович – канд. техн. наук, доц., доц. кафедры экологической безопасности Черноморского государственного университета им. П. Могилы, г. Николаев, Украина.

УДК 629.78.064.5

С.В. СИНЧЕНКО, С.В. ШИРИНСКИЙ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ПОСТРОЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ РАЗРЯДНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИХ АККУМУЛЯТОРОВ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ ПРИ ПОМОЩИ СХЕМ ЗАМЕЩЕНИЯ

Проведен анализ применения схемы замещения для математического моделирования работы электрохимических аккумуляторов различных типов. Приведена структура математической модели и последовательность построения математической модели на основе схемы замещения электрохимических аккумуляторов и химических батарей при их разряде. Рассмотрены особенности применения схемы замещения для описания разрядных характеристик никель-кадмиевых, свинцово-кислотных, литий-ионных электрохимических аккумуляторов и батарей на их основе и возможность упрощения расчетов для их оценки.

Ключевые слова: *электрохимический аккумулятор, химическая батарея, разрядная характеристика, математическая модель, схема замещения.*

Введение

Определение параметров и характеристик электрохимических аккумуляторов, отвечающих за его текущее состояние необходимо для решения широкого спектра задач, связанных как с проектированием, так и с эксплуатацией электрохимических аккумуляторов [1].

Экспериментальные методы определения разрядных (зарядных) характеристик требуют существенных затрат времени и ресурсов, особенно при необходимости получения семейства разрядных характеристик. Из обзора публикаций [2 – 6] можно сделать вывод, что применение соответствующей эквивалентной схемы замещения электрохимического аккумулятора предоставляет возможность аналитически исследовать электрохимический аккумулятор по следующим направлениям:

– математический анализ различных режимов разряда и заряда электрохимических аккумуляторов;

– анализ переходных процессов при заряде и разряде электрохимических аккумуляторов;

– анализ стабильности параметров электрохимических аккумуляторов в течение времени их работы, хранения, влияния температуры окружающей среды на электрические характеристики электрохимических аккумуляторов.

Таким образом, математическое описание параметров и характеристик электрохимических аккумуляторов и химических батарей при помощи схемы замещения наиболее удобно для их определения.

В данной работе авторами предлагается применение математической модели на основе схемы замещения для определения разрядной характеристики электрохимических аккумуляторов в короткие сроки расчетным путем.

1. Постановка задачи

Одной из важнейших проблем математического моделирования электрохимических аккумуляторов является значительные количественные и качественные различия разрядных характеристик аккумуляторов различных электрохимических систем. В данной работе рассматриваются характеристики аккумуляторов наиболее распространенных электрохимических систем: никель-кадмиевые, свинцово-кислотные и литий-ионные.

Для построения математических моделей электрохимических аккумуляторов была выбрана следующая последовательность действий:

1. Определение структуры математической модели.
2. Определение связующих уравнений.
3. Формирование математической модели.
4. Определение значений коэффициентов в математической модели.
5. Проверка адекватности математической модели.

2. Определение структуры математической модели

Структура математической модели будет иметь вид, представленный на рис. 1.

Выходным параметром математической модели электрохимических аккумуляторов или батареи,

© С.В. Синченко, С.В. Ширинский

является напряжение разряда (U), а входным параметром – продолжительность разряда ($\tau_р$).

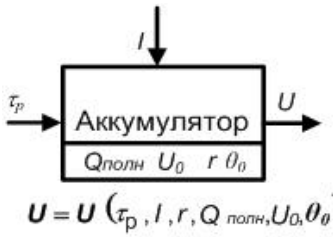


Рис. 1. Структура математической модели электрохимического аккумулятора в режиме разряда

На разрядное напряжение электрохимического аккумулятора влияет, в основном, ток разряда (I) (факторы, связанные с нештатными режимами эксплуатации здесь не рассматриваются).

К специфическим параметрам математической модели в данном случае относятся диапазоны параметров состояния и параметры, описывающие особенности аккумуляторов: начальное напряжение U_0, внутреннее сопротивление r, начальная заряженность θ_0 и полная емкость $Q_{полн}$ аккумулятора [7].

3. Определение связующих уравнений математической модели

Для построения уравнений, связывающих параметры математической модели, были использованы эквивалентные электрические схемы замещения, представляющие собой определенным образом соединенные активные и реактивные элементы, каждый из которых имитирует определенный физико-химический параметр исследуемого аккумулятора или конструктивный элемент электрохимического аккумулятора.

Для удобного анализа и аналитического представления выбранную схему замещения аккумулятора разбили на четыре участка (см. рис.2).

Первый участок состоит из элемента, представляющего собой источник идеальной ЭДС, напряжение которого равно U_1=E.

Второй участок представлен резистором R, который описывает активационно-омическую часть в работе АК. Падение напряжение на этом элементе:

$$U_2 = R \cdot I, \qquad (1)$$

где I – постоянный внешний ток.

Третий участок схемы замещения АК представляет собой конденсатор C_1 с утечкой электроэнергии на резисторе r. Этот участок описывает переходные процессы, протекающие в аккумуляторе при его включении на разряд [5-7]. При пропускании через схему замещения постоянного разрядного тока уравнение, описывающее процессы на участке имеет вид:

$$U_3 = -b \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{I \cdot t}{C_1 \cdot b}\right)\right). \qquad (2)$$

Уравнение (2) описывает изменение напряжения на выходе схемы замещения электрохимического аккумулятора, условно называемое релаксационной поляризацией.

Последний четвёртый участок схемы замещения представлен конденсатором C_2, который соответствует основной токообразующей электрохимической реакции. При пропускании через схему постоянного разрядного тока уравнение, описывающее процессы в блоке имеет вид:

$$U_4 = \frac{Q}{C_2^0} \cdot \left(\ln\left(-Q + I \cdot t\right) - \ln\left(-Q\right)\right), \qquad (3)$$

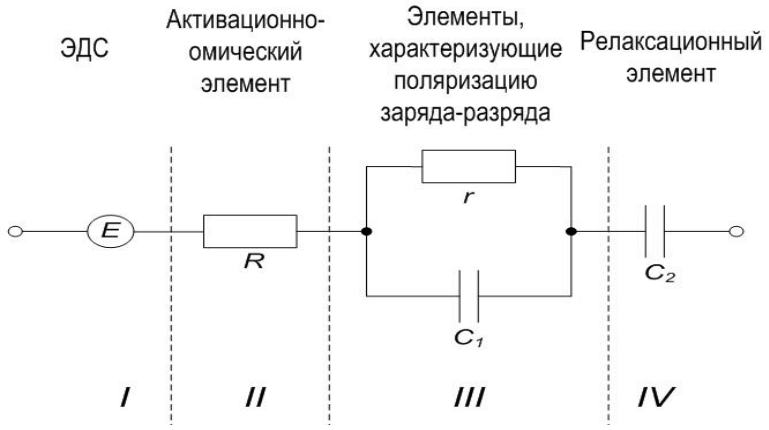


Рис. 2. Схема замещения электрохимического аккумулятора

где C_2^0 – коэффициент, соответствующий начальной ёмкости конденсатора C_2;

Q – ёмкость аккумулятора, которую он способен отдать при разряде в А·с.

Все участки схемы замещения соединены последовательно, поэтому напряжение на выходе схемы замещения будет определяться алгебраической суммой. Таким образом, искомая зависимость напряжения от времени и тока для разряда имеет следующий вид:

$$U = E - R \cdot I + b \cdot \left(\exp\left(-\frac{I \cdot t}{C_1 \cdot b} \right) - 1 \right) + \\ + \frac{Q}{C_2^0} \cdot \left(\ln\left(-Q + I \cdot t \right) - \ln\left(-Q \right) \right). \quad (4)$$

При формировании математической модели необходимо учитывать, что аккумулятор до момента начала тестирования уже мог отдать некоторую долю ёмкости q, то с учётом этого разрядная характеристика может быть представлена в виде:

$$U = E - R \cdot I + b \cdot \left(\exp\left(-\frac{q + I \cdot t}{C_1 \cdot b} \right) - 1 \right) + \\ + \frac{Q}{C_2^0} \cdot \left(\ln\left(-Q + q + I \cdot t \right) - \ln\left(-Q \right) \right). \quad (5)$$

при ограничениях:

$$I \in [0;\ I_{max}]; \\ t \in [0;\ t_{max}]. \quad (6)$$

Коэффициенты математической модели были определены на основе экспериментальных данных с помощью метода наименьших квадратов для аккумуляторов НКП-90 (никель-кадмиевый полугерметичный), НКГ-160 (никель-кадмиевый герметичный), и батарей FTS 12-7,2 (свинцово-кислотная необслуживаемая) и LIR103450A (литий-ионная).

4. Проверка адекватности математической модели

При проверке адекватности математической модели разрядной характеристики никель-кадмиевых полугерметичных аккумуляторов НКП-90 было установлено, что с доверительной вероятностью 0,99 математическая модель адекватна на всем протяжении разрядной характеристики. Наибольшее отклонение расчетной характеристики от результатов независимого эксперимента не превышает 1% (на начальном участке).

Для анализа адекватности математической модели представленных в работе типов электрохимических аккумуляторов и химических батарей были использованы результаты контрольных экспериментов на тех же аккумуляторах и химических батареях.

Разрядная характеристика аккумуляторов НКП-90 (рис. 3) обладает четко выраженным участком начальных переходных процессов (начальной поляризации) на начальной стадии разряда, описываемый уравнением (2). После завершения переходных процессов разряд переходит в псевдолинейную стадию, которая описывается уравнением (3).

Проверка адекватности математической модели разрядной характеристики никель-кадмиевых герметичных аккумуляторов НКГ-160 показала, что с доверительной вероятностью 0,99 математическая модель адекватна на всем протяжении разрядной характеристики.

Наибольшее отклонение расчетной характеристики от результатов независимого эксперимента не превышает 1% (при переходе от начального участка к псевдолинейному).

Форма разрядной характеристики аккумулятора НКГ-160 незначительно отличается от аналогичной характеристики аккумулятора НКП-90: на начальной стадии разряда описывается уравнением (2), после завершения переходных процессов разряд описывается уравнением (3).

Математическая модель разрядной характеристики свинцово-кислотных батарей FTS 12-7,2 адекватна с доверительной вероятностью 0,99 на всем протяжении разрядной характеристики.

Для разрядной характеристики БХ FTS 12-7,2 (рис. 5) типично скачкообразное снижение напряжение в начале разряда. Участок начальных переходных процессов в масштабах времени, характерных для разрядных характеристик практически отсутствует. Тем не менее, уравнение (2) достаточно точно описывает начальный скачек напряжения.

Для оценочных расчетов переходными процессами в начале разряда можно пренебречь. Практически весь процесс разряда происходит на псевдолинейном участке (см. рис. 5).

Таким образом, при проведении оценочных расчетов вместо уравнения (5) можно использовать уравнение:

$$U = E - R \cdot I + \frac{Q}{C_2^0} \cdot (\ln(-Q + q + I + t) - \\ - \ln(-Q). \quad (7)$$

Следует заметить, что величины коэффициентов уравнений (5) и (7) различны, поскольку необходимо компенсировать исключенное из расчетов падение напряжения химической батареи в процессе начальных переходных процессов.

Упрощенное выражение (7) адекватно описывает (с доверительной вероятностью 0,99) разрядную характеристику на всем ее протяжении, за исключением короткого начального участка.

При проверке адекватности математической модели разрядной характеристики литий-ионной химической батареи LIR103450A было установлено, что с доверительной вероятностью 0,99 математическая модель адекватна на всем протяжении разрядной характеристики. Следует заметить, что математическая модель литий-ионной батареи LIR103450A обладает наименьшим максимальным отклонением расчетной характеристики от результатов независимого эксперимента (не превышает 0,5%).

Рис. 3. Расчетная и экспериментальная разрядные характеристики никель-кадмиевого аккумулятора НКП-90

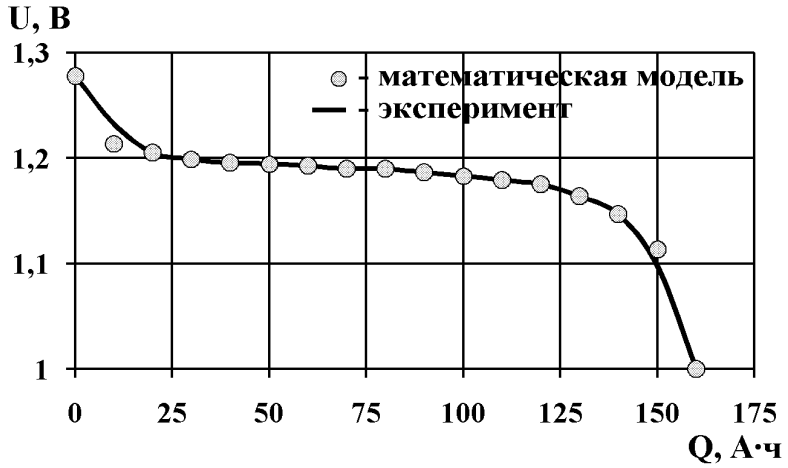


Рис. 4. Расчетная и экспериментальная разрядные характеристики никель-кадмиевого аккумулятора НКГ-160

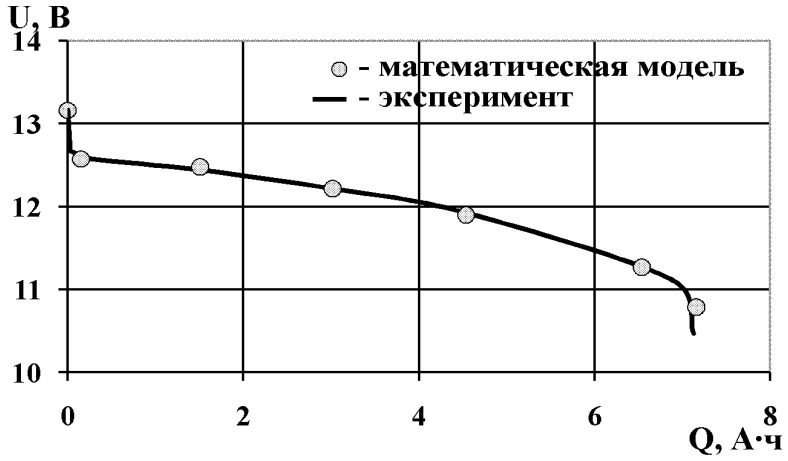


Рис. 5. Расчетная и экспериментальная разрядные характеристики свинцово-кислотной химической батареи FTS 12-7,2

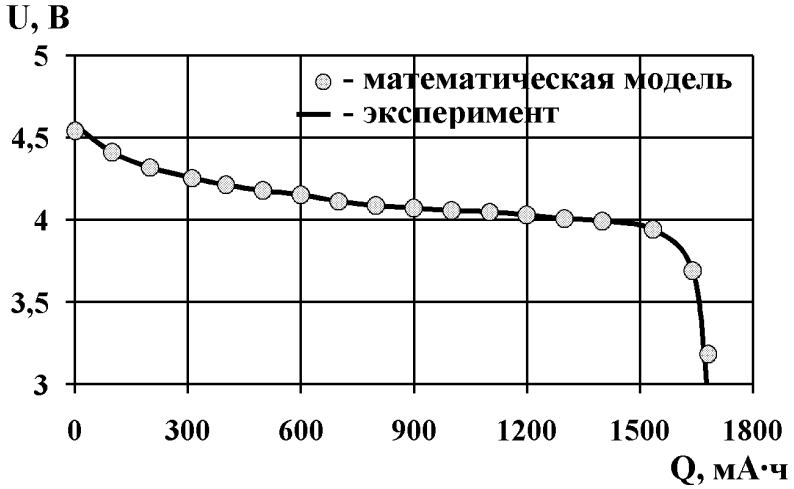


Рис. 6. Расчетная и экспериментальная разрядные характеристики литий-ионной химической батареи LIR103450A

Участок начальных переходных процессов разрядной характеристики литий-ионной химической батареи LIR103450A (см. рис. 6) растянут во времени и частично накладывается на следующий (псевдолинейный) участок.

При проведении оценочных расчетов с помощью упрощенного выражения (7) отклонение расчетных значений от результатов эксперимента увеличивается до 10%, что мало приемлемо.

Таким образом, даже для оценочных расчетов разрядных характеристик следует использовать более точное выражение (5).

Заключение

В данной работе авторам была предложена структура математической модели и последовательность построения математической модели на основе схемы замещения электрохимических аккумуляторов и химических батарей при их разряде. Выбор схемы замещения, которая описывается при помощи фундаментальных законов теории электрических цепей, обосновывается упрощениями в математическом описании взаимосвязи напряжения разряда электрохимических аккумуляторов и продолжительности разряда, то есть разрядной характеристики электрохимических аккумуляторов.

Проведенный анализ показал, что математическая модель, основанная на описанной в данной статье схеме замещения подходит для описания разрядных характеристик аккумуляторов различных электрохимических систем в широком диапазоне емкостей (рассмотрены электрохимические аккумуляторы емкостями от 1,8 до 160 А·ч).

Установлено, что при описании разрядных характеристик свинцово-кислотных батарей допустимо использования упрощенного уравнения, не учитывающего начальные переходные процессы. Также выявлено, что для построения математической модели разрядных характеристик никель-кадмиевых и особенно литий-ионных аккумуляторов упрощенное выражение непригодно.

Литература

1. Солнечные энергосистемы космических аппаратов. Физическое и математическое моделирование [Текст] / К.В. Безручко, Н.В. Белан, Д.Г. Белов, С.В. Губин, В.И. Драновский, В.С. Кривцов, И.Т. Перекопский, И.Б. Туркин; под ред. акад. НАН Украины С.Н. Конюхова. – Х.: Гос. аэрокосмический ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2000. – 515 с.

2. Bergveld, H.J. Electronic-network modelling of rechargeable NiCd cells and its application to the design of battery management system [Text] / H.J. Bergveld, W.S. Kruijt, P.H.L. Notten // Journal of Power Sources-77, 1999. – P. 143-158.

3. Туркин, И.Б. Метод параметрической идентификации схемы замещения химических источников тока [Текст] / И. Б. Туркин // Авіаційно-космічна техніка і технология: зб. наук. праць Держ. аерокосм. ун-ту ім. М.Є. Жуковського "ХАІ". – № 15. – Х., 2000. – С. 136-140.

4. Безручко, К.В. Математическая модель импедансных характеристик никель-кадмиевого аккумулятора [Текст] / К.В. Безручко, И.Б. Туркин // Авіаційно-космічна техніка і технологія: зб. наук. праць Нац. аерокосм. ун-ту ім. М.Є. Жуковського "ХАІ". – № 30. – Х., 2002. – С. 273–277.

5. Галушкин, Н.Е. Анализ эмпирических зависимостей, описывающих разряд щелочных аккумуляторов [Текст] / Н.Е. Галушкин, Н.Н. Галушкина / Электрохимическая энергетика. – 2005. – Т. 5, № 1. – С. 43-50.

6. Галушкина, Н.Н. Структурная модель щелочного аккумулятора. Релаксационная поляризация [Текст] / Н.Н. Галушкина, Д.Н. Галушкин // Элек-

трохимическая энергетика. – 2005. – Т. 6, № 1. – С. 41-45.

7. Использование схем замещения для математического моделирования разрядных характеристик никель-кадмиевых аккумуляторов [Текст] / К.В. Безручко, А.О. Давидов, С.В. Синченко, С.В. Ширинский // Вісник Національного технічного університету «ХПІ»: зб. наук. праць. Тематичний випуск: Енергетика: надійність та енергоефективність. – Вип. 23. – Харків: НТУ «ХПІ», 2012. – С. 17-28.

Поступила в редакцию 05.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. 603 И.Б. Туркин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПОБУДОВА МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ РОЗРЯДНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЕЛЕКТРОХІМІЧНИХ АКУМУЛЯТОРІВ РІЗНИХ ТИПІВ ЗА ДОПОМОГОЮ СХЕМ ЗАМІЩЕННЯ

С.В. Сінченко, С.В. Ширінський

Проведено аналіз застосування схеми заміщення для математичного моделювання роботи електрохімічних акумуляторів різних типів. Наведено структуру математичної моделі й послідовність побудови математичної моделі на основі схеми заміщення електрохімічних акумуляторів і хімічних батарей при їхньому розряді. Розглянуто особливості застосування схеми заміщення для опису розрядних характеристик нікель-кадмієвих, свинцево-кислотних, літій-іонних електрохімічних акумуляторів і батарей на їхній основі й можливість спрощення розрахунків для їхньої оцінки.

Ключові слова: електрохімічний акумулятор, хімічна батарея, розрядна характеристика, математична модель, схема заміщення.

CREATION OF MATHEMATICAL MODELS OF DISCHARGE CHARACTERISTICS OF ELECTROCHEMICAL ACCUMULATORS OF VARIOUS TYPES BY MEANS OF EQUIVALENT CIRCUITS

S.V. Sinchenko, S.V. Shirinsky

The analysis of application of an equivalent circuit for mathematical modeling of operation of electrochemical accumulators of various types is carried out. The structure of mathematical model and sequence of creation of mathematical model on the basis of an equivalent circuit of electrochemical accumulators and chemical batteries is given at their discharge. Features of application of an equivalent circuit for the description of discharge characteristics nickel - cadmium, lead-acid, lithium - ion electrochemical accumulators and batteries on their basis and possibility of simplification of calculations for their assessment are considered.

Keywords: electrochemical accumulator, chemical battery, discharge characteristic, mathematical model, equivalent circuit.

Синченко Светлана Владимировна - ст. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: s.sinchenko@gmail.com.

Ширинский Семен Владимирович – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: neuromancer@list.ru.

УДК 541.136

В.А. ДЗЕНЗЕРСКИЙ[1], Ю.И. КАЗАЧА[2], Ю.А. ЖУЛАЙ[2], В.А. ИВАНОВ[1], В.Ю. СКОСАРЬ[1]

[1] ***Институт транспортных систем и технологий НАН Украины «Трансмаг», Днепропетровск, Украина***
[2] ***ПАО Международная научно-промышленная корпорация «ВЕСТА», Днепропетровск, Украина***

РАЗРАБОТКА НОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПОВЫШЕНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ СВИНЦОВЫХ СПЛАВОВ ДЛЯ АККУМУЛЯТОРОВ

Предложены новые способы повышения механических свойств свинцовых сплавов, используемых для производства токоведущих деталей свинцово-кислотных аккумуляторов. Повышение прочности и пластичности сплавов может быть достигнуто за счет удаления неметаллических включений из сплавов, путем обработки свинцовых расплавов ультразвуком выше порога кавитации. Предложены механизмы, способствующие объединению содержащихся в расплавах мелких частиц неметаллических включений в более крупные, и выходу их на поверхность расплавов. Способ ультразвуковой кавитационной обработки может быть взят за основу промышленной технологии получения высококачественных свинцовых сплавов для современных свинцово-кислотных аккумуляторов.

Ключевые слова: *аккумуляторные батареи, свинцовые сплавы, повышение механических свойств, обработка ультразвуком, кавитация*

Введение

Свинцово-кислотные аккумуляторы чаще других применяются для обеспечения работы двигателей. Наибольшее распространение они получили для выполнения функции запуска двигателей внутреннего сгорания, как стартерные аккумуляторные батареи. Широко применяются они для питания электродвигателей, как тяговые аккумуляторы и аккумуляторные батареи. Технические параметры аккумуляторов и аккумуляторных батарей существенно зависят от механических свойств свинцовых сплавов, применяемых в них.

1. Формулирование проблемы

Современные свинцово-кислотные аккумуляторы требуют для своего производства все более высококачественных свинца и свинцовых сплавов. Одним из способов повысить механические свойства литейных сплавов, является очистка их от неметаллических включений. Как известно из пособий по литейным технологиям, неметаллические включения в подавляющем большинстве случаев ухудшают механические и технологические свойства сплавов, причем некоторые металлы и сплавы весьма чувствительны к этим включениям. Среди указанных неметаллических включений наиболее распространены окислы, сульфиды, а также нитриды, сложные окислы металлов и неметаллов, интерметаллиды и др. соединения, в том числе, шлаковые частицы [1]. Если взять в качестве примеров сплавы, нашедшие широкое применение в авиастроении и ракетостроении, такие как алюминиевые, титановые, жаропрочные никелевые, то можно указать следующее: в алюминиевых сплавах включения интерметаллида FeAl3 образуют частицы игольчатой формы, заметно снижающие пластичность как алюминия, так и его сплавов, поэтому требуется жесткое ограничение по количеству примеси железа; в титановых сплавах примеси C, O2, N2, H2 резко снижают пластичность, а малейшая примесь водорода способна образовать включения гидридной фазы в виде пластинок, что приводит к водородной хрупкости; в никелевых сплавах небольшие примеси кислорода, фосфора, серы вызывают хрупкость, благодаря особому расположению и хрупкости частиц, образованных соединениями с никелем (и неустойчивости NiO) [1].

Перспективным направлением повышения механических характеристик литейных сплавов является их обработка ультразвуком. При возникновении ультразвуковой кавитации происходит наиболее эффективное воздействие на жидкий и твердожидкий сплав, поскольку при этом разрушаются первичные кристаллы, выделяются газовые примеси внутрь кавитационных каверн с последующим их объединением в пузырьки и выходом наружу, про-

© В.А. Дзензерский, Ю.И. Казача, Ю.А. Жулай, В.А. Иванов, В.Ю. Скосарь

исходит перемешивание расплава и др. полезные процессы [1].

В аккумуляторостроении также стараются повысить механические и электрохимические свойства свинца и свинцовых сплавов путем минимизации в них неметаллических включений, прежде всего окислов, соединений серы, шлаковых частиц, газовых примесей и др. [2].

Ранее нашими сотрудниками была запатентована технология рафинирования вторичного свинца для аккумуляторов, позволяющая повысить электрохимические свойства активной массы, изготовленной из этого свинца [3]. Эта технология предназначена для рафинирования чернового свинца, полученного при восстановительных плавках, от примесей металлов (сурьмы, олова, мышьяка) и неметаллических включений. Технология включает два этапа: окислительное рафинирование путем продувки сплава кислородом с периодическим контролем химсостава и проверкой механических характеристик; перемешивание со щелочью в течение времени, зависящего от достигнутых механических характеристик свинца на предыдущем этапе. На первом этапе за счет окисления примесей металлов и всплывания их на поверхность удается достичь состава мягкого свинца, требуемого стандартом (ГОСТ 3778-98). Однако, после окислительного рафинирования в сплаве еще остаются неметаллические включения, прежде всего, окислы свинца и металлов-примесей. Их количество относительно невелико и неконтролируемо стандартными методами химанализа, но они сильно снижают электрохимические свойства свинца и отражаются на его механических характеристиках. Поэтому на втором этапе неметаллические включения удаляются щелочным рафинированием, при котором нерастворимые в свинце окислы и др. включения аккумулируются в щелочи и механически удаляются с поверхности расплава свинца по окончании процесса [3]. Такой способ заметно сокращает длительность технологического процесса, относительно недорог в реализации и позволяет хорошо очистить мягкий свинец от неметаллических включений. Однако, указанная технология еще не может быть механически перенесена на рафинирование многокомпонентных свинцовых сплавов, применяемых для отливки токоведущих деталей свинцово-кислотных аккумуляторных батарей. Техническая сложность состоит в том, что разные металлические примеси удаляются с различными скоростями при продувке расплава кислородом, что затрудняет быстрое получение сплава заданного химсостава по сурьме, мышьяку, олову или кальцию, поскольку требуются дополнительные операции легирования. Известные же технологии рафинирования свинцовых сплавов, описанные в [2], хотя и способны быстрее получить заданный химсостав, однако не обеспечивают высокого качества очистки от неметаллических включений. Такая же проблема избытка неметаллических включений существует для сплавов, полученных при переплавке свинцовых обрезков и свинцового брака, возникающих на различных операциях изготовления аккумуляторов: при обрезке рамок и ушек токоотводов, зачистке облоя токоведущих деталей, переплавке отбракованных токоведущих деталей.

Итак, в производстве современных свинцово-кислотных батарей актуальной остается проблема дальнейшего повышения качества свинцовых сплавов, применяемых для отливки токоведущих деталей.

Целью настоящей работы является разработка новых технологических приемов повышения механических свойств свинцовых сплавов, применяемых для отливки токоведущих деталей: токоотводов, борнов, мостиков, перемычек, которые позволили бы создать промышленную технологию получения высококачественного свинцового сплава с минимумом вредных неметаллических включений.

2. Решение проблемы

В качестве решения указанных задач нами предложена такая последовательность операций: 1) черновой свинец подвергают рафинированию согласно известным технологиям, приведенным в [2]: вначале рафинируют от меди (грубое обезмеживание ликвацией и тонкое обезмеживание серой), затем рафинируют от избытка сурьмы, мышьяка, олова до заданного химсостава (щелочное рафинирование смесью едкого натра, натриевой селитры и некоторых солей); 2) полученный свинцовый сплав (или переплав свинцовых обрезков и свинцового брака) подвергают очистке от неметаллических включений путем воздействия ультразвуком. Первый этап нового способа определяет химсостав свинцового сплава: свинцово-сурьмянистый сплав либо свинцово-кальциевый, полученный переплавкой свинцовых обрезков и свинцового брака из свинцово-кальциевых токоведущих деталей. Второй этап нового способа демонстрирует содержание наших разработок, поэтому ему уделим основное внимание.

Для очистки свинцовых сплавов ультразвуком нами изготовлена установка, схематически изображенная на рис. 1. В котел заливают расплав, подогреваемый электроподогревателями (на рис. 1 не указаны), и включают ультразвуковой генератор, который через устройство подведения акустических волн передает энергию колебаний котлу с расплавом. В расплав вводят термопару для контроля его

температуры (на рис. 1 не указана) и волноводный щуп с преобразователем, который энергию колебаний преобразует в электрический сигнал. Электрический сигнал выводят на осциллограф. В качестве ультразвукового генератора использовали генератор типа УЗГ2-1М, в качестве контролирующего наличие колебаний устройства использовали осциллограф типа С1-94. Начало ультразвуковой кавитации фиксировалось по наличию характерного кавитационного шума на спектре ультразвукового сигнала. Объем экспериментального котла составлял 285 см3. Устройство подведения акустических волн было плотно, с зажимом, соединено с котлом, так что ультразвуковые волны передавались расплаву через все днище и стенки котла.

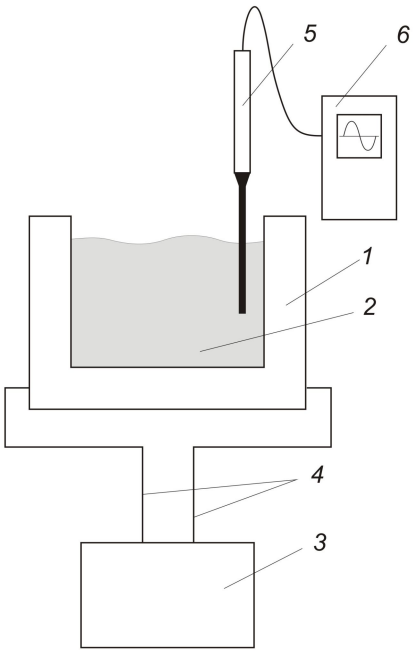


Рис. 1. Схема установки
по обработке расплава ультразвуком:
1 – котел; 2 – расплав; 3 – ультразвуковой
генератор; 4 – устройство подведения
акустических волн; 5 – волноводный щуп
с преобразователем; 6 - осциллограф

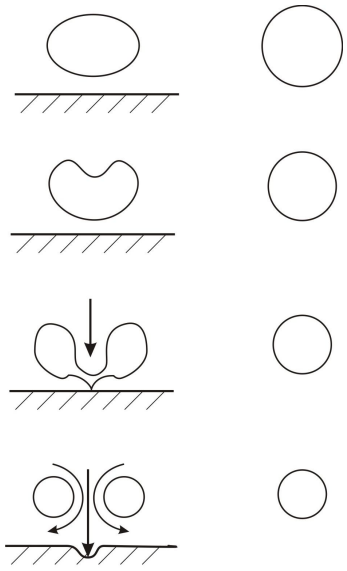
Литературные источники указывают, что ультразвуковая кавитация в расплаве чистого свинца возникает при достижении мощности обработки колебаниями 200 Вт на 100 $см^3$ расплава (частота порядка 20 кГц) [4]. Учитывая, что в загрязненных включениями свинцовых сплавах кавитационная прочность расплава будет ниже, следует ожидать снижения порога кавитации. Поэтому мы подавали колебания частотой 20-22 кГц начальной мощностью 100 Вт на 100 $см^3$ расплава, нагретого до 400-500°С, а затем увеличивали мощность колебаний. По сигналу с осциллографа фиксировали начало кавитации. Для исследованных нами сплавов порог кавитации находился в пределах мощности обработки колебаниями 160-190 Вт на 100 $см^3$ расплава.

Провели изучение свинцового сплава, содержащего 3,236 мас.% Sb, 0,353 мас.% Sn, 0,132 мас.% As. Часть исходного (до обработки ультразвуком) сплава направлялась на отливку 10 контрольных образцов для механических испытаний на разрывной машине Р-0,5. Другая часть сплава в жидком виде подвергалась обработке в течение 4 мин ультразвуком мощностью 170 Вт на 100 $см^3$ расплава, что соответствовало условиям немного выше порога кавитации, зафиксированного по сигналу осциллографа. При этом наблюдалось всплывание неметаллических включений на поверхность расплава в виде пленки зеленовато-бурого оттенка, которую удаляли шумовкой. Анализ на содержание легирующих элементов в свинце, проведенный на оптическом эмиссионном спектрометре ARL 3460, не зафиксировал изменения содержания олова, сурьмы и мышьяка в сплаве. Зато эти элементы, а также свинец, обнаружились в пленке, которую сняли с поверхности. Обработанный расплав также направлялся на отливку 10 контрольных образцов для механических испытаний. Механические испытания сплава показали, что после ультразвуковой кавитационной обработки его временное сопротивление деформации (предел прочности на разрыв) $\sigma_в$ увеличилось от 27,62 до 38,40 $Н/мм^2$, а относительное удлинение δ увеличилось от 3,65 до 7,25 %. Так что, увеличение прочности и пластичности сплава произошло за счет удаления из него неметаллических включений, состоящих, главным образом, из окислов свинца, олова, сурьмы и мышьяка.

Затем провели изучение свинцового сплава, содержащего 0,280 мас.% Sn, 0,090 мас.% Ca, 0,012 мас.% Al. Условия опытов были аналогичны опытам со свинцово-сурьмянистым сплавом, только обработка ультразвуком длилась в течение 3 мин, мощность колебаний составляла 190 Вт на 100 $см^3$ расплава (на 15 Вт выше порога кавитации, зафиксированного по сигналу осциллографа). При этом также наблюдалось всплывание неметаллических включений на поверхность расплава в виде пленки зеленовато-бурого оттенка, которую удаляли шумовкой. Анализ на содержание легирующих элементов не зафиксировал изменения содержания олова, кальция и алюминия в сплаве, зато эти элементы, а также свинец, обнаружились в пленке, которую сняли с поверхности. Механические испытания сплава показали, что после ультразвуковой кавитационной обработки его временное сопротивление деформации $\sigma_в$ увеличилось от 35,90 до 42,20 $Н/мм^2$, а относительное удлинение δ увеличилось от 18,60 до 24,30 %. Надо полагать, что увеличение прочности и

пластичности сплава произошло за счет удаления из него неметаллических включений, состоящих, главным образом, из окислов свинца, олова, кальция, алюминия.

В связи с обнаруженным эффектом, нами предложен механизм рафинирующего действия ультразвуковой кавитации на свинцовые расплавы, который заключается в следующем. Кавитация вызывает интенсивное перемешивание расплава, что способствует столкновению и механическому объединению мелких частиц неметаллических включений, облегчая их выход на поверхность. При схлопывании кавитационных каверн происходит резкий локальный разогрев расплава, вызванный адиабатическим сжатием газовой фазы внутри каверн [5]. На рис. 2, б схематически показано сжатие сферически симметричной каверны из числа распределенных в объеме расплава.



а б

Рис. 2. Последовательность схлопываний кавитационных каверн

Вблизи стенки котла образуются несимметричные каверны (рис. 2, а). Нарушение их симметрии провоцируется градиентами температуры и др. физических параметров вблизи поверхности раздела. Деформированные каверны при схлопывании пробиваются насквозь острой микроструйкой расплава (на рис. обозначена стрелкой вниз) и дробятся на меньшие каверны. Такие микроструйки имеют мощную деформирующую силу, подобную кумулятивной струе, способную оставлять микродеформации на днище и стенках котла (рис. 2, а). Этот интересный эффект описан в [5]. Исследования пластической деформации металлов [6], а также исследования кумулятивных струй [7] показывают, что 90 % затраченной на деформацию металла работы переходит в тепло. По всей вероятности, пластическая деформация стенок котла с расплавом вызвана микроструйками от схлопывающихся пристеночных каверн, причем 90 % от кинетической энергии удара микроструек уходит на тепловыделение. Вероятно, кинетическая энергия микроструйки того же порядка, что и кинетическая энергия схлопывания каверны перед ее распадом, и того же порядка, что и тепловыделение при адиабатическом сжатии при схлопывании сферической каверны. Судя по данным [5], размеры микроструйки в несколько раз меньше размеров каверн на завершающих этапах схлопывания (рис 2, а, б). Значит, все тепловыделение от ударов микроструек концентрируется в локальной зоне пластической деформации, меньшей размеров каверн (на завершающих этапах схлопывания). Это усиливает локальный разогрев в малой области, так что тепловыделение от схлопываний пристеночных каверн может сильно превосходить тепловыделение от схлопываний сферически симметричных каверн, распределенных в объеме расплава. Указанное сильное локальное тепловыделение способствует размягчению частиц неметаллических включений, их механическому объединению, слипанию и, возможно, физико-химическому соединению по механизму адгезии за счет энергетического возбуждения молекул частиц включений. Кроме того, снижается вязкость сплава, что способствует более легкому всплытию включений на поверхность

Заключение

Полученные результаты позволяют сформулировать выводы и предложения:

- заметного повышения механических свойств свинцовых аккумуляторных сплавов можно добиться путем очистки их от неметаллических включений;

- эффективная очистка свинцовых аккумуляторных сплавов может быть проведена путем кратковременной ультразвуковой кавитационной обработки жидких расплавов;

- экспериментальный способ ультразвуковой кавитационной обработки может быть положен в основу промышленной технологии получения высококачественного свинцового сплава.

Дальнейшие научные исследования должны быть направлены на усовершенствование экспериментального способа ультразвуковой кавитационной обработки и разработку промышленной технологии получения высококачественных свинцовых сплавов для аккумуляторов.

Литература

1. Воздвиженский, В.М. Литейные сплавы и технология их плавки в машиностроении [Текст]:

учеб. пособие для машиностроительных вузов / В.М. Воздвиженский, В.А. Грачев, В.В. Спасский. – М.: Машиностроение, 1984. – 432 с.

2. Бредихин, В.Н. Свинец вторичный [Текст]: моногр. / В.Н. Бредихин, Н.А. Маняк, А.Я. Кафтаненко. – Донецк: ДонГТУ, 2005. – 310 с.

3. Пат. 92373 Україна, МПК (2009) С 22 В 9/00, 13/00, МПК (2006.01) С 22 В 9/05, 9/10. Спосіб окисно-лужного рафінування свинцю [Текст] / Дзензерський В.О., Дзензерський Д.В., Бурилов С.В., Казача Ю.І., Шнуровий С.В., Незнанов М.А., Видута О.Л., Скосарь В.Ю.; заявитель и патентообладатель Институт транспортных систем и технологий НАН Украины «Трансмаг», ЗАТ «ВЕСТА-Дніпро». – № а200807612; заявл. 03.06.2008; опубл. 25.10.2010, Бюл. № 20. – 3 с.

4. Физика и техника мощного ультразвука [Текст] / под. общ. ред. Л.Д. Розенберга. – М.: Наука, 1970. – Т. 3: Физические основы ультразвуковой технологии. – 689 с.

5. Кнэпп, Р. Кавитация [Текст] / Р. Кнэпп, Дж. Дейли, Ф. Хэммит. – М.: Мир, 1974. – 688 с.

6. Теория обработки металлов давлением: конспект лекций [Текст] / Н.Н. Загиров, Е.В. Иванов, В.П. Катрюк, В.Н. Баранов. – Красноярск, 2007. – 225 с.

7. Маркелов, Г.Е. О влиянии начального разогрева струеобразующего слоя облицовки кумулятивного заряда на предельное удлинение элементов струи [Текст] / Г.Е. Маркелов // Прикладная механика и техническая физика. – 2000. – Т. 41, № 2. – С. 32-36.

Поступила в редакцию 03.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Задонцев, Институт транспортных систем и технологий НАН Украины «Трансмаг», Днепропетровск.

РОЗРОБКА НОВИХ ТЕХНОЛОГІЙ ПІДВИЩЕННЯ МЕХАНІЧНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ СВИНЦЕВИХ СПЛАВІВ ДЛЯ АКУМУЛЯТОРІВ

В.О. Дзензерський, Ю.І. Казача, Ю.О. Жулай, В.А. Іванов, В.Ю. Скосар

Запропоновано нові способи підвищення механічних властивостей свинцевих сплавів, використовуваних для виробництва струмоведучих деталей свинцево-кислотних акумуляторів. Підвищення міцності й пластичності сплавів може бути досягнуте за рахунок видалення неметалічних включень зі сплавів, шляхом обробки свинцевих розплавів ультразвуком вище порога кавітації. Запропоновано механізми, яки сприяють объєднанню малих частинок неметалічних включень, що містяться в розплавах, в більш великі, і виходу їх на поверхню розплавів. Спосіб ультразвукової кавітаційної обробки може бути взятий за основу промислової технології одержання високоякісних свинцевих сплавів для сучасних свинцево-кислотних акумуляторів.

Ключові слова: акумуляторні батареї, свинцеві сплави, підвищення механічних властивостей, обробка ультразвуком, кавітація.

DEVELOPMENT OF NEW TECHNOLOGIES IMPROVE THE MECHANICAL PROPERTIES OF BATTERY LEAD ALLOYS

V.A. Dzenzersky, Yu.I. Kazacha, Yu.A. Zhulay, V.A. Ivanov, V.Yu. Skosar

The new ways to improve the mechanical properties of lead alloys used for the production of electrical components of lead-acid batteries are propose. Improving the strength and ductility of alloys can be achieved by removing the non-metallic inclusions from the alloy melt by sonication treatment lead above the cavitation threshold. The mechanisms of combination of small particles of non-metallic inclusions to larger are propose. These inclusions contained in the melts, and output them to the surface melts. The ultrasonic cavitation treatment can be used as the basis of industrial technology for production of high-quality lead alloys for today's lead-acid batteries.

Key words: batteries, lead alloys, improving the mechanical properties, sonication, cavitation.

Дзензерский Виктор Александрович – д-р техн. наук, проф., директор Института транспортных систем и технологий НАН Украины «Трансмаг», Днепропетровск, Украина.

Казача Юрий Иванович – начальник отдела новых технологий ПАО Международной научно-промышленной корпорации «ВЕСТА», Днепропетровск, Украина.

Жулай Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., глав. спец. ПАО Международной научно-промышленной корпорации «ВЕСТА», Днепропетровск, Украина.

Иванов Владимир Анатольевич – ведущий инженер Института транспортных систем и технологий НАН Украины «Трансмаг», Днепропетровск, Украина.

Скосарь Вячеслав Юрьевич – канд. физ.-мат. наук, ст. науч. сотр. Института транспортных систем и технологий НАН Украины «Трансмаг», Днепропетровск, Украина, e-mail: svu@westa-inter.com.

УДК: 620.93:621.35:622.92

Р.А. БИЛОНЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АЛЮМИНИЯ В ХИМИЧЕСКОМ ИСТОЧНИКЕ ТОКА ДЛЯ ГЕНЕРИРОВАНИЯ ВОДОРОДА

В работе показаны перспективы использования алюминия в качестве расходуемого электрода в химическом источнике тока для генерирования водорода. Использование водорода как энергоносителя и энергоаккумулирующего вещества есть одним из важнейших направлений водородной энергетики. Данный вопрос рассматривается в два этапа. Первый – использование алюминиевого электрода как промежуточного энергоносителя для генерирования водорода, электрического тока и тепла. Второй – аккумулирование водорода с последующим использованием в топливном элементе водородно-кислородного типа. Данные результаты позволяют рассчитать оптимальные характеристики ХИТ и способы накопления водорода.

Ключевые слова: *водородная энергетика, алюминий, водород, химический источник тока.*

Введение

Технологии производства водорода достаточно хорошо освоены и имеют практически неограниченную сырьевую базу. Однако низкая плотность газообразного водорода, низкая температура его сжижения, а также высокая взрывоопасность в сочетании с негативным воздействием на свойства конструкционных материалов, выдвигают на первый план проблемы разработки эффективных и безопасных систем хранения водорода. Именно эти проблемы сдерживают развитие водородной энергетики в настоящее время [1].

По энергетическому потенциалу в относительной близости к водороду находится другой химический элемент, широко распространённый в природе, – алюминий, производство которого весьма масштабно во всём мире.

Алюминий может быть использован в качестве энергоносителя в химическом источнике тока (ХИТ), в котором процесс генерирования электричества связан с расходом электрода, находящегося в жидком электролите (NaCl, KOH, NaOH). Перезарядка осуществляется путем замены электрода. В ходе реакции выделяется водород и тепловая энергия, которую также можно использовать для производства электроэнергии, в частности с помощью тепловых машин традиционного типа. Водород, как побочный продукт работы ХИТ, можно накапливать в баллонах для использования в топливном элементе водородно-кислородного типа после расхода алюминиевого электрода. Продукты электрохимического окисления (гидроокись и окись алюминия) легко включаются в цикл Байера, широко используемый в промышленности при производстве этого металла [2].

1. Теоретический анализ

Взаимодействие активированного алюминия с водой для генерирования H_2. По результатам работы [3] производства водорода в автономных условиях получило широкое распространение в системе гидрометеослужбы. Основной способ получения водорода – реакция сплавов с водным раствором щелочи (KOH, NaOH).

Реакция алюминия с водой описывается уравнением (1):

$$2Al+6H_2O \leftrightarrow 2Al(OH)_3+3H_2\uparrow \qquad (1)$$

Известно, что при температуре 363 K энергия Гиббса ΔG=-927,2 кДж, а константа равновесия $K=2{,}66\times10^{133}$. Полнота реакции, рассчитанная по константе равновесия, практически близка к единице. При адиабатическом процессе в зоне реакции температура возрастает до 2880 K, тогда как пятикратный избыток воды относительно стехиометрического объёма понижает температуру до 760 K. При средних температурах чистый алюминий покрыт плотной оксидной плёнкою и практически не взаимодействует с водою. В то же время ряд сплавов с алюминием в тех же условиях проявляют исключительно высокую активность. Так, например, скорость вытеснения водорода из воды сплавом АГ5О5И5 (масс. %: Al – 85, Ga – 5, Sn – 5, In – 5), более чем на два порядка превышает скорость вытеснения алюмокерамическими сплавами.

Термодинамика образования водорода в реакциях Al, Si и Fe с водой. Реакции взаимодействия

© Р.А. Билоненко

алюминия, кремния и железа с водой и водяным паром в процессе получения водорода описаны уравнениями (1) – (4).

$$2Al+3H_2O\leftrightarrow Al_2O_3+3H_2\uparrow; \quad (2)$$

$$Si+2H_2O\leftrightarrow SiO_2+2H_2\uparrow; \quad (3)$$

$$3Fe+4H_2O\leftrightarrow Fe_3O_4+4H_2\uparrow. \quad (4)$$

В термодинамических исследованиях, описанных в работе [3], расширен круг анализированных реакций для алюминия и кремния и введено в рассмотрение реакция с железом.

Показано, что с понижением температуры вероятность реакции возрастает. В интервале температур 200 … 600 K реакции алюминия и кремния с водой и при 300 … 1000 K с водяным паром идут до конца. Железо с водой в интервале температур 300 … 600 K реагирует из 100 %-ной полнотой реакции, а при взаимодействии железа с водяным паром в интервале 300 … 1000 K и повышении давления до 15 МПа практически не влияет на выход водорода.

Получения H_2 путём гидролиза лёгких металлов. Метод получения H_2 путём гидролиза с использованием лёгких металлов (Mg, Al и др.) известен около ста лет [4]. В этом методе могут участвовать как чистая вода, так и водные растворы сильных электролитов, в частности щёлочи.

Использования реакции гидролиза в ЭХГ кислородно-водородного типа связано с особыми техническими проблемами, основной из которых является большой тепловой эффект этих реакций. Сравнительно невысокий уровень температур, при которых происходит реакция гидролиза (несколько сотен градусов), препятствует преобразованию выделяющейся теплоты на электроэнергию. В результате большая часть химической энергии исходных реагентов остается недоступной, а тепло приходится выбрасывать в окружающую среду. Это понижает общий КПД преобразования химической энергии реагентов в электрическую, а способы, которые используют для контроля над ходом реакции, требуют для своей работы некоторых энергетических потерь, что понижает эффективность энергоустановки такого типа.

Для гидролиза подходят практически все металлы первых четырех групп периодической системы, но на практике используют наиболее дешевые и распространённые из них, в частности – алюминий.

Алюминий способен расщеплять воду как самостоятельно, так и с помощью щёлочей, которые растворяют его защитную плёнку. В первом случае гидролиз проходит при достаточно высокой температуре, и в результате получается нерастворимая гидроокись алюминия (5):

$$Al+3H_2O\rightarrow Al(OH)_3\downarrow+3/2H_2+O_2\uparrow \quad (5)$$

Кроме того, реакция алюминия с водяной парой начинается при температуре ~ 773 K, что сопровождается существенными энергетическими потерями.

Приемлемым есть гидролиз алюминия в водном растворе щёлочи, уравнение (6).

$$Al+NaOH+H_2O\rightarrow$$

$$\rightarrow NaAlO_2+3/2H_2\uparrow \quad (6)$$

Поскольку щёлочь растворяет оксидную плёнку на поверхности алюминия, исчезает необходимость разогревать реагенты до высокой температуры – бурное выделение водорода осуществляется при температуре, не превышающей 373 K. В этом случае высвобождается весь водород, содержащийся в исходных реагентах (NaOH и H_2O), а образованный алюминат натрия остаётся растворимым в отработанном слабощёлочном растворе. Всё это делает целесообразным и технологически оправданным использования именно этой реакции для генерирования водорода, предназначенного для энергоустановок с электрохимическим генератором.

В обеих данных реакциях выделяется большое количество теплоты. В стационарных условиях тепло утилизируется в системах теплоснабжения, например для отопления помещений. В транспортирующихся энергоустановках (ЭУ) с ЭХГ определяющим фактором есть количество получаемого водорода, а теплота практически не утилизируется.

Характерной особенностью гидролиза алюминия в водном растворе едкого натрия есть, как упоминалось выше, возможность получения жидких продуктов реакции, что есть раствором жидкого алюмината натрия в слабощёлочном водном растворе. Как показали лабораторные испытания, проведенные при давлении 0,1 и 1,2 МПа, температура кипения такого отработанного раствора с точностью до нескольких процентов совпадает с температурой кипения начального 30 %-ного раствора NaOH и приблизительно на 20 K превышает температуру кипения чистой воды при том же давлении. В табл. 1 приведены экспериментальные значения температуры кипения реагирующих веществ. Приведена также оценка значений температуры кипения при давлении 2 и 3 МПа, рассчитанных исходя из этих данных и справочных данных по температуре кипения воды при высоком давлении [5].

Если водород для ЭХГ получают гидролизом, то одним из основных агрегатов ЭУ есть генератор водорода, что представляет собой химический реактор с собственными системами обслуживания.

Таблица 1

Температура кипения веществ, участвующих в реакции гидролиза алюминия в водном растворе

Реагент	Давление			
	0,1 МПа	1,2 МПа	2 МПа	3 МПа
	Эксперимент		Прогноз	
Вода	373 K	463 K	483 K	506 K
Начальный 30 %-ный раствор NaOH	~388 K	483…493 K	503…513 K	523…533 K
Отработанный раствор $NaAlO_2$	388…391 K	~493 K	~513 K	~533 K

В число последних входит обычно и система охлаждения, что позволяет контролировать ход реакции гидролиза и, соответственно, продуктивность генератора относительно водорода. Избыточное тепло, отдаваемое генератором водорода, обычно сбрасывается в окружающую среду, а на это тратится определённое количество энергии. Таким образом, значительная часть химической энергии исходных реагентов не только тратится бесполезно, но и требует для своей утилизации дополнительного расхода энергии, получаемой за счёт генерированного водорода.

Тем временем тепловой эффект реакции гидролиза можно использовать на ЭУ и не тратить вырабатываемую энергию на охлаждения генератора водорода. Для этого генератор должен быть "адиабатическим", т.е. не иметь системы охлаждения. Дополнительно его можно теплоизолировать. Удельная энергия газа, выходящего с адиабатического генератора водорода (АГВ), будет существенно выше.

На практике в АГВ вместе с водородом выходит также большое количество водяной пары, которая главным образом и "выносит" тепловую энергию, т.е. АГВ, по сути, стает генератором пароводородной смеси. Температура смеси равна температуре водного раствора, кипящего внутри АГВ. При этом с кипением раствора осуществляется химическая реакция, в ходе которой образуется водород, теплота реакции поддерживает кипение раствора, поскольку генератор водорода есть "адиабатическим". Температура в АГВ стабилизируется на уровне температуры кипения водного раствора при рабочем давлении АГВ (см. таб. 1).

2. Методика эксперимента

Исследовались характеристики электрохимических генераторов (ЭХГ) с твёрдым топливом, в которых анод (Al, Zn) выступает топливом, а катод (Cu, Fe) есть окислителем. Химический источник тока с твердым топливом работает с использованием энтальпии химических реакций в элементах Роберта Гейра [6] и подразумевает освобождение носителей заряда: электронов и ионов, их разделение с использованием химических окислительно-восстановительных реакций, когда осуществляется окисление анода и восстановление катода. Химическая окислительно-восстановительная реакция осуществляется в процессе обмена электронами на поверхности электродов, связанных между собой электропроводящей средой – электролитом (кислотным, щелочным и т.п.) [7].

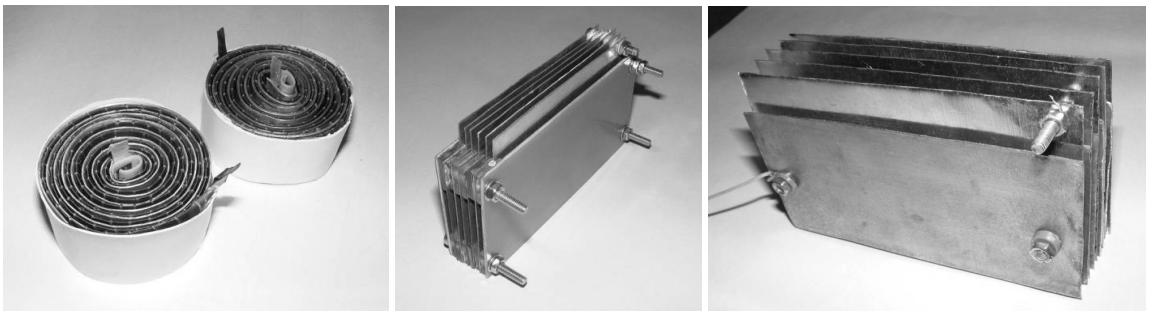
Для изготовления экспериментальных образцов использовались следующие материалы: лента алюминиевая А5м×0,6×250; лента медная ЛММ 0,3×25; лист оцинкованный толщиной 0,45 мм марки ст.08ПК, двусторонний стеклотекстолит толщиной 0,45 мм марки СФ-2-35; железо трансформаторное толщиной 0,5 мм.

Технология изготовления ХИТ – две ленты: алюминиевая и медная (на последнюю предварительно намотана по всей длине леска толщиной 0,6-0,8 мм с шагом витка 4-6 мм, она служит межэлектродным зазором), свертываются в рулон, в результате получается элемент типа элемента Вольта [7]. Электрохимический генератор можно изготовить и другим способом: набор чередующихся пластин (медь-алюминий или железо-цинк) разделенных диэлектрической прокладкой и соединенных параллельно.

В работе использовалось два способа работы ХИТ. Первый – ячейка с электродами опускалась в электролит и, после некоторого времени активации, фиксировалось напряжение и ток на ЭХГ. Второй – применение циркуляции электролита в ячейке, что позволяет отводить продукты реакции с межэлектродного пространства ХИТ.

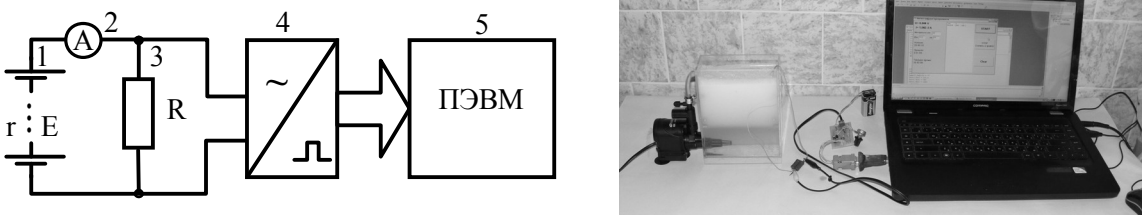
Фото цилиндрического элементарного источника и набор плоских пластин изображены на рис. 1.

Поскольку ХИТ работает от нескольких минут до десятков часов, а фиксировать напряжения в первые минуты работы необходимо через каждые 10-30 с, в роботе использовался аналого-цифровой преобразователь на базе 10 разрядного АЦП TLC1549IP [8], с разработкой программного обеспечения и последующим подключением к персональному компьютеру. Точность измерения напряжения 5 мВ, максимальное измеряемое напряжение 5 В [9]. Функциональная схема и фото экспериментальной установки показаны на рис. 2.



a b c

Рис. 1. Элементарный химический источник тока с расходуемым электродом:
a – спиральная навивка рулона (Al+Cu); b, c – набор плоских
параллельно соединенных пластин (Al+Cu), (Zn+Fe)



a b

Рис. 2. Схема (a) и фото (b) экспериментальной установки:
1 – электрохимический генератор; 2 – амперметр; 3 – нагрузка R;
4 – аналого-цифровой преобразователь; 5 – персональный компьютер (ПЭВМ);
r – внутреннее сопротивление ХИТ; E – электродвижущая сила (ЭДС)

3. Обсуждения и результаты

На поверхности алюминия имеется тонкая пленка оксида алюминия (Al_2O_3), что делает алюминий стойким к коррозии на воздухе. При действии на алюминий водных растворов щёлочи (KOH, NaOH) слой оксида растворяется с образованием алюмината [10], уравнение (7).

$$Al_2O_3+2NaOH+3H_2O= \\ =2Na[Al(OH)_4] \quad (7)$$

Суммарное уравнение реакции алюминия в водном растворе щёлочи (8).

$$2Al+2NaOH+6H_2O= \\ =2Na[Al(OH)_4]+3H_2\uparrow \quad (8)$$

Растворение металлического цинка в щёлочном растворе (KOH, NaOH) сопровождается образованием гидроксоцинката и выделением водорода, уравнение (9):

$$Zn+2NaOH+H_2O= \\ =Na_2[Zn(OH)_4]+H_2\uparrow \quad (9)$$

Энергия, вырабатываемая ХИТ, равняется изменённой свободной энергии Гиббса в химической реакции образования электрического тока с противоположным знаком, формула (10):

$$A=-\Delta Z, \quad (10)$$

где A – электрическая энергия, вырабатываемая источником тока, значение величины Z на 1 кг или 1 моль продуктов реакции приведены в справочной литературе для типичных токообразующих химических реакций.

Электродвижущая сила ХИТ связана с числом Фарадея формулой (11):

$$E = \frac{A}{Fn} = -\frac{\Delta Z}{Fn}, \quad (11)$$

где $F=96487\times10^3$ Кл/кмоль – постоянная Фарадея, n – количество электронов, образованных одной молекулой топлива на аноде[5].

Также, ЭДС химического элемента можно получить, сложив единичные электродные потенциалы (E°) по формуле (12).

$$E = E_2^\circ - E_1^\circ. \quad (12)$$

Для алюминия

$$E_1^\circ = -1{,}663 \text{ В},$$

меди

$$E_2^\circ = +0{,}337 \text{ В}.$$

ЭДС для пары Al+Cu рассчитана по формуле (13):

$$E = E_2^\circ - E_1^\circ = 0{,}337 + 1{,}663 = 2{,}000 \text{ В}. \quad (13)$$

Теоретический расчет ЭДС по формуле (13) не совпадает с результатами, полученными в опыте. Это объясняется тем, что наличие оксидной пленки повышает электродный потенциал алюминия. В щелочном растворе оксидная пленка разрушается и электродный потенциал понижается, что наблюдается на графике (рис. 4).

Электродные потенциалы для цинка:

$$E_1^\circ = -0{,}763 \text{ В},$$

железа:

$$E_2^\circ = -0{,}430 \text{ В}.$$

ЭДС для пары Zn+Fe рассчитана по формуле (14):

$$E = E_2^\circ - E_1^\circ = -0{,}430 + 0{,}763 = 0{,}333 \text{ В}. \quad (14)$$

В табл. 2 приведены характеристики работы ХИТ с расходуемым электродом.

По результатам экспериментов были построены вольтамперные кривые (рис. 3), и графики зависимости напряжения от времени. Химический источник тока с расходуемым алюминиевым электродом работал без циркуляции электролита до полного разрушения электрода примерно 2,5 часа (рис. 4). Реакция сопровождается большим выделением водорода и теплоты. Элемент с электродами Zn+Fe работал намного дольше (см. табл. 2, рис. 5), большого выделение водорода и теплоты на данном элементе не наблюдалось.

Таблица 2

Характеристики работы ХИТ с расходуемым электродом

Тип ХИТ	Площадь анода, $м^2$	Масса анода, г	Концентр. электрол., %	Скорость расхода анода, г/час	Внутреннее сопротивление ХИТ, Ом	Нагрузка, Ом	Ёмкость ХИТ, мА·ч	Время работы, ч
Спиральная навивка рулона (Al+Cu)	$4{,}6\times10^{-2}$	33	15	14,7	620	37,7	29 (при U=357 мВ)	~2,25
Набор плоских пластин (Al+Cu)	$7{,}2\times10^{-2}$	59	15	26,2	720	37,7	39 (при U=555 мВ)	~2,25
Набор плоских пластин (Zn+Fe)	$7{,}8\times10^{-2}$	7	40	0,081	735	37,8	1500 (при U=348 мВ)	~86

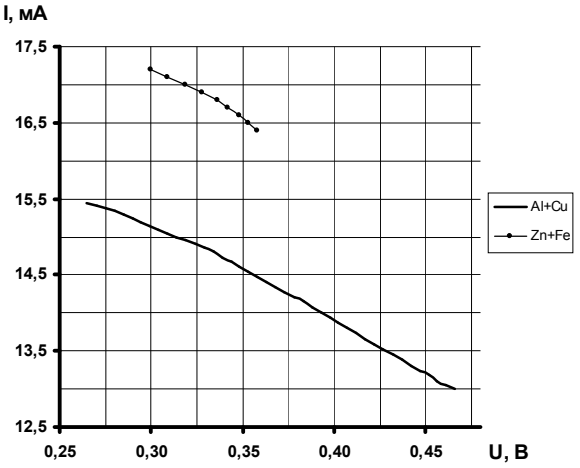


Рис. 3. Вольтамперные кривые ХИТ с расходуемым электродом

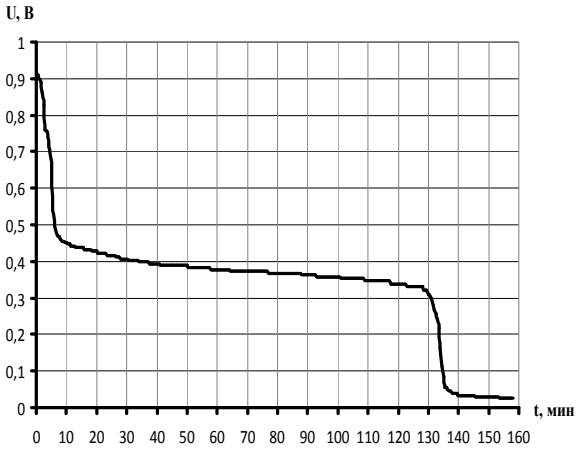


Рис. 4. Зависимость напряжения от времени (без циркуляции электролита (Al+Cu))

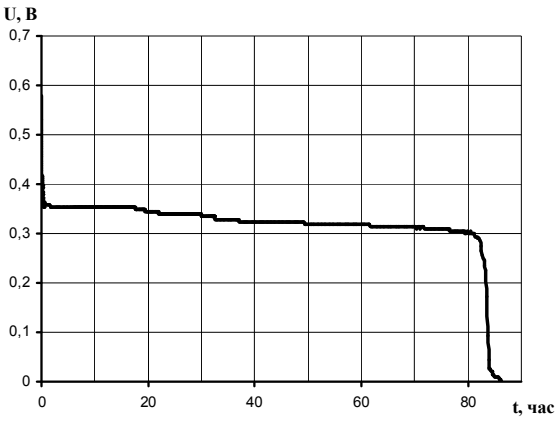


Рис. 5. Зависимость напряжения от времени (без циркуляции электролита (Zn+Fe))

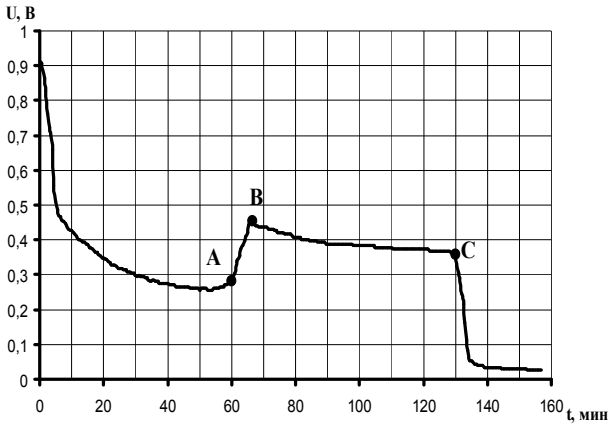


Рис. 6. Зависимость напряжения от времени (с циркуляцией электролита (Al+Cu))

Использование циркуляции электролита обусловлено накоплением продуктов реакции в межэлектродном пространстве и замыканием электродов ХИТ.

До точки **А** (рис. 6) происходит поляризация электрода и реакция оксидной плёнки на поверхности алюминия с водным раствором щёлочи. Далее, при наличии паро- и газовыделения на алюминиевом электроде резко возрастает сопротивление току и, как следствие повышение напряжения на ячейке, что наблюдается на участке **АВ** (рис. 6). На участке **ВС** возрастают омические потери и напряжение стабилизируется до разрушения электрода.

В данных экспериментах установлено, что при окислении 30 г алюминия выше изложенным способом образуется примерно 40 л технического водорода и пара.

Выводы

На основании проведенного обзора литературных данных, а также экспериментальных данных, можно сделать вывод о перспективности использования алюминий в химическом источнике тока для генерирования водорода. Данные результаты позволяют рассчитать оптимальные характеристики для ХИТ и способы накопления водорода. В дальнейшем планируется использования водорода, как побочного продукта работы ХИТ, в топливном элементе водородно-кислородного типа.

Литература

1. Болбас, Н. Водород на транспорте / Н. Болбас [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://engine.aviaport.ru/issues/38/page34.html. – 3.03.2013 г.

2. Шейндлин, А.Е. Алюмоводородная энергетика [Текст] / А.Е Шейндлин, А.З. Жук // Вестник Российской Академии Наук. – 2010. – Т. 80, № 3. – С. 218–224.

3. Свойства жидкого и твердого водорода [Текст]: справ. / под. ред. Б.Н. Есельсона. – М.: Изд-во стандартов, 1969. – 139 с.

4. Водород. Свойства, получение, хранение, транспортирование, применение [Текст] / Д.Ю. Гамбург, В.П. Семенов, Н.Ф. Дубовкин, Л.Н. Смирнова; под общ. ред. Д.Ю. Гамбурга, Н.Ф. Дубовкина. – М.: Химия, 1989. – 672 с.

5. Кривцова, В.И. Неисчерпаемая энергия. Кн. 4. Ветроводородная энергетика [Текст] / В.И. Кривцова, А.М. Олейников, А.И. Яковлев. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2007. - 606 с.

6. Яковлев, А.И. От топливных элементов в космосе до мощных источников тепловой и электрической энергии на Земле [Текст] / А.И Яковлев, Г.М. Федоренко // Новости энергетики. – 2001. – №12. – С. 57–63.

7. Яковлєв, О.І. Створення паливних елементів і на їх основі електрохімічних генераторів [Текст]/ О.І. Яковлєв // Гідроенергетика України. – 2008. – № 4. – С. 28–35.

8. Гель, П. Как превратить персональный компьютер в измерительный комплекс [Текст]: пер. с фр. / П. Гель. – 2-е изд. – М: ДМК Пресс, 2001. – 144 с.

9. TLC1549IP Datasheet (PDF) / Texas Instruments [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.alldatasheet.com/datasheet-pdf/pdf/28855/TI/TLC1549IP.html. – 3.03.2013 г.

10. Глинка, Н.Л. Общая химия [Текст]: уч. пособ. / Н.Л. Глинка. – 24-е изд. – Л.: Химия, 1985. – 702 с.

Поступила в редакцию 05.04.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры 401 К.В. Безручко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского "ХАИ", Харьков.

ВИКОРИСТАННЯ АЛЮМІНІЮ В ХІМІЧНОМУ ДЖЕРЕЛІ СТРУМУ ДЛЯ ГЕНЕРУВАННЯ ВОДНЮ

Р.О. Білоненко

В роботі показано перспективи використання алюмінію в якості електроду, що витрачається в хімічному джерелі струму для генерування водню. Використання водню як енергоносія є одним із важливих напрямків водневої енергетики. Дане питання розглядається в два етапи. Перший – використання алюмінієвого електроду як проміжного енергоносія для генерування водню, електричного струму і тепла. Другий – накопичення водню з наступним використанням в паливному елементі воднево-кисневого типу. Дані результати дозволяють розрахувати оптимальні характеристики хімічного джерела струму і способи накопичення водню.

Ключові слова: воднева енергетика, алюміній, водень, хімічне джерело струму.

THE USE OF ALUMINUM IN CHEMICAL CURRENT SOURCE TO GENERATE HYDROGEN

R.O. Bilonenko

The paper presents perspectiv of aluminum as a consumable electrode in chemical current source to generate hydrogen. The use of hydrogen as an energy source is one of the most important areas of hydrogen energy. This issue is addressed in two steps. The first - the use of aluminum electrode as an intermediate energy source to generate hydrogen, electric current and heat. The second - the accumulation of hydrogen c subsequent use in a fuel cell hydrogen-oxygen type. These results allow us to calculate the optimal characteristics of chemical current source and methods of hydrogen storage.

Key words: hydrogen energy, aluminum, hydrogen, chemical current source.

Билоненко Роман Александрович – аспирант кафедры ракетно-космических двигателей и энергетических установок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: bra15@mail.ru.

УДК 621.793

Ю.А. СЫСОЕВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОВОДЯЩЕЙ ПЛЕНКИ НА ПОВЕРХНОСТИ ДИЭЛЕКТРИКА ПУСКОВОГО ИНЖЕКТОРА ИСТОЧНИКА ПЛАЗМЫ

Приведены результаты исследований по формированию проводящей пленки в разрядном промежутке пускового инжектора в процессе работы вакуумно-дугового источника плазмы. Пленка осаждалась на торцевую поверхность трубки из керамики, применяемой для заполнения разрядного промежутка пусковых инжекторов. Эксперименты выполнялись в условиях реального технологического процесса нанесения защитно-декоративных покрытий в источниках плазмы с магнитным удержанием катодного пятна и катодами из хрома и титана. Установлено влияние материала катода и условий осаждения покрытий на структуру и свойства пленок, получаемых на керамике состава Al_2O_3-SiO_2-BaO_2. Определена скорость роста пленок, которая варьируется в диапазоне 1,1 … 3,3 нм/с.

***Ключевые слова**: пусковой инжектор, пробой по поверхности керамики, электрический взрыв пленки, система поджига, вакуумно-дуговой источник плазмы.*

Введение

Пробой по поверхности твердого диэлектрика является одним из наиболее эффективных методов создания пусковой плазмы, обеспечивающей инициирование вакуумно-дугового разряда в различных плазменных устройствах [1, 2]. Наличие в пусковом разрядном промежутке диэлектрика, в качестве которого обычно используют различные сорта керамики, позволяет существенно снизить напряжение его пробоя по сравнению с вакуумным пробоем того же промежутка [3]. Механизм поверхностного пробоя диэлектриков в вакууме достаточно детально рассмотрен в работах [3 – 5].

Особенностью работы пусковых инжекторов вакуумно-дуговых источников плазмы со стационарной дугой является формирование в разрядном промежутке инжектора проводящей пленки из продуктов эрозии материала катода. Существование такой пленки меняет физические процессы образования пусковой плазмы, которая в этом случае возникает за счет электрического взрыва проводящей пленки. Параметры импульса поджига, обеспечивающие генерирование инжектором форплазмы с характеристиками, необходимыми для надежного запуска дуги, в этом режиме отличаются от случая пробоя по поверхности диэлектрика.

При работе источников плазмы с частыми погасаниями вакуумно-дугового разряда (режим ионной очистки, использование катодов из тугоплавких материалов и др.), проводящая пленка между срабатываниями пускового инжектора восстановиться не успевает. В этом случае для пробоя разрядного промежутка инжектора необходимо применение пусковых импульсов повышенной амплитуды. В работе [6] предложено для надежного срабатывания пускового инжектора при отсутствии проводящей пленки использовать пусковые импульсы с высоковольтным всплеском вначале. Такое решение, по замыслу авторов, должно обеспечивать стабильное срабатывание инжектора, как при наличии, так и при отсутствии проводящей пленки. Однако, как показали исследования, выполненные в [7], не во всех случаях это обеспечивается.

Поскольку пленка в разрядном промежутке пусковых инжекторов вакуумно-дуговых источников плазмы играет существенную роль при возбуждении дугового разряда, представляет интерес изучение процесса ее формирования. Полученные в результате исследований данные о скорости роста пленки, ее сопротивлении и др. могли бы ответить на вопросы о длительности горения вакуумно-дугового разряда, при которой происходит восстановление пленки после срабатывания инжектора, об оптимальных параметрах импульсов поджига и ряд других.

Несмотря на то, что с момента первых работ по использованию пусковых инжекторов для бесконтактного запуска технологических вакуумно-дуговых источников плазмы [8, 9] прошло достаточное количество времени, вопрос формирования проводящей пленки в разрядном промежутке пускового инжектора еще не изучен.

В известной степени восполнить этот пробел призвана настоящая работа, целью которой является изучение особенностей формирования проводящей пленки на поверхности керамики, используемой для заполнения разрядного промежутка пускового инжектора, и исследование ее характеристик.

© Ю.А. Сысоев

2. Методика экспериментов

Исследования по формированию проводящей пленки на поверхности керамики в разрядном промежутке инициирующего устройства с целью определения особенностей ее структуры, скорости роста и электрических характеристик были выполнены в условиях реального технологического процесса нанесения защитно-декоративных покрытий. Схема проведения эксперимента представлена на рис. 1.

Источники плазмы А и Б являлись штатными источниками установки «Булат-6», в которых были выполнены следующие изменения. Узел поджига (пусковой инжектор) располагался на поверхности вспомогательного анода, обращенной к вакуумной камере, диаметры катодов равнялись 80 мм. Разрядный промежуток узла поджига, образованный поджигающим электродом и вспомогательным анодом (позиции 6, 11 и 7, 12 в источниках А и Б соответственно), был заполнен керамикой – керамической трубкой от сопротивления МЛТ-2, в которой резистивный слой на торцах трубки был снят. В качестве образцов, на торцах которых осаждалась пленка, использовались керамические втулки 2 и 8, такие же, как и в узлах поджига (4 и 10) источников плазмы. Образцы скобами 1 и 5 крепились к вспомогательным анодам.

Режим обработки изделий В (пластины из нержавеющей стали), определяющий процесс формирования пленок на керамических образцах, состоял из нескольких этапов. После ионной очистки сначала источником А (катод – хром марки Х99 ГОСТ 5905-2004), затем источником Б (катод – титан марки ВТ1-0 ГОСТ 19807-91), на изделия В наносилась пленка хрома при давлении остаточных газов в камере 10^{-3} Па. Затем источник А отключался, включался источник Б и в атмосфере азота (p = 10^{-1} Па) на изделиях В формировалось покрытие на основе нитрида титана. Ток дуги обоих источников плазмы был равен 100 А. Время работы источников определялось требованиями процесса осаждения покрытий на изделиях В и составляло 10 минут для источника А и 20 минут – для источника Б. После проведения процесса керамические трубки 2 и 8 демонтировались и их торцевые поверхности исследовались с помощью электронного микроскопа РЭМ-106.

Измерение сопротивления производилось на разработанном стенде, обеспечивающим возможность перемещения подпружиненного щупа цифрового мультиметра UT-70D с точностью 0,01 мм. Мультиметр был подсоединен к компьютеру и обеспечивал измерение сопротивления с разрешением 0,01 Ома и точностью ±0,3%.

Предварительно, поскольку изоляционное основание для резистора МЛТ может быть выполнено из различных материалов [10, 11], были определены элементный состав образцов и структура их поверхности. Данные исследования (результаты представлены на рис. 2 и 3) выполнялись с помощью электронного растрового микроскопа РЭМ-106 с системой энергодисперсного микроанализа.

Приведенные на рис. 2 данные показывают, что

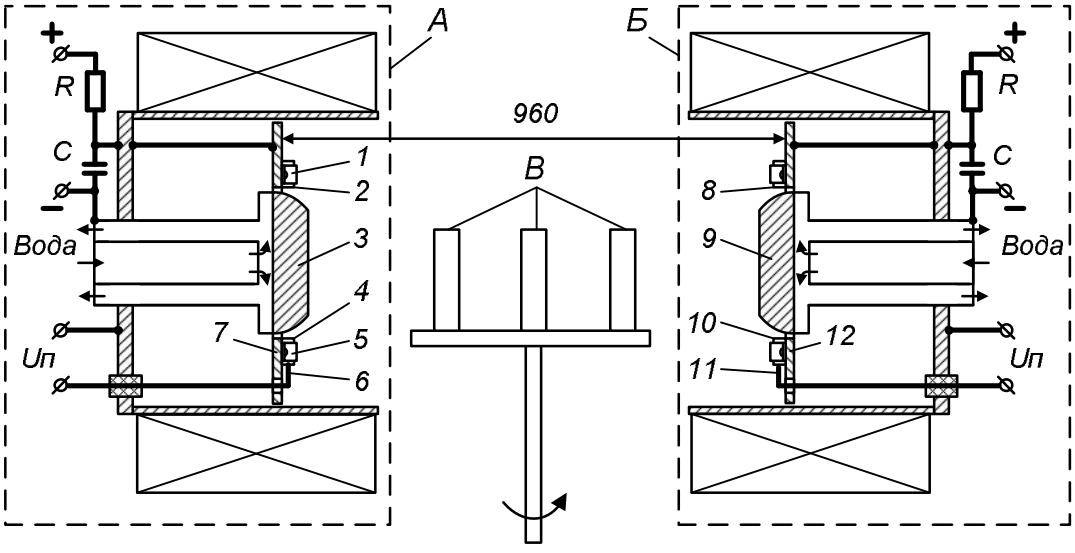


Рис. 1. Схема расположения керамических образцов в источниках плазмы при исследованиях образования пленки на поверхности керамики: А, Б – источники плазмы; В – обрабатываемые изделия; 1, 5 – скобы для крепления керамических втулок; 2, 4, 8, 10 – керамические втулки; 3 – катод из хрома; 9 – катод из титана; 6, 11 – поджигающие электроды; 7, 12 – дополнительные электроды (вспомогательные аноды)

керамические образцы изготовлены из цельзиановой керамики состава Al_2O_3-SiO_2-BaO_2 [12], содержащей достаточно много пор различных размеров (рис. 3).

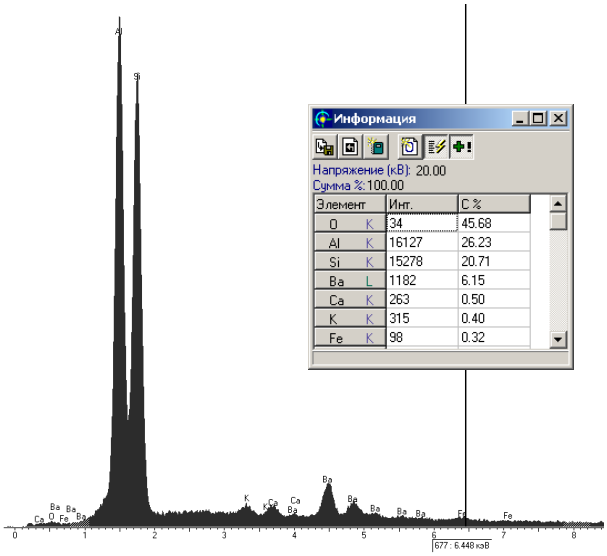


Рис. 2. Элементный состав керамических образцов

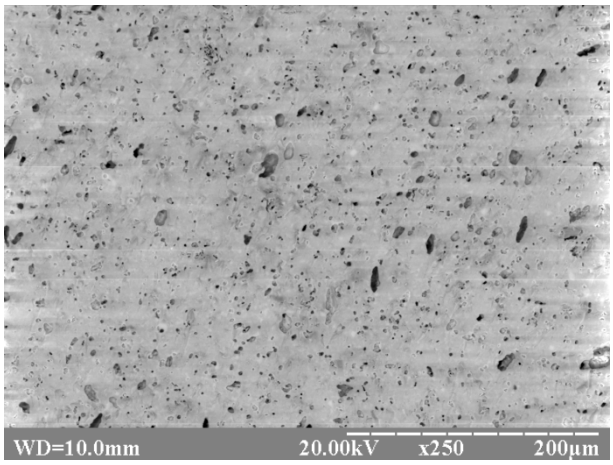


Рис. 3. Морфология поверхности керамических образцов

3. Результаты и обсуждение

Морфология пленки на поверхности торца керамической втулки, обращенного к катоду из хрома (источник А), представлена на рис. 4.

Покрытие на основе хрома неоднородно, имеются области сплошного покрытия с зеркальным блеском, расположенные ближе к центральной части керамической трубки.

На рис. 4 виден фрагмент такой области, расположенный вверху снимка.

В составе пленки много микрокапель, которые имеют в подавляющем большинстве сферическую форму и размеры порядка 1 мкм и менее. Элементный анализ микрокапель на хромовом покрытии показывает, что микрокапли примерно поровну разделены на микрокапли из хрома и микрокапли из титана. Для примера на рис. 5 в группе из трех капель в центре снимка средняя состоит из хрома, а большая и маленькая из титана.

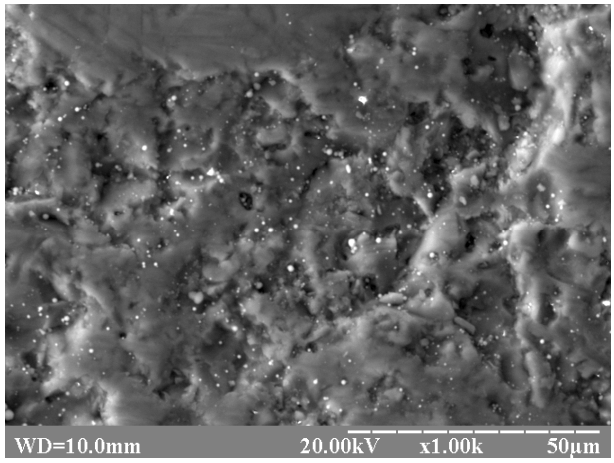


Рис. 4. Пленка на керамике, полученная в источнике с катодом из хрома

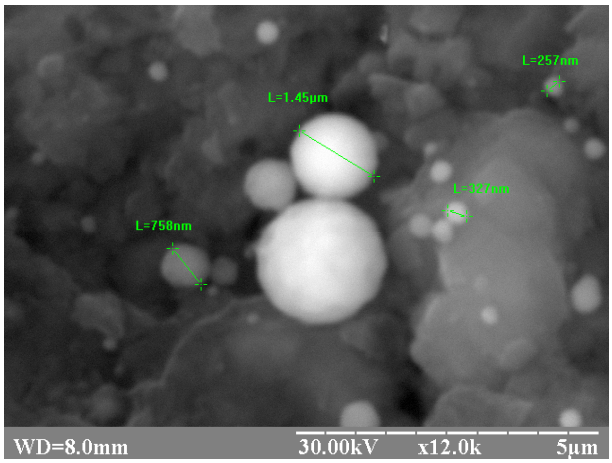


Рис. 5. Форма капель на поверхности пленки на основе хрома

Значительное количество микрокапель титана на поверхности пленки, формирующейся вблизи хромового катода, объясняется тем, что на последнем этапе технологического процесса работал только источник Б (катод – титан). Интересно отметить, что на пленке на противоположном торце керамической втулки микрокапель титана не обнаружено. Это может свидетельствовать о том, микрокапли, преодолев расстояние около одного метра, попадают на поверхность торца керамической трубки, расположенной вблизи катода, отразившись от боковой поверхности хромового катода.

Толщина пленки на основе хрома, замеренная на изломе керамики, в области сплошного покрытия ~ 2 мкм и менее, в остальной области порядка 1 мкм

(рис. 6), что соответствует скорости роста пленки, лежащей в диапазоне 1,7 … 3,3 нм/с.

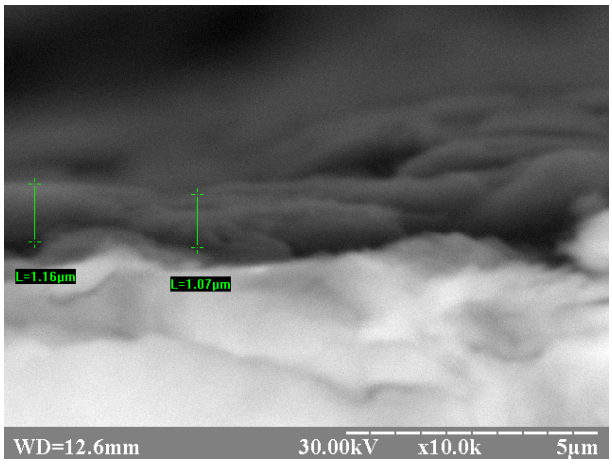


Рис. 6. Излом керамики с хромовым покрытием

Иная структура пленки, на поверхности образца, торцом обращенного к катоду из титана (источник Б), представленная на рис. 7. Покрытие в этом случае визуально сплошное матовое, местами с небольшим желтоватым оттенком. Оно является более неоднородным, с большим содержанием капельной фракции. Местами выделяются небольшие участки керамики, покрытые только тонким слоем титана.

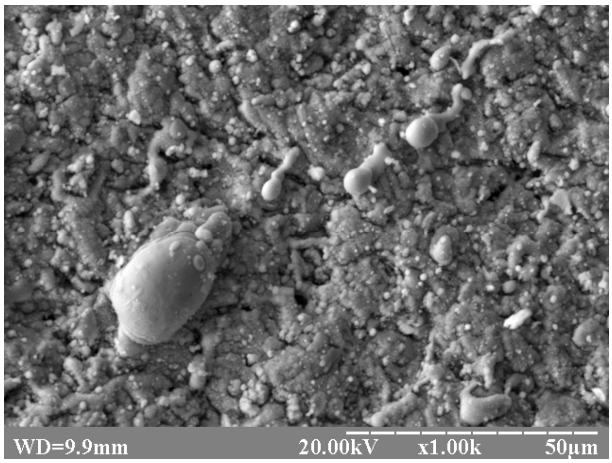


Рис. 7. Пленка на керамике, полученная в источнике с катодом из титана

В отличие от хромого покрытия, на титановом покрытии много более крупных микрокапель, состоящих из титана и имеющих размеры 5 и более мкм и вытянутую форму. Микрокапли из хрома на титановом покрытии в чистом виде не встречаются. Из более ста измерений зафиксирована единичная зона с содержанием хрома на уровне 62%. Очевидно, это связано с тем, что микрокапли из хрома лежат под слоем титана. Это подтверждает и тот факт, что следы хрома на уровне до нескольких процентов в покрытии фиксируются.

Толщина покрытия на этом образце, замеренная на изломе керамики (рис. 8), варьируется в пределах 1.3 … 1,9 мкм, что соответствует скорости роста пленки, лежащей в диапазоне 1,1 … 1,6 нм/с.

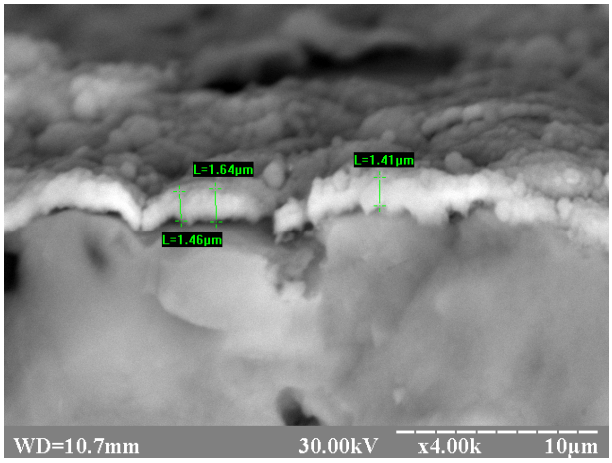


Рис. 8. Излом керамики с титановым покрытием

При близких значениях коэффициента электропереноса хрома и титана [13], наблюдается меньшая (порядка двух раз) скорость роста пленки на образце, установленном в источнике Б по сравнению с образцом в источнике А. По всей вероятности, причиной этого является то, что формирование пленки на образце, установленном в источнике Б происходит в основном при высоком давлении ($p = 10^{-1}$ Па), в то время как на образце в источнике А в основном при низком ($p = 10^{-3}$ Па).

Известно, что переход к сплошной пленке при ее осаждении начинается с толщин более 10 нм [14]. Для получения сплошной пленки в разрядном промежутке пускового инжектора при скоростях ее роста 1…3 нм/с, необходимо время между срабатываниями инжектора порядка 10 с. Однако на практике наблюдается устойчивая работа системы поджига при меньших временах формирования пленки (до нескольких сотен миллисекунд). За это время на поверхности керамики инжектора успевает сформироваться только островковая структура. Пробой в этом случае происходит, по всей вероятности, за счет перераспределения напряжения импульса поджига между «островками» пленки и, возникая в наиболее благоприятном месте, распространяется по разрядному промежутку инжектора.

Сопротивление пленок по радиусу керамической трубки (приблизительно по такому пути идет пробой разрядного промежутка пускового инжектора) для покрытий на основе хрома и титана приведено на рис. 9.

Пунктиром на графиках показано сопротивление проводника сечением 1 мкм^2. Полученные значения для пленок на основе хрома удовлетворительно согласуются с данными для сопротивлений пленок микронной толщины [10].

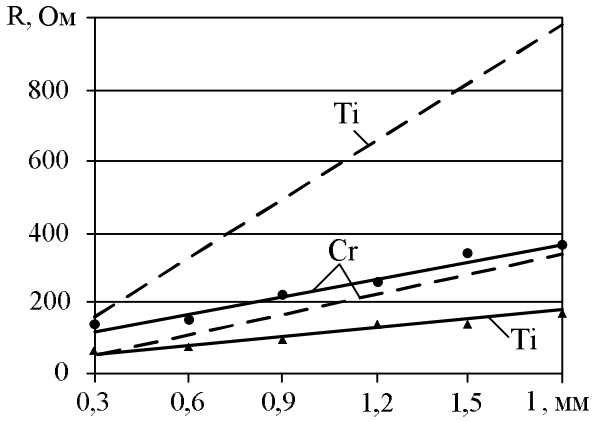


Рис. 9. Сопротивление пленок на основе хрома и на основе титана

Более низкое сопротивление пленки на основе титана по сравнению со сплошным титаном, очевидно, связано с наличием в покрытии хрома разных фракций, который имеет меньшее удельное сопротивление по сравнению с титаном.

При исследовании торцевой поверхности керамических образцов, расположенной вдали от катода (вне зоны прямой видимости с рабочей поверхности катода), были обнаружены микрокапли, состоящие из материала того катода, где был закреплен образец. Микрокапель из материала противоположного катода не наблюдалось.

На рис. 10 показана торцевая поверхность образца, размещенная в источнике плазмы А (рис. 1) вдали от катода, с микрокаплями из хрома.

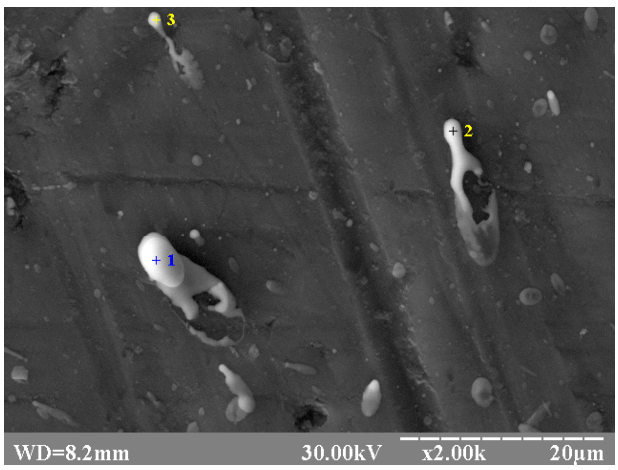


Рис. 10. Микрокапли на торце керамического образца, расположенного вдали от хромового катода: 1, 2, 3 – точки микроанализа

Вытянутая форма микрокапель свидетельствует о том, что они движутся под небольшим углом к поверхности осаждения и находятся в жидком состоянии.

Возможной причиной попадания капель на поверхность, находящуюся вне зоны прямой видимости с рабочей поверхности катода, где они возникают, может быть их взаимодействие с ионами, которые за счет создаваемого давления изменяют траекторию движения капель.

Выводы

В результате исследований формирования проводящей пленки на поверхности керамики, используемой для заполнения разрядного промежутка пусковых инжекторов вакуумно-дуговых источников плазмы, установлено следующее.

1. Рост пленки в разрядном промежутке пускового инжектора происходит со скоростью несколько нанометров в секунду. Получены значения скорости формирования пленки на образце вблизи хромового катода – 1,7 … 3,3 нм/с, на образце вблизи титанового катода – 1,1 … 1,6 нм/с. Разница в скоростях роста пленок, по всей вероятности, связана с формированием пленок при различных давлениях в камере, причем меньшему давлению соответствует большая скорость роста.

2. Сопротивление пленок, состоящих в основном из одного материала, примерно соответствуют сопротивлению пленок микронной толщины этого материала. При работе нескольких источников плазмы с катодами из разных материалов сопротивление пленок определяется соотношением фракций с разным удельным сопротивлением.

3. Покрытия, образующиеся на поверхности керамики пускового инжектора, содержат большое количество микрокапель из материалов катодов. Такая структура пленки, очевидно, будет определять особенности электрического взрыва проводящей пленки при срабатывании пускового инжектора.

Литература

1. Аксенов, И.И. Формирование потоков металлической плазмы: Обзор [Текст] / И.И. Аксенов, В.Г. Падалка, В.М. Хороших. – М.: ЦНИИатоминформ, 1984. – 83 с.

2. Гринвуд, А. Применение вакуумной дуги [Текст] / А. Гринвуд // Вакуумные дуги / под ред. Дж. Лафферти. – М.: Мир, 1982. – С. 385 – 426.

3. Авдеенко, А.А. Поверхностный пробой твердых диэлектриков в вакууме. II. Механизм поверхностного пробоя [Текст] / А.А. Авдеенко // ЖТФ. – 1977. – Т. 47, вып. 8. – С. 1708 – 1711.

4. Бугаев, С.П. Импульсный разряд по диэлектрику в вакууме [Текст] / С.П. Бугаев, Г.А. Месяц // Импульсный разряд в диэлектриках. – Новосибирск: Наука, 1985. – С. 4 – 42.

5. Месяц, Г.А. Импульсная энергетика и электроника [Текст] / Г.А. Месяц. – М.: Наука, 2004. – 704 с.

6. Пусковое устройство вакуумного электродугового плазменного ускорителя [Текст] / И.И. Аксенов и др. // Источники и ускорители плазмы. – Х.: ХАИ, 1981. – С. 50 – 55.

7. Сысоев, Ю.А. К вопросу повышения надежности запуска вакуумно-дуговых технологических источников плазмы [Текст] / Ю.А. Сысоев //. Вопросы проектирования и производства деталей конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3(54). – Х., 2008. – С. 163 – 172.

8. Аксенов, И.И. Возбуждение вакуумной дуги в источниках металлической плазмы [Текст] / И.И. Аксенов, В.А. Белоус // ТВТ. – 1978. – Т.17, Вып.1. – С. 1 – 4.

9. А.с. 550943 СССР, МКИ H01 B7/00. Способ зажигания вакуумной дуги [Текст] / И.И. Аксенов и др. – № 2166629/25; заявл. 18.08.75; опубл. 25.08.78, Бюл. № 31. – 3 с.

10. Мартюшов, К.И. Технология производства резисторов [Текст] / К.И. Мартюшов, Ю.В. Зайцев. – М.: Высш. шк., 1972. – 312 с.

11. Бочкарев, Б.А. Керметные пленки [Текст] / Б.А. Бочкарев, В.А. Бочкарева. – Л.: Энергия, 1975. – 152 с.

12. Балкевич, В.Л. Техническая керамика [Текст] / В.Л. Балкевич. – М.: Стройиздат, 1984. – 256 с.

13. Хороших, В.М. І. Эрозия катода и расход массы катодного материала в стационарной дуге низкого давления [Текст] / В.М. Хороших // ФІП ФИП PSE, 2004. – Т. 2, № 4. – С. 184 – 199.

14. Быков, Ю.А. О некоторых особенностях структуры и свойств металлических «тонких» плёнок [Текст] / Ю.А. Быков, С.Д. Карпухин, Е.И. Газукина // МиТОМ. – 2000. – № 6. – С. 45 – 47.

Поступила в редакцию 05.04.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технология самолетостроения С.И. Планковский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ФОРМУВАННЯ ПРОВІДНОЇ ПЛІВКИ НА ПОВЕРХНІ ДІЕЛЕКТРИКА ПУСКОВОГО ІНЖЕКТОРА ДЖЕРЕЛА ПЛАЗМИ

Ю.О. Сисоєв

Наведено результати досліджень щодо формування провідникової плівки в розрядному проміжку пускового інжектора в процесі роботи вакуумно-дугового джерела плазми. Плівка осаджувалася на торцеву поверхню трубки з кераміки, яка застосовується для заповнення розрядного проміжку пускових інжекторів. Експерименти виконувалися в умовах реального технологічного процесу нанесення захисно-декоративних покриттів в джерелах плазми з магнітним утриманням катодної плями і катодами з хрому і титану. Встановлено вплив матеріалу катода і умов осадження покриттів на структуру і властивості плівок, одержуваних на кераміці складу Al_2O_3-SiO_2-BaO_2. Визначено швидкість росту плівок, яка варіюється в діапазоні 1,1 ... 3,3 нм/с.

Ключові слова: пусковий інжектор, пробій по поверхні кераміки, електричний вибух плівки, система підпалу, джерело плазми на основі вакуумно-дугового розряду.

CONDUCTING FILM GENERATION ON THE NON-CONDUCTOR SURFACE OF STARTING INJECTOR OF PLASMA SOURCES

Ju.A. Sysoiev

The results of researches on formation the conductive film on discharge gap of injector of triggering of plasma sources on base of vacuum arc are shown. The film was deposited on the end face of the tube made of ceramic, used for filling of the discharge gap of injector of triggering. The experiments were performed in the condition of real technological process of protective and decorative coating in the plasma source with magnetic confinement of the cathode spot and with the chromium and titanium cathodes. The influence of the cathode material and the conditions of deposition of coatings on the structure and properties of films obtained on ceramics of Al_2O_3-SiO_2-BaO_2 defined. A film growth rate, which varies in the range 1.1 ... 3.3 nm/sec, was defined.

Key words: injector of triggering, the breakdown on the surface of the ceramic, electric explosion film, ignition system, plasma sources on base of vacuum arc.

Сысоев Юрий Александрович – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., докторант, доцент кафедры теоретической механики, машиноведения и работомеханических систем Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: JuriiS@ukr.net.

УДК 629.78.064.5

Ю.А. ШЕПЕТОВ, Е.А. ДОЛЖИКОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭНЕРГОПРИХОДА ОТ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА КЛАССА МИКРОСПУТНИК ДЛЯ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

В работе приведена методика расчета энергоприхода от панелей солнечных батарей малого космического аппарата класса микроспутник для дистанционного зондирования Земли для различных значений высоты орбиты, углов расположения панелей и местного времени прохождения восходящего узла орбиты. Проведенные расчеты позволяют определить рациональные углы установки панелей солнечных батарей для космических аппаратов рассматриваемого класса и определить максимально эффективное расположении фотоэлектрических батарей с точки зрения обеспечения максимума энергоприхода за один виток.

***Ключевые слова**: дистанционное зондирование Земли, космический аппарат, фотоэлектрический элемент, угол установки панелей, расчетная модель, освещенность, энергоприход.*

Введение

Создание и развитие космических средств и технологий дистанционного зондирования Земли является одним из приоритетных направлений разработки и использования космической техники для социально-экономических и научных целей. Космическая система дистанционного зондирования Земли предназначена для решения широкого состава конкретных задач в области гидрометеорологии, океанографии и океанологии, экологического мониторинга, мониторинга чрезвычайных ситуаций, картографии, информационного обеспечения деятельности в природо-хозяйственных отраслях, землеустройстве, строительстве и транспорте, а также научного изучения эволюции Земли и ее природных оболочек.

В настоящее время, создание и развитие космических средств и технологий дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) является одним из важнейших направлений применения космической техники. Набирающая темпы интенсификация международного сотрудничества по созданию глобальных систем наблюдения Земли дают все основания прогнозировать, что в период до 2025 года космические средства ДЗЗ станут наиболее приоритетным и эффективным классом космических аппаратов гражданского назначения, как за рубежом, так и в нашей стране [1].

Постановка задачи

Учитывая широту выполняемых задач, на сегодняшний день, космические аппараты класса ДЗЗ набирают темпы роста в развитии и внедрении новых технологий [1].

В соответствии с выполняемыми задачами такие КА имеют свои особенности. Как правило, они запускаются на круговую солнечно-синхронную орбиту. Это позволяет объекту съемки постоянно находился в фокусе сканирующей аппаратуры. При этом положение плоскости орбиты относительно направления на Солнце в течение года не меняется. Ориентация таких КА одноосная. Ось направлена на центр Земли. Угол раскрытия панелей обычно фиксирован так, как установка механизмов ориентации солнечных батарей влечет за собой неизбежное увеличение массы КА и стоимости [2].

Таким образом, неориентированные панели фотоэлектрических батарей (БФ) обычно располагаются на корпусе симметрично относительно продольной оси КА. Такую форму расположения панелей относительно продольной оси КА можно описать в виде конуса.

Решение поставленной задачи

Для определения угла раскрытия панелей микроспутника, который позволит получить максимальный энергоприход на рабочую поверхность были проведены следующие расчеты.

На рис. 1 представлена рабочая модель фотоэлектрической батареи. В качестве расчетной модели используется конус с углом раскрытия 2γ. Боковая поверхность объекта покрыта фотоэлектрическими элементами. Под углом α к плоскости основания конуса направлен вектор направления на

© Ю.А. Шепетов, Е.А. Должикова

Солнце $\overline{S}$, который находится в плоскости XOZ.

Дальнейший расчет проведем для произвольного элемента на поверхности конуса перпендикулярно, к которому направлен вектор нормали $\overline{N}$.

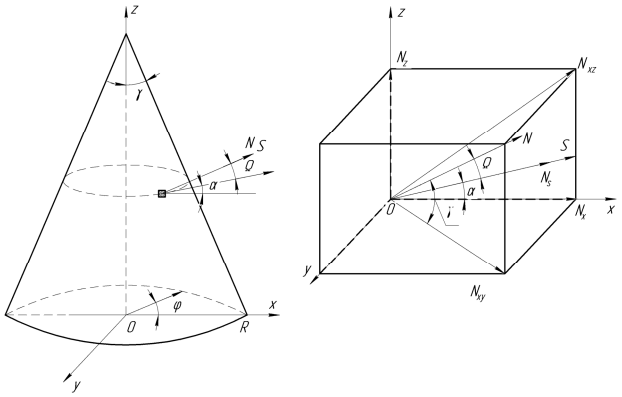


Рис. 1. Расчетная модель геометрии БФ

$\cos\Omega$ (угол между векторами $\overline{N}$ и $\overline{S}$) определяет освещенность произвольного элемента.

$$\cos\Omega = \frac{N_s}{\overline{N}} \qquad (1)$$

где N_s – проекция верктора $\overline{N}$ на вектор $\overline{S}$.

В соответствии с рисунком 1 выражение 1 принимает вид:

$$\cos\Omega = \cos\varphi \cdot \cos\gamma \cdot \cos\alpha + \sin\gamma \cdot \sin\alpha, \qquad (2)$$

где φ – угловая координата N_{xy} относительно оси x.

Из условия $\cos\Omega = 0$ определим значение $\varphi_{кр}$ (угол раскрытия для конического сектора освещенной части конуса) для каждого угла α. Другими словами, его можно определить как образующую вдоль поверхности конуса при условии, что вектор нормали $\overline{N}$ перпендикулярен направлению на Солнце (рис. 2).

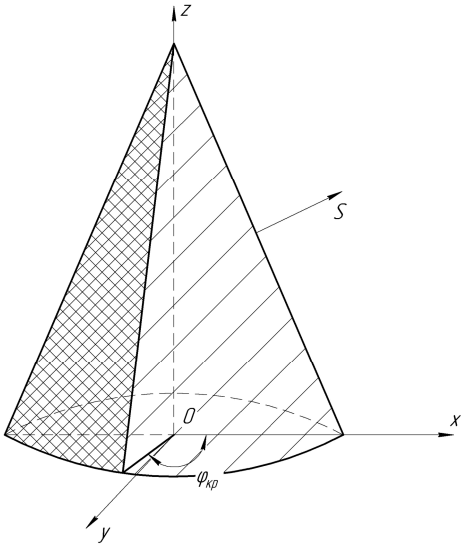


Рис. 2. Расчетная модель для определения энергоприхода на поверхность БФ

Для определения значения $\varphi_{кр}$ приравняем выражение 2 к нулю:

$$\cos\varphi \cdot \cos\gamma \cdot \cos\alpha + \sin\gamma \cdot \sin\alpha = 0, \qquad (3)$$

$$\cos\varphi = -\mathrm{tg}\alpha \cdot \mathrm{tg}\gamma, \qquad (4)$$

$$\varphi_{кр} = \arccos(\mathrm{tg}\alpha \cdot \mathrm{tg}\gamma). \qquad (5)$$

Рассмотрим выражение для получения площади боковой поверхности конуса ($S_{бок}$):

$$S_{бок} = \int_0^R \int_0^{2\pi} \frac{R\,dR\,d\varphi}{\sin\gamma} = \frac{\pi \cdot R^2}{\sin\gamma}, \qquad (6)$$

где R – радиус основания конуса.

Тогда, в соответствии с рисунком 2 изменение площади освещенного участка конуса ($S_{осв}$) будет иметь вид:

$$S_{осв} = \int_0^R \int_{-\varphi_{кр}}^{+\varphi_{кр}} \frac{R\,dR\,d\varphi}{\sin\gamma} \cdot \cos\Omega, \qquad (7)$$

$$S_{осв} = R^2 \cdot (\cos\alpha \cdot \mathrm{ctg}\gamma \cdot \sin\varphi_{кр} + \varphi_{кр} \cdot \sin\alpha). \qquad (8)$$

С учетом выражений 6 и 8 определим интегральный коэффициент освещенности площади поверхности конуса ($К_{осв}$):

$$К_{осв} = \frac{S_{осв}}{S_{бок}}. \qquad (9)$$

После ряда преобразований выражение 6 принимает вид:

$$К_{осв} = \frac{1}{\pi} \cdot (\cos\gamma \cdot \cos\alpha \cdot \sin\varphi_{кр} + \varphi_{кр} \cdot \sin\alpha \cdot \sin\gamma). \qquad (10)$$

Суммарный коэффициент освещенности ($К_{\Sigma\ осв}$) запишем следующим образом:

$$К_{\Sigma осв} = \frac{1}{S_{бок}} \int_S К_{осв}\,dS, \qquad (11)$$

где dS – единица площади поверхности конуса.

Таким образом, выражение для мощности, вырабатываемой боковой поверхностью конуса имеет вид:

$$P(\tau) = К_{\Sigma сов} \cdot S_{бок} \cdot E \cdot \eta_{БФ}, \qquad (12)$$

где E – солнечная постоянная (E=1360 Вт/м^2);

$\eta_{БФ}$ – коэффициент полезного действия фотоэлектрической батареи.

Введем угол α', это угол между осью конуса и вектором направления на Солнце (α'=90-α). Такое изменение системы координат отразит движение космического аппарата на орбите.

Согласно рис. 3 cos α' вычислим по формуле:

$$\cos\alpha' = \frac{r_s}{\overline{r}}, \qquad (13)$$

где r_s– проекция r_x на вектор $\overline{S}$;

$\overline{r}$ – радиус-вектор.

$$r_s = r_x \cdot \cos\beta, \qquad (14)$$

где r_x – проекция вектора $\overline{r}$ на ось x;

β – угол между плоскостью орбиты спутника и вектором направления на Солнце (угол ПОС).

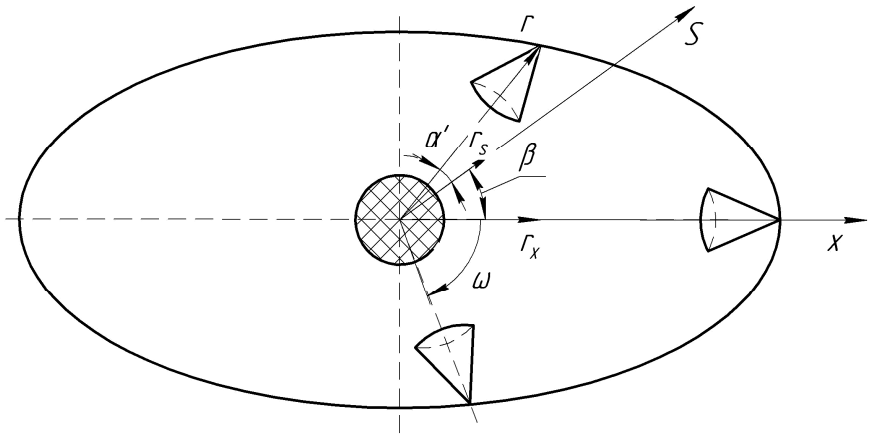


Рис. 3. Схема движения космического аппарата по орбите

Определим проекцию вектора $\bar{r}$ на ось x:

$$r_x = \bar{r} \cdot \cos\omega, \tag{15}$$

где ω – аргумент перигея орбиты.

Тогда, выражение 13 принимает вид:

$$\cos\alpha' = \cos\beta \cdot \cos\omega. \tag{16}$$

Продолжительность теневого участка определяется моментами входа спутника в тень и выхода из нее. Для проведения дальнейших исследований, интерес представляет угол тени (ω_T), которую отбрасывает Земля (рис. 4).

Космические аппараты класса ДЗЗ функционируют на круговой, солнечно-синхронной орбите. Это позволяет КА находиться над одним и тем же участком земной поверхности на одной высоте в одно и то же местное время. Следовательно, принимаем движение Солнца по эклиптике круговым, а тень Земли цилиндрической без учета полутени [3].

Найдем значение ω_T с учетом особенностей работы КА класса ДЗЗ:

$$\cos\frac{1}{2}\omega_т = \frac{\cos\beta_{кр}}{\cos\beta}\cdot, \tag{17}$$

где $\beta_{кр}$ – значение угла ПОС, при котором тень Земли не влияет на освещенность спутника.

Чтобы определить суммарное значение коэффициента использования солнечного излучения ($К_{исп}$), а следовательно и максимуму энергоприхода на рабочую поверхность БФ необходимо учесть влияние тени Земли на освещенность КА:

$$\begin{cases} \omega_т = 2 \cdot \arccos\left(\dfrac{\cos\beta_{кр}}{\cos\beta}\right), \text{ при } \beta \le \beta_{кр}, \\ \omega_т = 0, \text{ при } \beta \ge \beta_{кр}, \end{cases} \tag{18}$$

где $\beta_{кр}$ определяется выражением:

$$\beta_{кр} = \arcsin\left(\frac{R_З}{R_З + H}\right), \tag{19}$$

где $R_З$ – радиус Земли (6732 км);

H – высота орбиты космического аппарата.

Из вышеизложенного следует, что коэффициент использования солнечного излучения принимает вид:

$$К_{исп} = \frac{1}{T_{вит}} \int_0^{T_{вит}} K_{\Sigma осв} d\tau, \tag{20}$$

где $T_{вит}$ – длительность витка (мин).

Мощность солнечного излучения, попадающего на поверхность конуса, можно определить с помощью выражения:

$$W_{виток} = К_{исп} \cdot S_{бок} \cdot E \cdot \eta_{БФ} \cdot T_{вит}. \tag{21}$$

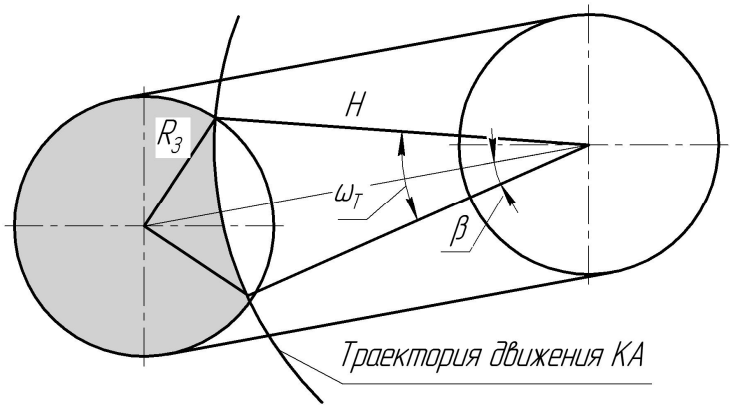


Рис. 4. Расчётная схема для вычисления длительности тени на витке

Заключение

Приведенная методика расчета дает возможность проанализировать изменение максимального коэффициента использование солнечного излучения в зависимости от 3-х параметров – высота орбиты, угол раскрытия панелей и угол направления на Солнце относительно плоскости орбиты, и определить рациональные значения углов установки панелей для конкретных параметров запуска космического аппарата при условии получения максимума энергоприхода.

Литература

1. Концепция развития российской космической системы дистанционного зондирования Земли на период до 2025 года [Текст]. – М.: Федеральное космическое агентство. – 2006. – С. 4-10.

2. Безручко, К.В. Расчет освещенности и температуры солнечных энергоустановок искусственных спутников Земли в условиях орбитального полета [Текст]: учеб. пособие по курсовому и дипломному проектированию / К.В. Безручко, А.В. Горовой, И.Б. Туркин. – Х.: Гос. аэрокосмический ун-т "ХАИ", 1999. – 66 с.

3. Белов, Д.Г. Освещенность и ориентация солнечных батарей искусственных спутников Земли [Текст]: учеб. пособие по преддипломному курсу специальности 8.101305 / Д.Г. Белов, С.В. Губин, Ю.А. Шепетов. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т "ХАИ", 2001. – 40 с.

Поступила в редакцию 3.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф,. заместитель генерального директора по научной работе В.Н. Борщов, ГП "Научно-исследовательский технологический институт приборостроения", Харьков.

МОДЕЛЮВАННЯ ЕНЕРГОПРИХОДУ ВІД СОНЯЧНИХ БАТАРЕЙ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ КЛАСУ МІКРОСУПУТНИК ДЛЯ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ

Ю.О. Шепетов, К.О. Должикова

У роботі наведено методику розрахунку енергоприхода від панелей сонячних батарей малого космічського апарату класу мікросупутник для дистанційного зондування Землі для різних значень висоти орбіти, кутів розташування панелей і місцевого часу проходження висхідного вузла орбіти. Проведені розрахунки дозволяють визначити раціональні кути установки панелей сонячних батарей для космічних апаратів розглянутого класу і визначити максимально ефективне розташуванні фотоелектричних батарей з точки зору забезпечення максимуму енергоприходу за один виток.

Ключові слова: дистанційне зондування Землі, космічний апарат, фотоелектричний елемент, кут встановки панелей, розрахункова модель, освітленість, енергоприхід.

MODELLING OF INCOMING ENERGY FROM THE SOLAR PANELS OF THE SMALL SPACECRAFT (MICROSATELLITE) FOR EARTH REMOTE SENSING

Yu.A. Shepetov, E.A. Dolzhukova

This paper provides the calculation methodology of incoming energy from the solar panels of the small spacecraft (microsatellite) for Earth remote sensing in accordance to the orbit height, different panels deployment angles and the local transit time of the orbit ascending node. The calculations make it possible to determine the rational deployment angles of the solar panels cells for space crafts of this class and determine the most efficient location of solar panels from the point of view of ensuring maximum incoming energy per one revolution.

Key words: Earth remote sensing, spacecraft, photoelectric cell, the deployment angle of the panels, the design model, sun lighting, quantity of radiant energy per square unit.

Шепетов Юрий Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Должикова Екатерина Александровна – аспирант каф. ракетно-космических двигателей и энергоустановок летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 535 (023)

В.И. РЯБКОВ, Н.Г. ТОЛМАЧЕВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ТАХИОННАЯ ЭНЕРГИЯ – ОСНОВА «ХОЛОДНОГО» СИНТЕЗА

Рассмотрены энергетические условия «холодного» синтеза с позиций гипотезы би-вещества, образованного квантами «светящегося» вещества и «темной» массы. Показано, что при совмещении низкотемпературного «светящегося» кванта с высокотемпературным пространством «темной» массы возникают реакции избыточного выделения энергии и нейтронов, а также образуются новые химические элементы, отсутствовавшие в исходном «светящемся» веществе. Энергетическая модель позволила объяснить ряд экспериментальных фактов наблюдаемых ранее другими исследователями с избыточным выделением энергии и таким образом устранить расхождение между исследователями «холодного» и «горячего» синтеза.

Ключевые слова: *«холодный» синтез, гипотеза би-вещества, температура, энергия.*

Введение

Начало исследований процессов «холодного» синтеза связано с пионерскими работами Флейшмана и группы Джонсона, которые в 1989 году выступили с сообщениями о экологически чистом способе генерации энергии ядерного синтеза.

Вопрос о возможности получения избыточной энергии при облучении кристаллических мишений пучком ускоренных частиц рассматривался Высоцким и Кузьминым [1, 2] задолго до экспериментов Флейшмана и Понса. После неудач в 1989 году и фальсификации результатов в 2002 году «холодный термояд» прочно зарекомендовал себя как псевдонаука. Однако с 2008 года, после публичной демонстрации эксперимента с электрохимической ячейкой Йосиаки Аратой (Yoshiaki Arata) из университета Осаки о холодном ядерном синтезе заговорили снова [3].

Как в этом случае, так и во многих других экспериментах надежно фиксируется необъяснимо избыточное выделение энергии и образование новых химических элементов. Однако представители классической физики утверждают, что этого быть не может и обвиняют авторов необъяснимых экспериментов в невежестве.

Многолетнее безрезультативное противостояние между исследователями «холодного» синтеза и фундаментальных основ физики объясняется двумя причинами:

– классическая физика допускает синтез нового вещества только в условиях сверхвысокой температуры ($T=10^8$ К), а

– сами авторы, наблюдавшие экспериментальные факты избыточного выделения энергии и образования новых химических элементов, не могут обосновать то, что они наблюдают.

Список подобных экспериментальных работ, результаты которых современная фундаментальная физика объяснить не может, стремительно растет.

Как оказалось: при схлопывании пузырьков в жидкости в процессах кавитации, при воздействии мощных электрических зарядов, при ударе плотного пучка электронов по металлу, при разряде в установке плазменный фокус, при пережигании электрическим импульсом тонкой проволоки или фольги, при ударе снаряда по броне, и во многих других случаях выделяется избыточное количество энергии и образуются химические элементы, отсутствовавшие в исходном веществе.

Цель работы

Правы представители фундаментальной физики утверждая, что процессы синтеза нового вещества могут осуществляться только при сверхвысокой температуре ($T=10^8$ К), обеспечивающей преодоление кулоновского отталкивания.

Но невозможно отвергать и сотни экспериментов, в которых при нормальной температуре реализованы процессы избыточного выделения энергии и образования новых химических элементов.

Цель данной работы заключается в том, чтобы показать и доказать экспериментально, что реализация процесса избыточного выделения энергии может протекать при $T\geq3{,}1\cdot10^9$ К в локальной зоне аннигиляции исходного и синтеза нового вещества с сохранением нормальной температуры ($T=273{,}15$ К) в зоне эксперимента.

Достижение поставленной цели

Ранее ненаблюдаемые эффекты, возникающие в процессах реализации «холодного» синтеза [1 – 3]

© В.И. Рябков, Н.Г. Толмачев

пытались объяснить, то особенностями кристаллических решеток исследуемого вещества, то воздействием шаровой молнии, возникающей в ядерных реакциях. Однако до сих пор отсутствует общепринятая точка зрения на механизм «холодного» синтеза. Это объясняется тем обстоятельством, что во всех гипотезах и моделях направленных на выяснение причин уникальных результатов, рассматривается только «светящееся» вещество, энергетические свойства которого хорошо известны и не позволяют объяснить избыточное выделение энергии в процессах «холодного» синтеза.

Совсем недавно предложена гипотеза би-вещества [7]. Основанием для разработки такой гипотезы послужили результаты исследований астрофизиков [7]. Путем экспериментальной оценки распределения температуры остаточного космического излучения установлено [8], что материя всей Вселенной состоит примерно на 4% из наблюдаемого «светящегося» вещества, на 26 % – из «темной» массы и на 70% – из «темной» энергии (рис. 1).

Открытие новых субстанций материального мира потребовало принципиально новых моделей оценки их параметров. С учетом таких обстоятельством появилась гипотеза и модель би-вещества [8],состоящего из барионного и тахионного квантов, каждый из которых обладает потенциальной ($E_{пб}$, $E_{пт}$) и кинетической ($E_{кб}$, $E_{кт}$) энергиями, а часть энергии ($\Delta E_б$, $\Delta E_т$) они затрачивают на взаимодействие друг с другом, (рис. 2).

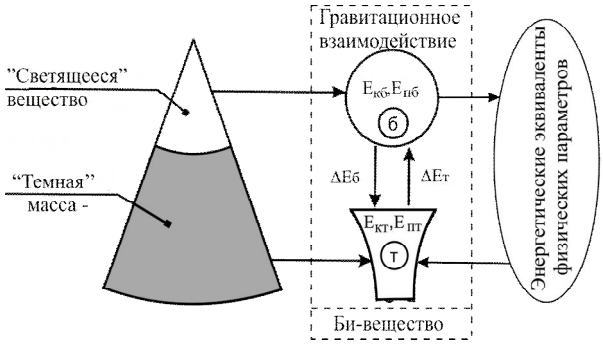


Рис. 2. Квантово-энергетическая модель взаимодействия барионного (б) и тахионного (т) квантов: $E_к$ и $E_п$ – кинетические и потенциальные энергии квантов; $\Delta E_{б,т}$ – работы квантов, затрачиваемые на взаимодействие

При этом под барионным квантом подразумевается минимальная порция уже известного «светящегося» вещества, которой присущи все наблюдаемые в настоящее время физические параметры, в том числе и скорости его взаимодействия, равные (или меньшие) скорости света.

Тахионный же квант идентифицирует собой "темную" массу, как источник тахионной энергии.

На основе такой гипотезы, а также использования принципа суперсимметрии, основных законов классической механики и первых двух начал термодинамики в работе [6] сформированы квантово-энергетические модели, позволившие все физические параметры микро– и суперчастиц, такие, как их массы, плотности и температуры, скорости передачи взаимодействий и т.п., представить в виде их энергетических эквивалентов, через значения $E_{кб}$, $E_{пб}$, $E_{кт}$, $E_{пт}$, $\Delta E_б$ и $\Delta E_т$. В этой же работе предложен метод количественной оценки параметров тахионной энергии ($E_{кт}$, $E_{пт}$, $\Delta E_т$).

На такой основе установлено следующее:

– тахионный квант действительно имеет все признаки вещества, т.е имеет массу, плотность и другие физические параметры (табл. 1);

– по энергетическим свойствам, т.е. по величине кинетической и потенциальной энергий, квант «темной» массы превосходит «светящееся» вещество примерно на 70…100 порядков, т.е обладает колоссальной энергией $E_{кт}=E_{пт}=7{,}7850123\cdot10^{71}$Дж, которую и принято называть тахионной.

Важным моментом во взаимодействии барионного и тахионного квантов является существенное отличие их температур (табл. 1).

Этот факт свидетельствует о том, что на нанорасстояниях температура вещества определяется не характером броуновского движения, а энергетическими состояниями квантов би-вещества и не передается от очень нагретого кванта «темной» массы к наблюдаемому «светящемуся» веществу. Это означает, что при нормальной температуре «светящегося» вещества есть естественный источник сверхвысокой температуры ($T_т=6{,}59415166\cdot10^{30}$ К), которой обладает тахион – суперчастица принадлежащая «темной» массе.

Полученные таким образом результаты создали необходимые предпосылки для принципиально нового подхода к оценке процессов «холодного» синтеза.

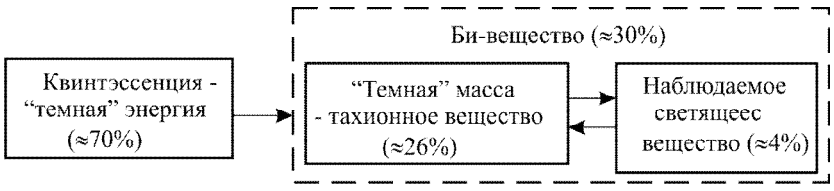


Рис. 1. Структурный состав би-вещества

Таблица 1

Численные значения параметров вещества в «светящемся» кванте (б) и кванте «темной» массы (т) при их гравитационном взаимодействии

Физические параметры	Единицы измерения	Численные значения	
		в «светящемся» веществе (б)	в тахионом кванте (т)
Энергии: – кинетическая – потенциальная – работа	Дж	$E_{кб}=3,771279\cdot10^{-21}$ $E_{пб}=9,3036834\cdot10^{-50}$ $\Delta E_б=3,771279\cdot10^{-21}$	$E_{кт}=7,7850123\cdot10^{71}$ $E_{пт}=7,7850123\cdot10^{71}$ $\Delta E_т=2,246108\cdot10^{-21}$
Массы	кг	$M_б=1,1295258\cdot10^{-12}$	$M_т=2,786545\cdot10^{-41}$
Плотности	кг/м^3	$\rho_б=3,0347717\cdot10^{13}$	$\rho_т=3,5437745\cdot10^{-15}$
Давления	Па	$P_б=101324,92$	$P_т=285648,19$
Температуры	°К	$T_б=273,151106$	$T_т=6,59445166\cdot10^{30}$
Радиусы взаимодействий	м	$R_б=3,3388079\cdot10^{-9}$	$R_т=1,9885362\cdot10^{-9}$
Силы взаимодействия	Н	$F_б= F_т=1,1295285\cdot10^{-12}$	
Скорости передачи взаимодействий	м/с	$\upsilon_б= 5,7782481\cdot10^{-5}$	$\upsilon_т= 1,671146\cdot10^{56}$

Основная мысль, при этом, заключается в том, чтобы для реализации процесса синтеза использовать естественный источник сверхвысокой температуры, т.е. тахион.

Как вытекает из данных, приведенных на рис. 3, уже выявленные естественные источники сверхвысокой температуры могут обеспечить условия аннигиляции по первому порогу ($T_б=6,4\cdot10^4$ К), тогда как второй порог ($T_б \geq 3,1\cdot10^9$ К) им недоступен.

Выше второго порога аннигиляции вещества (причем существенно выше) находится тахион, температура которого ($T_т=6,5944166\cdot10^{30}$ К) всего лишь на два порядка ниже температуры ''Большого взрыва''.

Как видим, существует диапазон естественных температур от второго порога ($T_б=3,1\cdot10^9$ К) до температуры тахионного кванта ($T_т=6,5944166\cdot10^{30}$ К), который можно использовать на начальном этапе преобразования вещества.

С учетом приведенных факторов, идея данной работы состоит в том, чтобы для реализации реакций термоядерного синтеза использовать не искусственные источники, обеспечивающих всего лишь $1,5\cdot10^8$ °К, а естественный источник сверхвысокой температуры – тахион с его $T_т=6,5944166\cdot10^{30}$ °К.

Согласно данным работы [6], барионный квант би-вещества представляет собой сферу, а тахионный – псевдосферу (рис. 4.1), т.е. источник сверхвысокой температуры тахион находится на нанорасстояниях от барионного кванта ($R_б=3,3388079\cdot10^{-9}$ м).

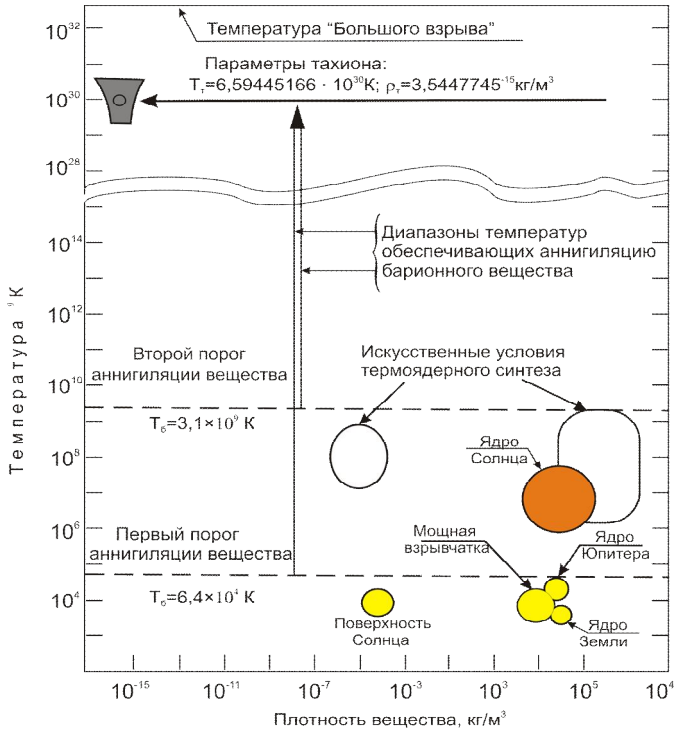
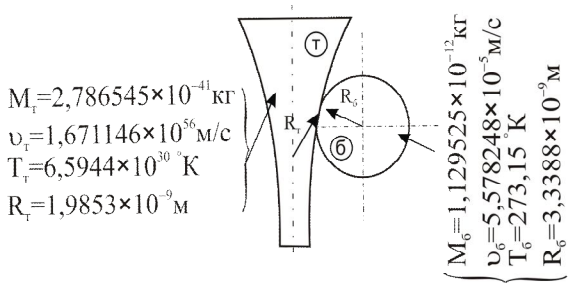
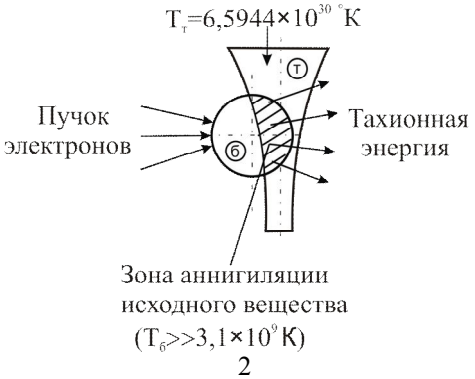


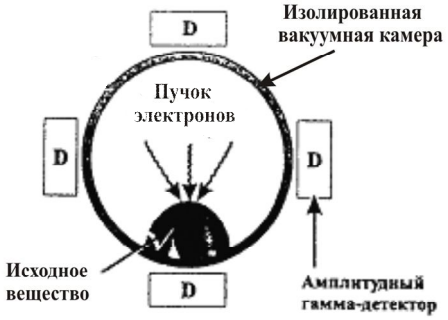
Рис. 3. Пороги аннигиляции вещества и естественные источники сверхвысоких температур для их реализации



1



2



3

Рис. 4. Схема обеспечения аннигиляции барионного вещества в энергетической установке: 1 – исходное взаимодействие барионного (б) и тахионного (т) квантов, 2 – взаимодействие квантов после воздействия когерентного драйвера в вакуумной камере энергоустановки, 3 – принципиальная схема энергетической установки

С учетом такого расположения основных объектов решение поставленной задачи может быть осуществлено в специальной энергетической установке [7] путем совмещения пространств барионного и тахионного квантов с помощью сверхплотного пучка электронов (рис. 4.2).

Пучок электронов когерентного драйвера ударным способом воздействуя на квант «светящегося» вещества вдавливает его в тахионный квант т.е. в область сверхвысокой температуры (рис. 4.3).

В такой ситуации часть массы барионного кванта приобретает сверхвысокую температуру ($T_б$ >> 3,1·10^{9} К), хотя процесс совмещения квантов реализуется при нормальной температуре ($T_б$ = 273,15 К). При этом масса «светящегося» вещества приобретает скоростные характеристики тахионного кванта ($\upsilon_т$=1,671146·10^{56} м/с), что и является первопричиной выделения тахионной энергии.

Наиболее характерным признаком такой энергии является избыток нейтронов образующихся в процессе её выделения, и проявляющийся в изменении изотопного состава вещества. Подтверждением такого результата служат данные, приведенные на рис. 5.

Здесь показано соотношение изотопов циркония и гафния, имеющее место а природном распространении с их распределением возникшем в процессе термоядерного синтеза при сверхвысокой температуре начального этапа.

Очевидно что распространенность изотопов с А=90 и А=91 в условиях воздействия тахионной энергии снижается, тогда как изотопы циркония с увеличенной массой имеют существенно большую повторяемость по сравнению с их природным соотношением. Следует отметить, что при анализе исходного вещества помещаемого в энергетическую установку и вещества образовавшегося в процессах синтеза, использованы такие хорошо зарекомендовавшие себя методы как:

– микрорентгеноспектральный анализ;

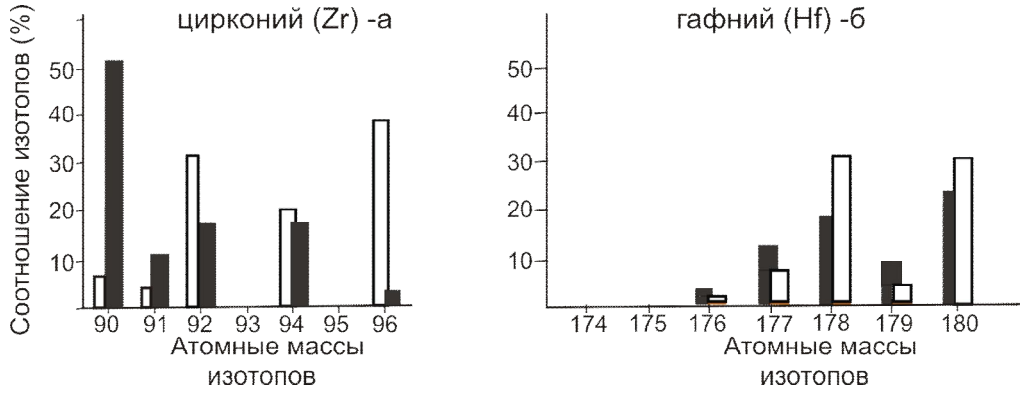


Рис. 5. Изменение соотношений изотопов циркония (а) и гафния (б):
■ – природное распределение; □– распределение после переработки в энергетической установке

– оже-электронная спектроскопия;

– масс-спектрометрия;

– обратное резерфордовское рассеяние альфа-частиц и протонов.

Способность тахионной энергии обеспечивать избыток нейтронов реализована и в процессе преобразования радиоактивных изотопов в устойчивые элементы, о чем свидетельствуют данные, приведенные в табл. 2. В качестве исходного вещества для переработки в энергоустановку помещался радиоактивный ^{60}Co. В рабочей зоне под воздействием когерентного драйвера обеспечивались необходимые термодинамические условия и осуществлялась его аннигиляция.

Таблица 2

Снижение радиоактивности ^{60}Co в условиях разового тахионного импульса

^{60}Co, образцы, номер	Снижение гамма-активности, %	^{60}Co, образцы, номер	Снижение гамма-активности, %
2397	47,6	2534	29,5
2398	10,7	2558	22,9
2425	24,6	2588	46,5
2426	17,0	2600	33,3
2479	2,2	2769	28,9
2481	22,8	2770	36,4

Этот факт следует рассматривать как уникальное явление, поскольку тахионный вид энергии может быть использован при переработке радиоактивных изотопов в устойчивые элементы пригодные к повторному использованию.

Избыток нейтронов, образующихся в процессе выделения тахионной энергии, позволяет реализовать ряд уникальных ранее не наблюдаемых процессов образования нового вещества.

Одним из таких примеров является получение из сравнительно чистой меди (Cu – 99,99%) лантаноидов, которые весьма редко встречаются в природе и которые полностью отсутствовали даже в примесях (0,01%) исходного вещества.

Результаты такого синтеза приведены на рис. 6.

Поскольку распространенность вновь синтезированных элементов в земных условиях крайне низка, то их появление в процессе аннигиляции чистой меди еще раз свидетельствует о том, что это результат тахионной энергии, а предложенная энергетическая установка [7] может рассматриваться как принципиально новое технологическое средство для их получения.

Приведенные факты свидетельствуют о том, что реализация в новой энергетической установке термодинамических условий синтеза, приводит к частичному высвобождению энергий тахионного кванта, которая и инициирует процессы глубокого преобразования вещества, что недоступно другим известным видам энергий (рис. 6). Системные исследования влияния сверхвысокой температуры тахионного кванта ($T_т$=$T_т$=6,594451·10^{30} °K) на процессы синтеза нового вещества выполнены с помощью энергетической установки [7], в которую в качестве исходного материала помещалась сравнительно чистая медь (Cu–99,99%).

В гермокамере под действием тахионной энергии осуществлялся процесс аннигиляции исходного вещества, а затем происходил синтез нового вещества.

Обобщенные данные по результатам более 10000 таких экспериментов представлены на рис. 7.

Из приведенных данных следует, что из чистой меди с помощью предложенной энергоустановки получены практически все известные элементы от водорода до урана.

Обращает на себя внимание и тот факт, что атомные массы вновь образовавшихся элементов, т.е. не входивших в примеси исходного вещества, в 2…3 раза превышают атомную массу меди. Это означает, что средневзвешенная концентрация нейтронов в тяжелых вновь образовавшихся ядрах может возрастать на 10 - 20% по сравнению с ядрами исходного вещества. Такой результат стал предпосылкой для обнаружения в продуктах преобразования вещества сверхтяжелых атомных масс (рис. 8). Упругое рассеяние альфа-частиц с энергией 27,2 МэВ и ионов $^{14}N^{++}$ с энергией 8,7 МэВ от синтезированного вещества показало, что в данных экспериментах наблюдаются события, которые можно отнести к процессам упругого рассеяния ионов $^{14}N^{++}$ и альфа-частиц на сверхтяжелых ядрах (A=311…410).

Рис. 6. Элементы, полученные в процессах преобразований исходного вещества (Cu – 99,99%)

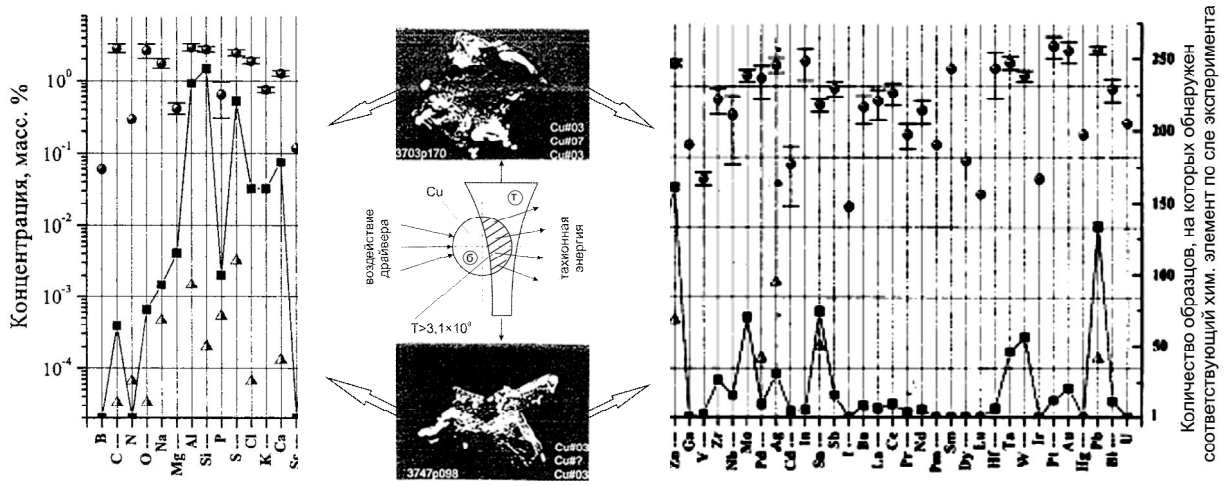


Рис. 7. Результаты «холодного синтеза» после преобразования в энергетической установке 277 медных образцов (Cu – 99,99%).Метод исследования – микроренгеноспектральный анализ (РЭММА102, диапазон определяемых элементов – от B до U) ▲ – примеси в исходном материале (Cu – 99,99%); • – элементы после эксперимента; – ■ – – количество образцов

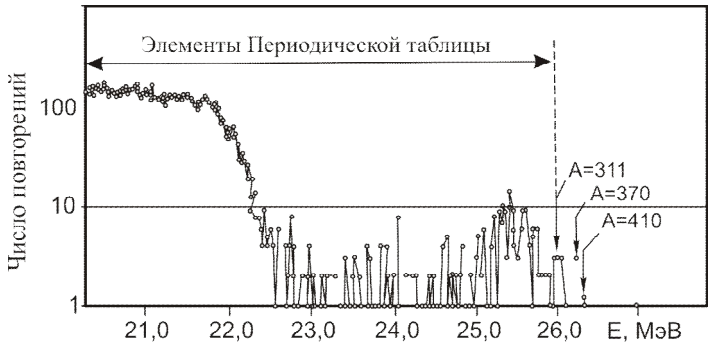


Рис. 8. Атомные массы, обнаруженные методом рассеяния альфа-частиц после преобразования чистой меди (Cu-99,99%) в энергетической установке [11]

Кроме замеров приведенных выше (осуществленных в ИЯИ НАНУ), оценка процессов преобразования вещества осуществлялись и в НИИ НПО “Луч” (Россия) методом масс – спектрометрического анализа на приборе Finnegan MAT-262 и в США Sims-методом, которые также подтвердили наличие в синтезированном веществе атомных масс, не поддающихся идентификации современными каталогами.

Выводы

1. Установлено, что в основе реакции «холодного» синтеза находятся тахионная энергия присущая «темной» массе.

1.1. На основе квантово-энергетических моделей получено, что при нормальной температуре ($T_б$ =273,15 К) барионного, т.е. «светящегося» вещества на нанорасстоянии с ним существует квант «темной» массы с температурой $T_т$=6,59445166·10^{30}К.

1.2. Реализация процессов преобразования кванта «светящегося» вещества с температурой ($T_б$ =273,15 К) наступает при его совмещении с пространством тахионного кванта, температура которого равна $T_т$=6,59445166·10^{30} К.

2. Такой процесс реализован в специальной энергетической установке и по результатам более десяти тысяч экспериментов установлена отличительная особенность термоядерных процессов реализуемых на основе использования естественно-природного источника сверхвысоких температур, т.е. тахионной энергии:

– из однородного вещества (чистой меди) синтезированы все элементы Периодической таблицы в том числе лантаноиды, кислород и т.п.;

– впервые осуществлен процесс преобразования радиоактивных изотопов в устойчивые элементы пригодные к повторному использованию;

– синтезированы сверхтяжелые атомные массы с A=311, 327, 340,370,410… отсутствующие во всех известных каталогах и требующие своей идентификации.

3. Полученные результаты позволяют ответить на главные вопросы процессов «холодного» синтеза, а именно:

3.1. Дополнительная энергия, возникающая в таких процессах, является частью тахионной энергии, которой обладает суперчастица ’’темной’’ массы.

3.2. Этот новый вид энергии расходуется в первую очередь на своеобразное излучение, избыточное воспроизводство нейтронов и на образование новых химических элементов.

4. Таким образом использование источника тахионной энергии ($T_т$=6,594451·10^{30} °К) для ядерных реакций устроняет противоречия между исследователями «холодного» и «горячего» синтеза и является продуктивным направлением применения нового вида энергии в задачах синтеза нового вещества.

Литература

1. Высоцкий, В.И. Реакция управляемого синтеза в кристаллических мишенях. [Текст] /В.И. Высоцкий // Письма. Журнал технической физики. – 1981. – Т. 7, Вып. 16. – С. 981.

2. Высоцкий, В.И. О возможности оптимизации реакции управляемого синтеза в кристаллах [Текст] /В.И. Высоцкий //Письма. Журнал технической физики. – 1983. – Т. 53, Вып. 9. – С. 1861.

3. Кузмин, Р.Н. Холодный ядерный синтез. [Текст] /Р.Н. Кузмин, Б.Н. Швилкин // Сер. «Физика» №10. – М.: Знание, 1989. – 35 с.

4. Азцимович, Л.А. Управляемые термоядерные реакции. [Текст] /Л.А. Арцимович. – М.: Наук, 1963. – 462 с.

5. Летохов, В.С. Селективное действие лазерного излучения на вещество. [Текст] / В.С. Летохов // Успехи физических наук. – 1978. – Т. 125, № 1. – 348 с.

6. Толмачев, Н.Г. Гипотеза би-вещества как источника тахионной энергии [Текст] /Н.Г. Толмачев. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 5(52). – С. 77 - 84.

7. Толмачев, Н.Г. Тахионная энергия: источник и формы проявлении [Текст] / Н.Г. Толмачев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та „ХАИ”. – Вып. 40. – Х., 2008. – С. 220 – 228.

8. Ксанфомалити, Л.В. Темная Вселенная. Сюрприз космологии к 100-летию открытия Эйнштейна [Текст] / Л.В. Ксанфомалити // Наука и жизнь. – 2005. – №5. – С. 58 – 69.

9. Ройзен, И. Новый сюрприз Вселенной: темная энергии. [Текст] / И. Ройзен // Наука и жизнь. – 2004. – № 3. – С. 52 – 68.

Поступила в редакцию 03.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. О.В. Третьяк, Национальный университет им. Т.Г. Шевченко, Киев, Украина.

ТАХІОННА ЕНЕРГІЯ – ОСНОВА «ХОЛОДНОГО» СИНТЕЗУ

В.І. Рябков, М.Г. Толмачов

Розглянуто обґрунтування процесів «холодного» синтезу на основі гіпотези бі-речовини, утвореної квантами «світньої» речовини й «темної» маси. Показано, що при сполученні низькотемпературного «світнього» кванту з високотемпературним простором «темної» маси виникають реакції надлишкового виділення енергії та нейтронів, а також утворюються нові хімічні елементи, що відсутні у вихідній «світній» речовині. Це дозволило усунути перешкоду між дослідниками «холодного» і «гарячого» синтезу.

Ключові слова: «холодний» синтез, гіпотеза бі-речовини, температура, енергія.

ENERGETIC CONDITIONS OF "COLD" FUSION

V.I. Riabkov, N.G. Tolmachev

Energetic conditions of "cold" fusion on positions of hypothesis of b-substance formed by quanta of "flashing" substance "dark" mass and is considered. It is shown that when low-temperature "flashing" quantum and high-temperature space of the "dark" mass are matched, the reactions of excessive energy and neutron production appear, and new chemical elements not available in the base "flashing" substance are formed. Energetic model allowed us to eliminate the difference between researchers of "cold" and "hot" fusion.

Key words: tachyon energy, "cold" fusion, hypothesis of b-substance, temperature, energy.

Рябков Виктор Иванович – д-р техн. наук, проф., проф. каф 103 Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского “ХАИ“, Харьков, Украина.

Толмачев Николай Григорьевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского “ХАИ“, Харьков, Украина.

УДК 539.184

А.С. ДАНОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УРОВНИ МАТЕРИИ

Рассмотрены существующие представления об энергетических уровнях материи. Приведены сравнительные характеристики и классификация наиболее часто применяемых теорий и моделей, таких как теория суперструн, петлевая квантовая теория гравитации, М-теория, стандартные модели и других. Предложена непротиворечивая модель строения элементарной частицы как самоскопенсированной чёрной дыры, возбуждённые состояния которой создают семь фундаментальных уровней материи, которая позволяет объяснить и определить соответствие между конкретными характеристиками элементарных частиц и базовыми характеристиками пространства-времени и вещества во Вселенной.

***Ключевые слова**: теория струн, квантовая теория поля, физический вакуум, эфир, темная материя, космологическая константа, вихрь, чёрная дыра, эпсилино, фитон, гравитон, планковский радиус.*

Введение

Существующая ранее т.н. Станда́ртная Моде́ль – объясняла электромагнитное, слабое и сильное взаимодействие всех элементарных частиц, но не являлась теорией всего, так как не описывала тёмную материю, тёмную энергию и не включала в себя гравитацию. В связи с этим, более перспективной была признана на сегодняшний день физическая теория струн, утверждающая, что мы живем в десятимерной Вселенной, в которой только четыре измерения (три пространственных и одно – временное) доступны человеческому восприятию, а остальные шесть измерений свернуты в структуру, известную как многообразие Калаби–Яу [1].

В суперструнных теориях, включающих в себя и фермионные вибрации струн, принимается, что струна – это фундаментальный, базовый физический объект, являющийся единым целым. Постулируется, что струны представляют собой первичные элементы материи в природе.

Первоначальные модели включали как открытые струны, то есть нити, имеющие два свободных конца, так и замкнутые, то есть петли. Эти два типа струн ведут себя по-разному и генерируют два различных спектра.

Согласно «Петлевой квантовой теории гравитации» [2], выдвинутой в 80-е годы XX века Ли Смолиным, Абэй Аштекаром, Тэдом Джекобсоном и Карло Ровелли, пространство и время состоят из дискретных частей, маленьких квантовых ячеек пространства, определённым способом соединенных друг с другом, так что на малых масштабах времени и длины они создают дискретную структуру пространства, а на больших масштабах плавно переходят в непрерывное гладкое пространство-время, составляя т.о. три фундаментальных уровня строения материи переходя далее к макроуровню. Физики предполагают, что размер ячеек сопоставим с длиной Планка l_p (примерно 10^{-35} м). При таких масштабах важны и квантовые колебания, и гравитационные эффекты.

Наблюдения, проведённые спутником WMAP, показали, что в макромасштабах Вселенная имеет ячеистую структуру, с пустотой – войдом, внутри ячеек, в которых стенки образованы из сверхскоплений галактик, т. е., наша Вселенная, является частью более крупной Сверхвселенной. Эти сверхскопления - верхний уровень целой иерархии, наблюдаемый наукой, хотя в более крупных масштабах существуют и сверх-сверхскопления. Структурно Вселенная представляет из себя некую гигантскую трёхмерную голограмму, заполняющую собой всю Вселенную. Наша Вселенная близка к ее критической плотности, но если бы плотность была немного больше, Вселенная, возможно, испытала бы гравитационный коллапс, точно так же, как материя, падающая в черную дыру, что позволяет судить о том, что сама Вселенная – это некая гигантская элементарная частица.

Взаимодействие вещества, энергии и пространственно-временные параметры описываются основным уравнением общей теории относительности (ОТО):

$$R_{\mu\nu} - \frac{1}{2} g_{\mu\nu} R + \Lambda g_{\mu\nu} = \frac{8\pi G}{C^4} T_{\mu\nu},$$

где R - тензор Риччи;

g – метрический тензор;

© А.С. Данов

Λ - космологическая постоянная;

G - гравитационная постоянная Ньютона;

T - тензор энергии-импульса.

Данное уравнение фактически связывает пространство-время и вещество, погружённое в него. По принципу аналогии, можно предположить о существовании некой первичной праматерии, из которой рождается всё и в которую всё возвращается.

Космологическая постоянная положительна и существенно отлична от нуля, то есть на больших масштабах возникают силы антигравитации, что подтверждается обнаруженным в 1998 году Солом Перлмуттером и др. [3] ускорением расширения галактик, которое связывают в современной лямбда-CDM теории с антигравитацией.

Дальнейшие разработки теории струн, по всей вероятности, показывают, что и сами струны имеют определённую структуру. К примеру, в *теории многомерных мембран* или М-теории [1], за счет введения дополнительного, седьмого, свёрнутого пространственного измерения, позволившего объединить пять теорий струн и создать М-теорию, те же струны, по сути, уже представлены не линейными, а плоскими (рис. 1).

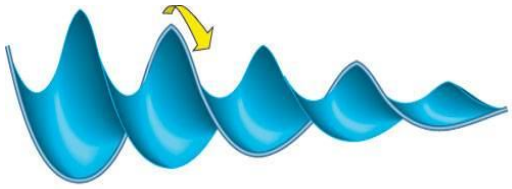


Рис. 1. 2-бранная модель

В М-теории в качестве базовой выбрана мембрана – двумерное образование, но затем появляются также 3-браны, объёмные струны. В случае 2-бран, создающих поверхность объекта, образуется, например, тор или цилиндр, из которых и создаются частицы материи (как ранее из кварков и электронов). Таким образом, выясняется, что в строении материи можно выделить определённые уровни и что сами базовые частицы могут быть представлены в качестве структурных единиц, состоящих из материи предыдущего уровня.

Цель статьи состоит в изложении подхода к объяснению варианта фундаментальной структуры материи, вносящего новый эвристический смысл, основанного на введении энергетических уровней возбуждённых частиц материи.

1. Постановка задачи

Исходя из современных представлений о строении фундаментальных уровней материи, необходимо разработать стратегический подход к объяснению существующих моделей полей и элементарных частиц, во взаимодействии и согласовании друг с другом. Также необходимо выбрать наиболее согласованные модели элементарных кирпичиков материи и энергетические уровни их существования.

2. Элементарные частицы и чёрные дыры

Для объяснения фундаментальной структуры материи в работе [4] было показано, что энергетические уровни материи соответствуют различным возбуждённым состояниям элементарных частиц, в частности, электрона, а также позволяют выделить семь уровней строения материи, начиная с частицы с характерной массой $2{,}3\ 10^{-70}$, затем $2{,}3\ 10^{-49}$, затем уровень самого электрона с массой $m_e = 9\ 10^{-28}$ г.

Масса частиц 4-го уровня составляет

$$m_4 = (\sqrt{r_e}\,|\,r_g)\ m_e = 1{,}8\ 10^{-6}\text{г},$$

что примерно соответствует планковскому масштабу. Масса 5-го уровня $m_4 = (r_e|r_g)\ m_e = 3{,}6\ 10^{15}$ г, шестого – $1{,}44\ 10^{58}$, седьмого $2{,}88\ 10^{79}$ г.

Шестой уровень примерно соответствует масштабам Вселенной, т.к. массу Вселенной можно подсчитать по формуле:

$$M_{Bc} = \frac{4gr_{\oplus}e^2c}{Gm_e^2} = 4gr_{\oplus}c\frac{e^2}{Gm_e^2} = 2{,}174\cdot10^{53}\,(\text{кг}).$$

На третьем уровне появляется такая характеристика, как электрический заряд. Чтобы объяснить, почему у всех частиц одинаков электрический заряд, авторы [4] предложили модель электрона в виде «чёрной дыры».

3. Теория струн и чёрные дыры

Исследования конца 1960-х и начала 1970-х гг., включая работы Деметриоса Христодулу, Вернера Израэля, Ричарда Прайса, Брендона Картера, Роя Керра, Дэвида Робинсона, Хокинга и Пенроуза, показали, что, возможно, между черными дырами и элементарными частицами есть связь. Любые две черные дыры с одинаковыми массами, зарядами и спинами совершенно идентичны. У черных дыр нет индивидуальных свойств, по которым одну из них можно было бы отличить от другой. Но именно этими свойствами – массой, зарядом и спином – отличаются друг от друга элементарные частицы. Схожесть определяющих характеристик и позволила ввести гипотезу, что черные дыры, в действительности, связаны с элементарными частицами.

В работе Хоровица и Строминджера [1] показано, что три развернутых пространственных измерения, «оборачивающиеся» вокруг трехмерной сферы 3-браны предстанут в виде гравитационного поля

сродни полю черной дыры. Но при этом, эволюция сопровождается конифолдным переходом с разрывом пространства, изначально ненулевая масса черной дыры уменьшается до нуля, после чего черная дыра превращается в безмассовую частицу (подобную фотону).

Таким образом, черные дыры и элементарные частицы являются двумя фазами одной струнной материи.

4. Вихревая тороидальная модель частиц

Поскольку эфир представляет собой некое состояние материи, более близкое к газу [5 – 10], можем рассмотреть модели элементарных частиц, основанные на устойчивых вихревых состояниях в движущихся газовых средах. На рис. 2 показана схема образования торнадо с холодным восходящим потоком внутри более тёплого внешнего кольца.

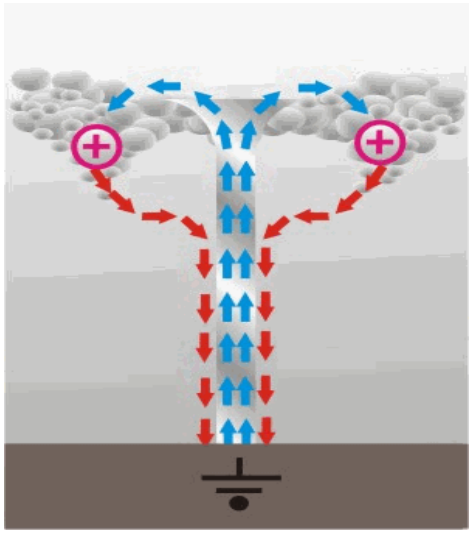


Рис. 2. Схема торнадо

Наиболее стабильными являются вихревые тороидальные структуры, сочетающие два движения – вращательное вокруг оси и поступательное вдоль оси вихря. Возможно правое или левое винтовое движение в зависимости от ориентации кольцевого движения (движения вокруг главной оси тороида). Может быть и только одно тороидальное движение, без кольцевого, но такой вихрь менее устойчив.

Анализируя данные природные эффекты, можно предположить, что и элементарную частицу можно представить себе как трубку, свернутую в кольцо (тор).

По аналогии с газовыми вихрями, средний диаметр D подобного тороида составляет примерно 1,7d, диаметра внутреннего отверстия тора, а внутреннее отверстие имеет диаметр δ примерно равный 0,25d (рис. 3). В этом случае, у элементарной частицы есть и оболочка, и уплотненная центральная часть – керн, а также особая центральная зона.

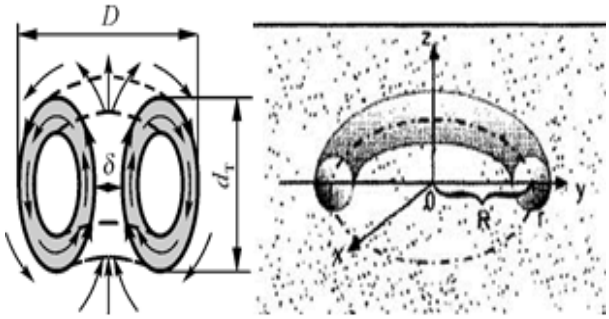


Рис. 3. Тороидальный газовый вихрь и эфирный вихревой тор в разрезе

Плотность, радиус и масса эфирного вихревого тора по приближённым оценкам составляют:

$\rho = 8\ 10^{-9}$ г/см^3, R = 4,4 10^{-8} см, m = 5,38 10^{-31} г.

В работе [7] вихревой поток эфира обволакивается эфирными вихрями по меридианам и параллелям, здесь же вводится понятие *эпсилино*, составленного из таких торов.

Если рассмотреть частицу как два вложенных друг в друга кольцевых пакета, то они будут удовлетворять условию истинной электронейтральности такового электронно-позитронного Вакуума. Если при этом спины этих вложенных кольцевых пакетов противоположны, то такая система будет самоскомпенсирована не только по зарядам, но и по классическому спину и магнитному моменту. Такую систему из вложенных кольцевых волновых пакетов предложено называть *фитоном*.

На столь малых расстояниях и при столь высоких энергиях взаимодействий, материя превращается в серию полевых стоячих волн, подобных тем, что возбуждаются в струнах музыкальных инструментов. В такой струне могут возбуждаться, помимо основного тона, множество *обертонов* или *гармоник*. Каждой гармонике соответствует собственное энергетическое состояние.

Выводы

1. Проведен анализ публикаций, посвященных состоянию проблемы строения фундаментальных уровней материи.

2. Показано, что на фундаментальном уровне можно выделить семь энергетических состояний материи, а частицы вещества – представлять как петли на струнах, либо как торообразные структуры, которые могут размыкаться и представлять собой т.н. безмассовые частицы типа фотона, которые, вновь замкнувшись в тор, создают электрон-позитронную или протон-антипротонную пару.

3. Пространство, в котором находятся струны, представляет собой нулевой уровень материи, погружённый в праматерию.

4. Формирование новых уровней материи ведётся по одинаковым закономерностям, представляя собой возбуждённые состояния прачастиц.

5. Полученные результаты позволят формировать такие модели строения элементарных частиц материи, а также уровней их состояний, которые позволят объяснить и определить соответствие между конкретными характеристиками элементарных частиц и базовыми характеристиками пространства-времени и вещества во Вселенной.

Литература

1. Грин, Б. Элегантная вселенная [Текст] / Б. Грин. - М.: Едиториал УРСС, 2004. – 288 с.

2. Smolin, Lee. The trouble with physics: the rise of string theory, the fall of a science, and what comes next [Text] / Lee Smolin. – Boston: Houghton Mifflin, 200. – 120 p.

3. Perlmutter, S. Nobel Lecture: Measuring the acceleration of the cosmic expansion using supernovae [Text] / S. Perlmutter // Rev. Mod. Phys. – 2012. – Vol. 84. – P. 1127–1149.

4. Данов, А.С. О предельных уровнях энергии электрона [Текст] / А.С. Данов, С.В. Данов // Вопросы проектирования самолётных конструкций: сб. науч. тр. Харьк. авиац. ин-т. им. Н. Е. Жуковского. – Вып. 2. – Х., 1979. – С. 125-127.

5. Ковалёв, Ю.А. Теория строения вещества и Вселенной [Текст] / Ю.А. Ковалёв. – Новочеркасск, 1990. – 80 с.

6. Коровяков, Н.И. Классификация процессов реального мира и её применение к анализу строения Земли [Текст] / Н.И. Коровяков, О.В. Мартынов. – Тула: ТПИ, 1984. – № 3308-84. – С. 25.

7. Сахаров, А.Д. Вакуумные квантовые флуктуации в искривленном пространстве и теория гравитации [Текст] / А.Д. Сахаров // ДАН СССР. - 1967. – Т. 177, № 1. – С. 70-71.

8. Солитонно-голографи-ческий геном с коллективно симметричным генетическим кодом [Текст] / В.П. Казначеев, П.П. Горяев, А.А. Васильев, А.А. Березин; ИКЭМ СО АМН СССР. – Новосибирск: Препринт, 1990. – С. 5.

9. Пруссов, П.Д. Физика эфира [Текст] / П.Д. Пруссов. – Николаев: ООО "Приват – Полиграфия", 2003. – 286 с.

10. Попов, П.А. Как нашли и потеряли эфирный ветер [Текст] / П.А. Попов. – М.: МТУСИ, 1994. – 35 с.

Поступила в редакцию 10.04.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры физики О.Н. Чугай, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ФУНДАМЕНТАЛЬНІ ЕНЕРГЕТИЧНІ РІВНІ МАТЕРІЇ

О.С. Данов

Розглянуто існуючі уявлення про енергетичні рівні матерії. Наведено порівняльні характеристики і класифікація найбільш часто вживаних теорій і моделей, таких як теорія суперструн, петлева квантова теорія гравітації, М-теорія, стандартні моделі та інші. Запропоновано несуперечливу модель будови елементарної частинки як самоскопенсованої чорної діри, порушені стану якої створюють сім фундаментальних рівнів матерії, яка дозволяє пояснити і визначити відповідність між конкретними характеристиками елементарних частинок і базовими характеристиками простору-часу і речовини у Всесвіті.

Ключові слова: теорія струн, квантова теорія поля, фізичний вакуум, ефір, темна матерія, космологічна константа, вихор, чорна діра, епсіліно, фітон, гравітон, планковський радіус.

FUNDUMENTAL ENERGY LEVELS OF MATTER

A.S. Danov

The existing ideas about the energy levels of matter are considered. The comparative characteristics and classification of the most commonly used theories and models, such as string theory, loop quantum gravity theory, M-theory, the standard model and others are given. A consistent model of the structure of elementary particles as oneself-compensated black hole, the excited states which create seven basic levels of matter, which helps to explain and define the correspondence between the specific characteristics of elementary particles and the basic characteristics of space-time and matter in the Universe is offered.

Key words: string theory, quantum field theory, the physical vacuum, ether, dark matter, the cosmological constant, vortex, black hole, epsilino, phyton, graviton, the Planck radius.

Данов Александр Сергеевич – старший преподаватель каф. конструкции самолётов и вертолётов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: danovas5@gmail.com

УДК 681.5.015

Г.И. ПОГОРЕЛОВ[1], А.И. АБДУЛНАГИМОВ[2], А.Г. ГОДОВАНЮК[1]

[1] *ОАО Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», Россия*
[2] *Уфимский государственный авиационный технический университет, Россия*

ТЕХНОЛОГИЯ ПОЛУНАТУРНОГО КОМПЛЕКСНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ГТД И ЕГО СИСТЕМ[1]

Обсуждается технология полунатурного комплексного моделирования газотурбинных двигателей и его систем, которая дает возможность проведения комплексных испытаний систем управления и контроля, включая моделирование отказов, с помощью имитационных моделей двигателя, датчиков, исполнительных механизмов и самолетных систем. Технология описывает весь процесс моделирования и проведения экспериментальных исследований – от реализации математических моделей элементов ГТД и его систем до их испытаний на стендах. Предложены методики испытаний и требования к стендам полунатурного моделирования для увеличения глубины и повышения надежности испытаний систем автоматического управления, а также возможности проведения удаленных исследований и моделирования отказов двигателя, датчиков, исполнительных механизмов и самолетных систем.

Ключевые слова: *полунатурные испытания, газотурбинные двигатели, система автоматического управления, контроля и диагностики, математические модели.*

Введение

Экспериментальные исследования и моделирование газотурбинных двигателей (ГТД) и их систем являются одним из важнейших и необходимых этапов при их разработке, доводке, проверки функционирования и сертификации. Такие исследования требуют создания специальной технологии комплексного моделирования, которая позволяет подтверждать надежность, работоспособность и требуемые характеристики систем до установки их на двигатель или самолет. Наличие такого подхода позволяет сократить объем и сроки дорогостоящих испытаний на двигателе и самолете.

Технология полунатурного комплексного моделирования ГТД и его систем должна обеспечивать проведение всего комплекса испытаний в реальном масштабе времени за счет сопряжения реальной системы автоматического управления, контроля и диагностики (САУКиД), в том числе систем типа FADEC[2], с математическими моделями ГТД и его отдельных систем, например, газогенератора, масленой, топливной систем и других. В объем испытаний должны входить специальные, доводочные, ресурсные и сертификационные испытания как самих ГТД, так и автономные испытания систем и узлов, определенные техническими условиями, конструкторской и технологической документацией [1 – 5].

Одной из наиболее важных и актуальных проблем является обеспечение адекватности полунатурной модели газотурбинной силовой установки и элементов САУКиД, реальной силовой установке (в том числе и при наличии отказов). Кроме того, одновременная работа алгоритмов управления, контроля и диагностики может приводить к различным «коллизиям», которые необходимо моделировать и учитывать при проектировании и доводке системы «ГТД + системы ГТД + САУКиД».

Предлагается технология полунатурного комплексного моделирования ГТД и его систем, представляющая собой совокупность методов моделирования, методик испытаний, комплекса программных и аппаратных средств в составе универсального полунатурного моделирующего стенда. Данная технология отличается большим разнообразием структур и наличием большого количества универсальных аппаратных и программных решений, особенно что касается системы имитации физических сигналов датчиков и исполнительных механизмов САУКиД.

1. Математическое моделирование ГТД и его систем

Инструментальным средством полунатурных исследований при создании системы «ГТД + САУКиД» являются математические модели и полунатурные моделирующие стенды и комплексы. Техно-

[1] Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант №12-08-31279).

[2] FADEC - Full Authority Digital Engine Control System (электронно-цифровая система управления двигателем с полной ответственностью).

© Г.И. Погорелов, А.И. Абдулнагимов, А.Г. Годованюк

логия полунатурного комплексного моделирования при создании САУКиД предусматривает два уровня моделирования – нижний и верхний. Нижний уровень включает в себя полунатурные модели ГТД и исполнительные системы САУКиД. Верхний уровень составляют информационные модели самолетных систем, связанных с САУКиД по каналам информационного обмена, при этом их линии связи – это физические модели реального оборудования. На этом уровне имитируются самолетные системы, взаимодействующие с САУКиД по каналу информационного обмена, а также выполняются функции контрольно-проверочной аппаратуры, взаимодействующей с САУКиД.

При этом ГТД и исполнительные системы САУКиД, представляются в виде математических линейных и нелинейных моделей реального времени, включающие следующие подсистемы:

– САУКиД (вычислительная модель или натурный блок):

– топливную;

– пусковую;

– воздушную;

– смазки и суфлирования;

– гидравлическую;

– дренажную и др.

Возможная структура взаимодействия модели ГТД и САУ представлена на рис. 1.

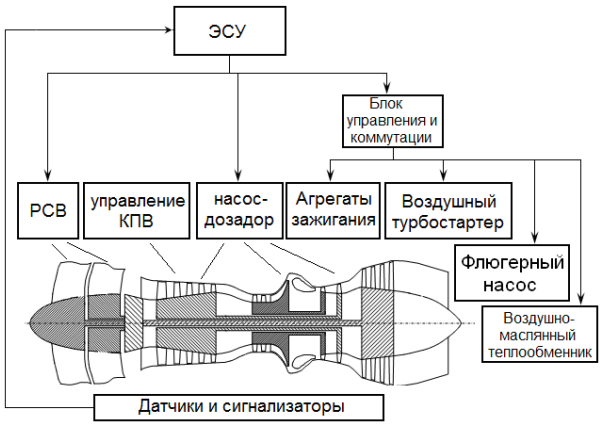


Рис. 1. Структура ТВВД и САУ, элементы которой описывают соответствующие математические модели

На рис. 2 и 3 приводится реализация упрощенной математической модели (ММ) соосного винтовентилятора, входящей в состав ММ ТВВД (см. рис.1 и 6) [10].

Данная модель может быть при необходимости преобразована в модель ТВаД (турбовальный двигатель), где в качестве нагрузки будет присутствовать воздушный винт вертолета.

На начальном этапе САУКиД исследуется в виде вычислительной модели, а в дальнейшем – в качестве натурного блока. Модели указанных подсистем в универсальном стенде полунатурного моделирования (УСПМ) представляют собой комбинацию физических моделей соответствующих датчиков и исполнительных механизмов САУКиД и математической (линейной, кусочно-линейной) модели гидропневмомеханической исполнительной части в реальном времени.

Как пример проведения испытаний на УСПМ [10] можно привести имитацию работы двигателя на режиме полетный малый газ (ПМГ) при посадке самолета со скорости 330 км/ч до полной остановки самолета на взлетно-посадочной полосе (ВПП) длиной 900 метров с переводом лопастей на режимы обратной тяги при рабочем и отключенном блоке электронной системы управления (ЭСУ), см. рис.4.

Процесс последовательной разработки полунатурных моделей ГТД и его систем разделяется на следующие основные этапы [6 – 9]:

– формулирование проблемы: описание исследуемой проблемы и определение целей исследования;

– разработка модели: логико-математическое описание моделируемой системы в соответствии с формулировкой проблемы;

– подготовка данных: идентификация, спецификация и сбор данных;

– трансляция модели: перевод модели на язык, приемлемый для используемой ЭВМ;

– верификация: установление правильности машинных программ;

– валидация: оценка соответствий требуемой точности имитационной модели реальной системе;

– стратегическое и тактическое планирование: определение условий проведения машинного эксперимента с имитационной моделью;

– экспериментирование: прогон имитационной модели на ЭВМ для получения требуемой информации;

– анализ результатов: изучение результатов имитационного эксперимента для подготовки выводов и рекомендаций по решению проблемы;

– реализация и документирование: реализация рекомендаций, полученных на основе имитации, и составление документации по модели и ее использованию.

Программное обеспечение для работы с САУКиД может быть реализовано в пакете NI LabView. Модель ГТД реализуются в среде NI LabView. На рис. 5 представлена схема взаимодействия САУКиД и ММ ГТД на УСПМ [10].

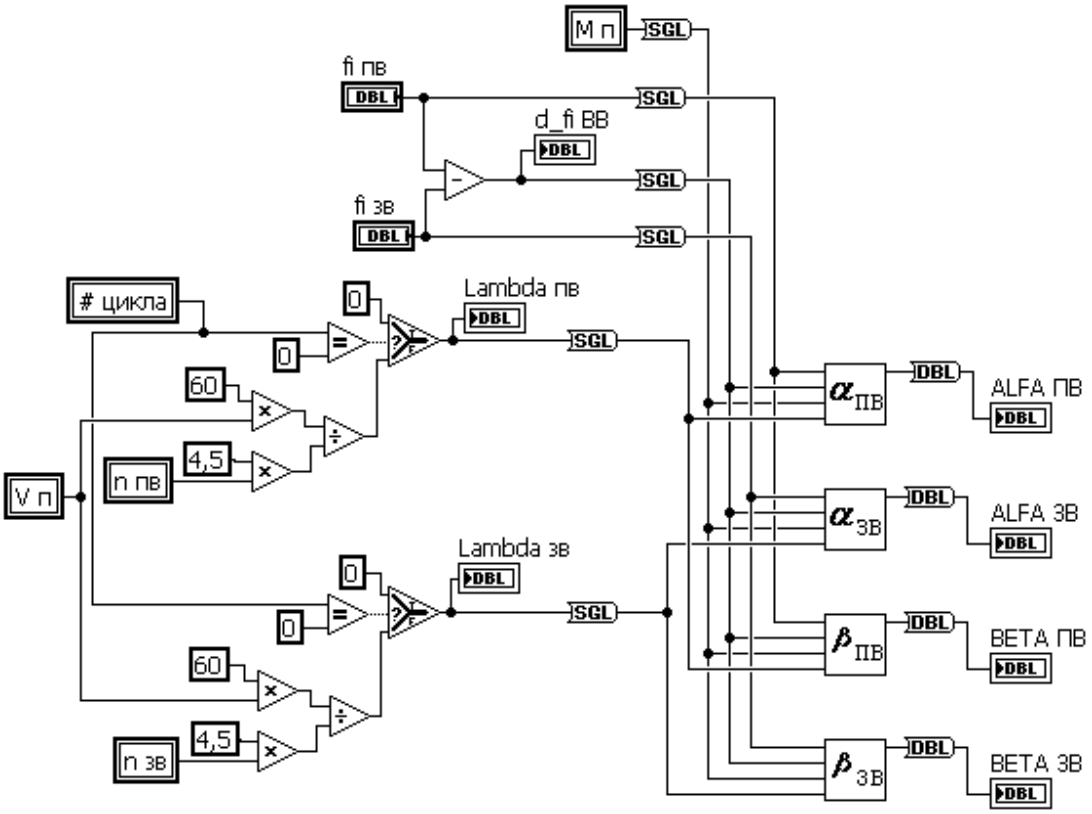


Рис. 2. Реализация математической модели ТВВД в среде NI LabVIEW.
Определение параметров: $\lambda_{ЗВ}$, $\lambda_{ПВ}$, $\Delta\varphi_{В}$, $\alpha_{ПВ}$, $\alpha_{ЗВ}$, $\beta_{ПВ}$, $\beta_{ЗВ}$

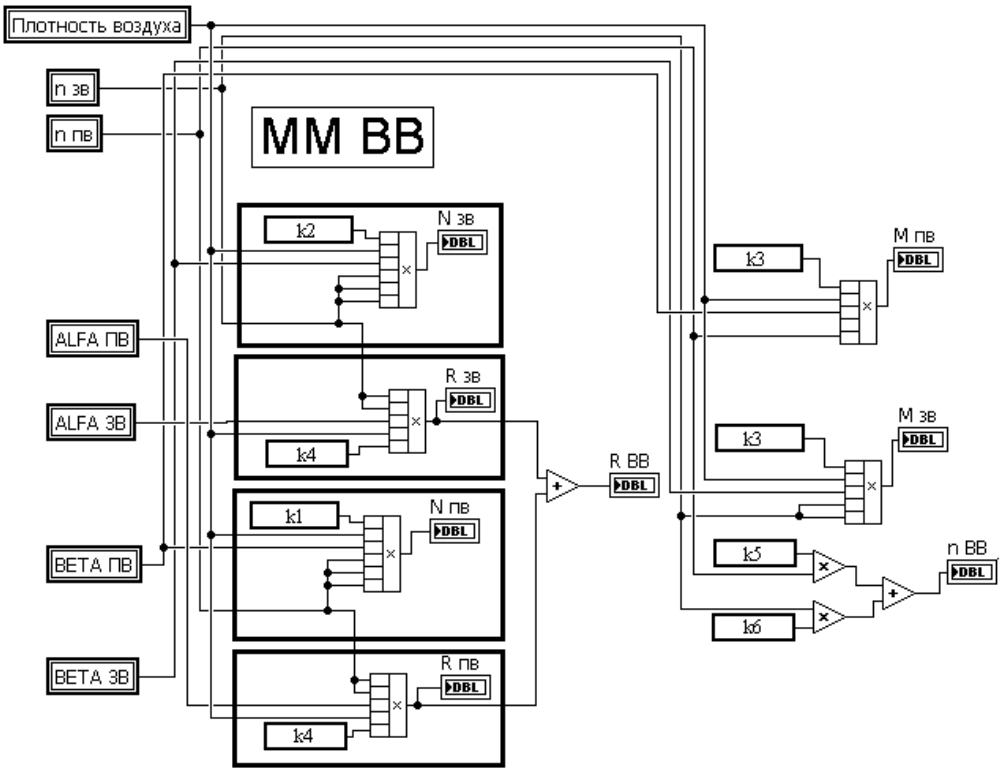


Рис. 3. Реализация математической модели ТВВД в среде NI LabVIEW.
Определение параметров: $R_{ПВ}$, $R_{ЗВ}$, $R_{ВВ}$, $N_{ПВ}$, $N_{ЗВ}$, $M_{ПВ}$, $M_{ЗВ}$, $n_{ВВ}$

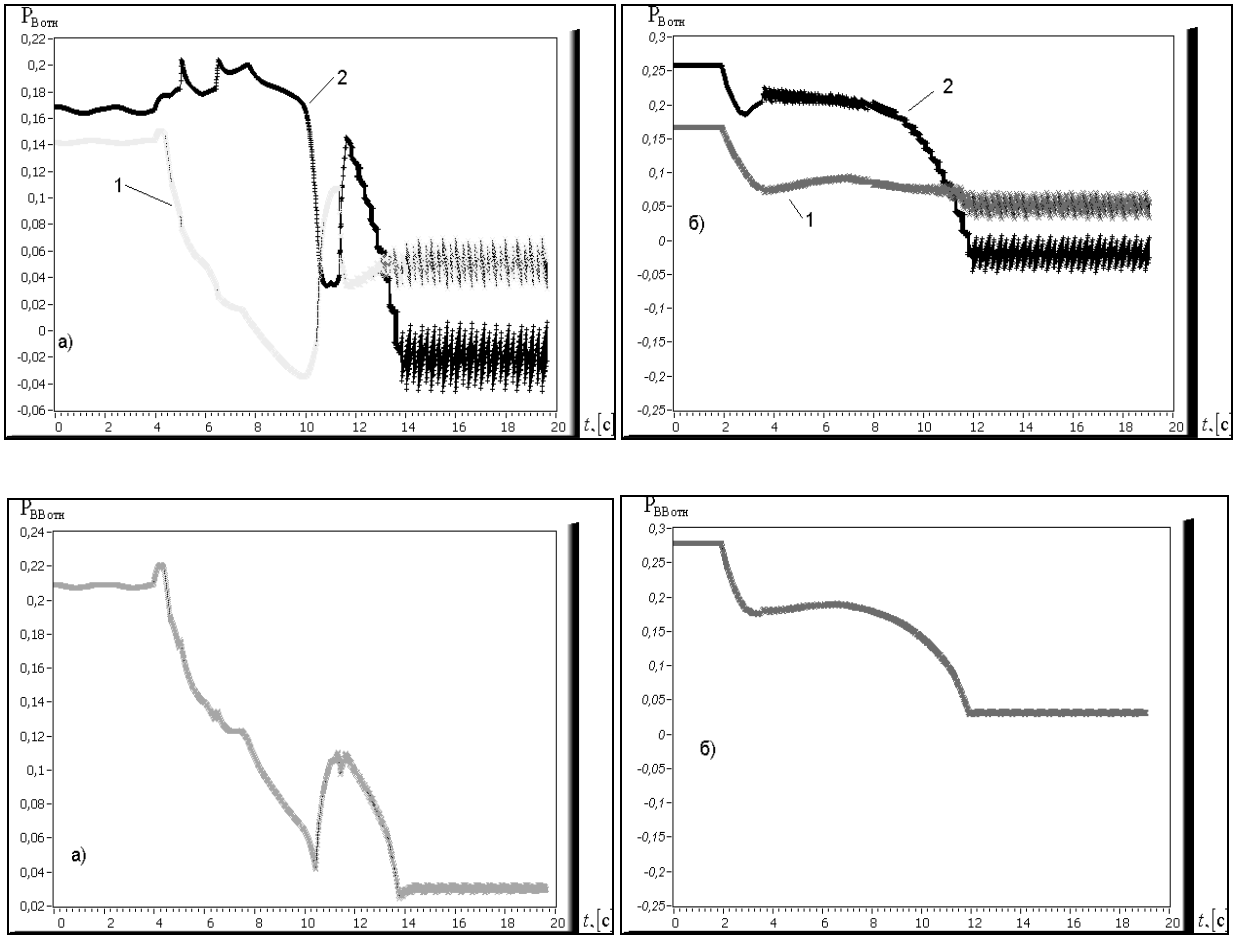


Рис. 4. Имитация переходного процесса на режиме ПМГ – имитация режима «Реверс». Изменение коэффициента тяги относительной тяги $P_{B\,отн}$ переднего (1) и заднего (2) винта, относительной тяги ВВ $P_{BB\,отн}$ при отключенном блоке ЭСУ:
а – с использованием АДХ ВВ по действующей методике;
б – с использованием АДХ ВВ по предлагаемой методике [10]

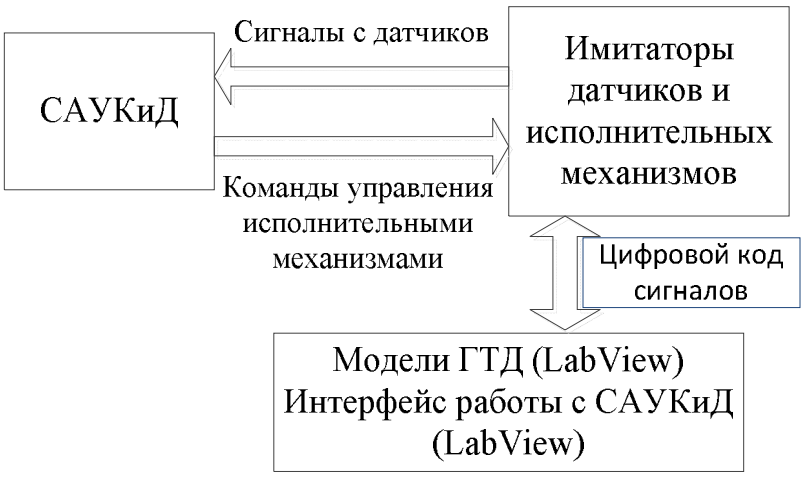


Рис. 5. Структурная схема взаимодействия имитаторов, моделей и САУКиД на УСПМ

Например, моделирование ГТД может производиться путем определения производной $\dot{x}$ и интегрирования полученной производной, что соответствует моделированию системы дифференциальных уравнений в пространстве состояний:

$$\dot{x} = Ax(t) + Bu(t).$$

В качестве переменных x могут выступать частоты вращения роторов турбокомпрессора и винтовентилятора, а в качестве управляющих воздействий u – расход топлива, углы установки лопастей винтов и т.п.

На рис. 6 приведена схема потока входных/ выходных параметров модели ГТД при работе с САУКиД на УСПМ. Наличие в составе УСПМ системы имитации отказов линий делает его наиболее целесообразным инструментальным средством создания и полунатурного исследования комплексной модели «двигатель + САУКиД» при системных отказах.

Кроме того, каждая из моделей характеризуется следующими классами состояний:

– исправным состоянием («штатному» функционированию);

– деградацией системы;

– отказным ситуациям;

– реконфигурации системы и работе на безопасном режиме.

2. Универсальный стенд полунатурного моделирования

Универсальный стенд полунатурного моделирования предназначен для автономной отработки следующих функций САУКиД двигательных установок (ДУ) [1 – 5]:

– управления параметрами и элементами системой ДУ;

– формирования выходных дискретных команд;

– встроенной системы контроля;

– контроля и диагностики технического состояния ГТД или двигательной установки (ДУ);

– автономной системы защиты ГТД;

– взаимодействия с системами верхнего уровня (системой управления и контроля силовой установки, системой управления общесамолетным оборудованием, автоматизированной системой управления газоперекачивающей установкой и т.д.) по каналам информационного обмена;

– проверки функционирования блока САУКиД.

Универсальность стенда заключается в том, что он может быть адаптирован для исследования любой САУ, вне зависимости от архитектуры, структуры элементов и их взаимосвязей.

УСПМ состоит из двух систем:

– системы полунатурного моделирования САУКиД ДУ;

– системы информационного моделирования (СИМ) систем верхнего уровня, взаимодействующих с блоком ЭСУ.

УСПМ обеспечивает подключение блока ЭСУ в соответствии со схемой подключения ЭСУ на двигателе. Конструктивное решение и функциональная схема устройства имитации обрывов и коротких замыканий согласовывается на стадии технического проектирования.

При разработке и изготовлении систем УСПМ комплекса должны быть предусмотрены меры по защите от влияния промышленных помех. Учитываются требования к метрологическому обеспечению УСПМ:

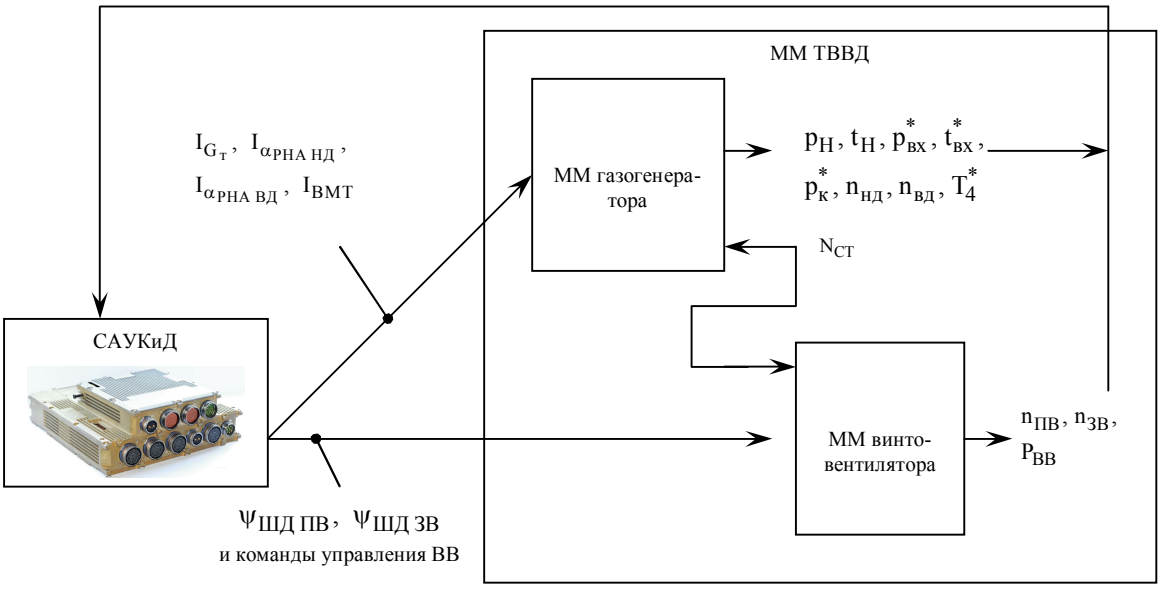


Рис. 6. Пример структуры модели ТВВД реализованной в схеме потока входных/выходных параметров при работе с САУКиД на УСПМ

– метрологическая аттестация УСПМ (кроме комплекса имитаторов сигналов) проводится по тестпрограммам. Метрологическая аттестация комплекса имитаторов сигналов проводится в соответствии с программой и методикой по ОСТ 1 00449-82. Программа и методика включена в комплект конструкторской документации.

– поверка метрологических характеристик комплекса должна производиться при нормальных атмосферных условиях по ГОСТ 22261-82.

УСПМ САУКиД ГТД обеспечивает:

– управление комплексом имитаторов;

– обмен данными между средой визуального моделирования и комплексом имитаторов;

– регистрацию выходных дискретных команд блока ЭСУ с дискретностью не более 1 мс.;

– воспроизведение характеристик объекта управления в реальном масштабе времени.

Система информационного моделирования систем верхнего уровня (СВУ) выполняет в УСПМ функции отработки взаимодействия блоков ЭСУ с системами верхнего уровня (системой управления и контроля силовой установки, системой управления общесамолетным оборудованием, автоматизированной системой управления газоперекачивающей установкой и т.д.) по каналам информационного обмена.

Также система информационного моделирования САУ ДУ обеспечивает возможность:

– формирования информационных потоков взаимодействующих с ЭСУ систем и блоков СВУ в соответствии с протоколами информационного обмена;

– моделирования связей СВУ с блоком ЭСУ с сохранением структуры, стандартов, линий передач и коммутирующих устройств, аналогичных данной СВУ.

Одной из основных задач при испытаниях на стендах является максимально точное воспроизведение условий эксплуатации по температуре, давлению и расходу рабочей среды, внешним условиям (температуре, давлению, влажности) и внешних вибрационных и электромагнитных возмущающих воздействий. Наибольшая достоверность достигается при комплексном воздействии перечисленных факторов.

Важное место при отработке САУКиД занимают испытания на подтверждение заданных показателей надежности и ресурса.

При проведении стендовых испытаний решаются следующие основные задачи:

– проверка и получение характеристик САУ в соответствии с техническим заданием;

– проверка работоспособности и живучести в специальных и экстремальных условиях работы (при имитации возможных отказов и аварийных ситуаций, в том числе при воздействиях, превосходящих по параметрам условия эксплуатации);

– проверка работоспособности и надежности при неблагоприятном сочетании конструктивных допусков и условий эксплуатации;

– настройка агрегатов для проведения дальнейших работ на двигателе;

– подтверждение надежности и ресурса;

– сертификация систем и агрегатов.

На рис. 7 приведена схема универсального стенда полунатурного моделирования для испытаний САУКиД ГТД. Предлагаемая структура полунатурного стенда включает устройство информационного моделирования самолетных систем (УИМСС), блоки САУКиД, преобразователи сигналов исполнительных механизмов (ИМ), модели газотурбинных двигателей, имитаторы датчиков, информационно-измерительную систему, систему управления стендом, а также модуль автоматизированного включения отказов.

Другие бортовые системы, такие, как пилотажно-навигационный комплекс и остальные САУКД (для многодвигательной силовой установки), имитируются с помощью информационных потоков.

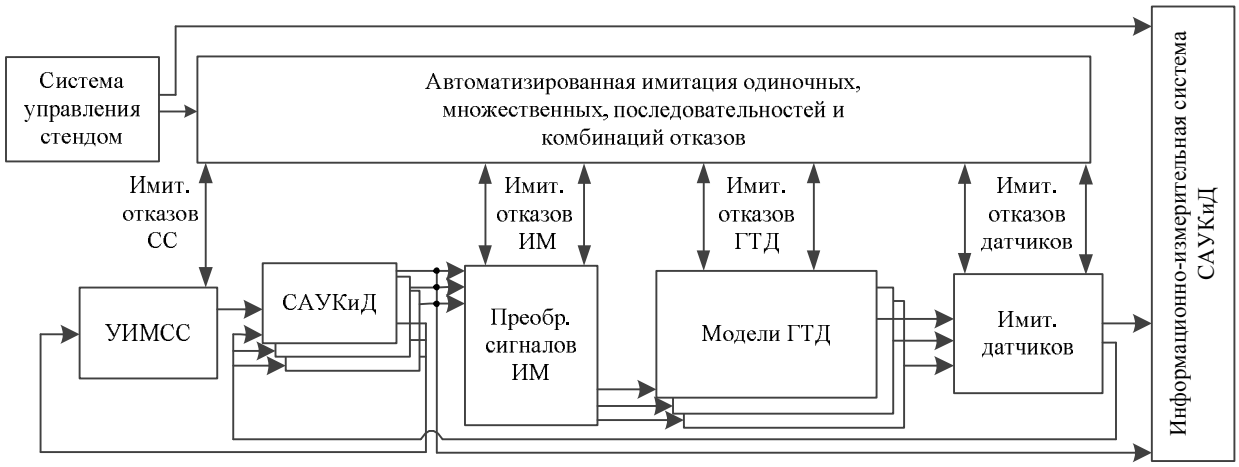


Рис. 7. Схема универсального стенда полунатурного моделирования САУКиД ГТД

Система управления стендом и логика включения отказов позволяют активизировать соответствующие переключения на стенде и имитировать исправное состояние и различные отказы датчиков и ИМ (например, переменный и постоянный обрыв провода, переменное и постоянное короткое замыкание), а также двигателя.

Стенд позволяет проводить испытания САУКиД ГТД и его систем с номинальным качеством и оптимальными затратами. Это оборудование обеспечивает весь объем исследовательских и доводочных испытаний основных узлов, блоков и систем силовых установок при опытно-конструкторских работах.

3. Методика испытаний САУКиД

Технология полунатурного комплексного моделирования включает в себя методику проведения испытаний на УСПМ, которая позволяет:

– комплексировать ПО и программные средства (проверять взаимодействие программного обеспечения с аппаратным в режиме замкнутых контуров);

– проверять и отрабатывать алгоритмы управления, контроля и диагностики (проводить верификацию и валидацию ПО ЭСУ);

– проводить адаптацию моделей с учетом деградации характеристик узлов.

Для этого составляется программа испытаний на проведение определенного вида работ. УСПМ работает в составе распределенной сети (рис. 8), которая позволяет, используя глобальную сеть Internet, проводить эксперименты на удаленном моторном или винтовом стенде, или проводить испытания ЭСУ, используя полетные данные с самолета. Сторонним участникам предоставляется возможность наблюдать за испытаниями, либо ограниченно участвовать в их проведении, получая удалённый доступ через сервер многоканальных подключений. Данные по испытаниям записываются в специальную распределенную базу данных и хранятся там для последующего анализа и обработки посредством специального сервера.

В целом УСПМ обеспечивает:

– отработку алгоритмов контроля и диагностики силовой установки совместно с моделями имитации отказов двигателя и его систем – элементов ГТД, механизации турбокомпрессора, топливных, масляных и др. систем и агрегатов;

– получение данных для оптимизации технических и алгоритмических решений контроля и диагностики.

Для более полного исследования работы САУКиД проводятся автоматизированные испытания по заранее составленному «расписанию» включения имитаторов отказов.

Предварительно составляется «расписание» испытаний на основе иерархических нечетких марковских моделей процессов развития отказов. Иерархическая модель содержит нечеткие правила оценки состояния с учетом степени деградации и коэффициенты влияния отказов. Имитация отказов различных элементов системы осуществляется путем внесения изменений выходного сигнала модели в автоматизированном режиме в соответствии с расписанием (циклограммой).

Расписание формируется на основе целей и задач испытаний (с учетом требований ТЗ). Формируется таблица, описывающая последовательность имитации отказов, где указаны наименования отказов, время включения, время задержки между отказами. Здесь же проверяются ожидаемые значения выходных параметров.

Кроме того, формируются последовательности (комбинации) отказов, которые также заносятся в расписание испытаний. Между моментами включения имитации отказов предусматривается время для регистрации отказного состояния, а также для наблюдения последующей реакции системы.

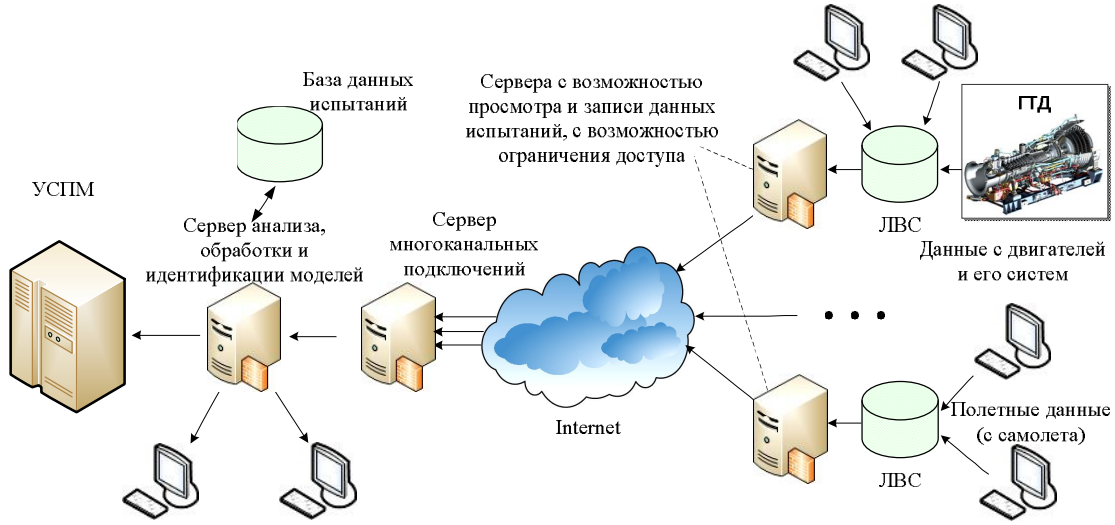


Рис. 8. Фрагмент схемы удаленного подключения к УСПМ

Также учитывается, что ряд отказов приводит к отключению отдельных каналов измерения и регулирования САУКиД, после чего дальнейшая проверка отключенных подсистем становится невозможной. В этом случае, отказавший элемент или канал САУКиД считается неисправным, даже если через некоторое время его работоспособность восстановилась. Для восстановления исходного состояния требуется перезагрузка бортовой цифровой вычислительной машины, которая требует дополнительных затрат времени.

С учетом этого оптимизируется «расписание» включения имитации отказов для снижения доли ручных операций в процессе полунатурных испытаний (рис. 9).

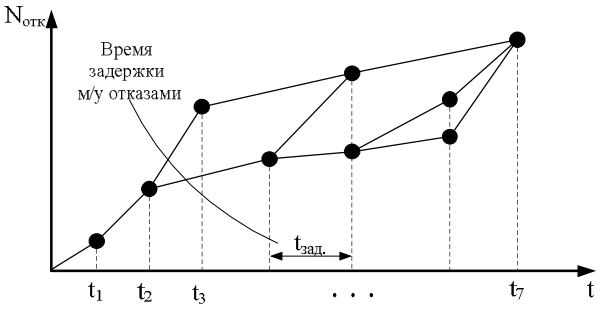


Рис. 9. Расписание испытаний (последовательность включения имитаторов отказов)

План испытаний рассматривается как последовательность включения имитаторов отказов, причем взаимное влияние отказов описывается иерархической моделью процессов развития отказов, а оптимизация плана испытаний по критерию минимальной продолжительности может осуществляться путем полного перебора вариантов.

В процессе имитации отказов формируется протокол испытаний. В протоколе фиксируется информация о реакции системы контроля при обнаружении отказов.

Рассмотрим пример имитации отказа на УСПМ. При работе контура регулирования расхода топлива был имитирован отказ исполнительного механизма расходом топлива JGт в канале А (рис.10). Встроенная система контроля регулятора обнаружила отказ и выдала сообщение об отказе канала А. Затем САУКиД перешла на резервный канал Б, заглушив колебания в расходе топлива.

Через некоторое время был имитирован отказ исполнительного механизма расхода топлива JGтБ в канале Б, после чего система контроля выдала сообщение от отказе канала Б и интегральном отказе ИМ. После этого система переключилась на резервную гидромеханическую систему управления.

Таким образом, использование предлагаемой технологии полунатурного комплексного моделирования ГТД и его систем:

– позволяет моделировать как одиночные, так и множественные отказы датчиков, исполнительных механизмов, двигателя и самолетных систем при полунатурных испытаниях САУКиД ГТД;

- проводить верификацию и валидацию моделей ГТД и его систем, а также алгоритмов управления, контроля и диагностики в блоках ЭСУ;

– позволяет отслеживать траекторию развития отказов на основе иерархических марковских моделей;

– снижает объем ручных операций за счет использования «расписания» испытаний и сокращает время испытаний функций контроля в десятки раз.

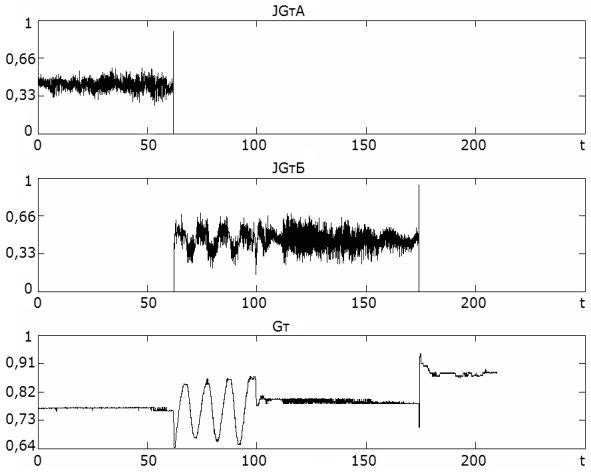


Рис. 10. Отказ ИМ расходом топлива в каналах А и Б

Заключение

Технология полунатурного комплексного моделирования представляет собой совокупность методик разработки САУ (как анализа, так и синтеза) и их требований к стендам моделирования для обеспечения экспериментальных работ. Данная технология позволяет моделировать и определять характеристики систем и агрегатов на установившихся и переходных режимах работы в замкнутой и разомкнутой схемах, проводить анализ располагаемых запасов устойчивости систем регулирования, выполнять отработку взаимодействия отдельных контуров и агрегатов, исследовать влияние возмущений и внешних факторов, работоспособность САУКиД при отказах. Указанные методики моделирования и испытаний доведены до промышленного и производственного уровня.

Литература

1. Комплекс информационного и полунатурного моделирования для исследования систем автоматического управления и контроля многодвигательных силовых установок при их эксплуатации по состоянию [Текст] / В.С. Фатиков, Г.И. Погорелов, И.И. Минаев, М.Р. Азанов, С.Г. Куликов, В.П. Ищук // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 2. – С. 155 – 160.

2. Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов. Управление ВРД [Текст] / под ред. А.А. Шевякова. - М.: Машиностроение, 1976. - 344 с.

3. Методология полунатурного комплексного функционального моделирования ГТД и его систем [Текст] / Г.Г. Куликов, В.Ю. Арьков, В.С. Фатиков, Г.И. Погорелов // Вестник УГАТУ. - 2009. - №2(35). – Т. 13. - С. 88 – 95.

4. Погорелов, Г.И. Автоматизированный комплекс доводки и испытаний цифровых САУ многодвигательных силовых установок самолетов [Текст]: дис… канд. техн. наук: 05.13.06; защищена 26.12.2002 / Погорелов Григорий Иванович. - Уфа, 2002. - 176 с.

5. Минаев, И.И. Автоматизация процессов испытаний интегрированных САУ многодвигательными силовыми установками летательных аппаратов [Текст]: дис… канд. техн. наук: 05.13.07 / Минаев Игорь Иванович. - Уфа, 1996. – 170 с.

6. Зарубин, В.С. Математическое моделирование в технике: учеб. для вузов [Текст] / под ред. В.С. Зарубина, А.П. Крищенко. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 496 с.

7. Рыжиков, Ю.И. Имитационное моделирование. Теория и технологии [Текст] / Ю.И. Рыжиков. – М.: Альтекс-А, 2004. – 384 с.

8. Корячко, В.П. Теоретические основы САПР: учеб. для вузов [Текст] / В.П. Корячко, В.М. Курейчик, И.П. Норенков. - М.: Энергоатомиздат, 1987. - 400 с.

9. Годованюк, А.Г. Элементы контроля и управления в имитационных моделях ГТД [Текст] / А.Г. Годованюк, И.А. Кривошеев, Д.А. Ахмедзянов // II Всероссийская НТК Междунар. участием: Мехатроника, автоматизация, управление (МАУ'2005): Сб. тр.- Т. 1. – Уфа: УГАТУ, 2005. – С. 33 - 38.

10. Годованюк, А.Г. Методика представления и использования многомерной характеристики винтовентилятора при полунатурном моделировании ГТД и его САУ [Текст] / А.Г. Годованюк // Изв. вузов. Авиац. техника. – 2010. - № 1. - С. 37 - 40.

Поступила в редакцию 31.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технической кибернетики Р.А. Мунасыпов, Уфимский государственный авиационный технический университет, Россия.

ТЕХНОЛОГІЯ НАПІВНАТУРНОГО КОМПЛЕКСНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ГТД І ЙОГО СИСТЕМ

Г.І. Погорелов, А.І. Абдулнагімов, О.Г. Годованюк

Обговорюється технологія напівнатурного комплексного моделювання газотурбінних двигунів і його систем, яка дає можливість проведення комплексних випробувань систем управління і контролю, включаючи моделювання відмов за допомогою імітаційних моделей двигуна, датчиків, виконавчих механізмів і літакових систем. Технологія описує весь процес моделювання і проведення експериментальних досліджень – від реалізації математичних моделей елементів ГТД і його систем до їх випробувань на стендах. Запропоновано методики випробувань і вимоги до стендів напівнатурного моделювання для збільшення глибини и підвищення надійності випробувань систем автоматичного управління, а також можливості проведення віддалених досліджень і моделювання відмов двигуна, датчиків, виконавчих механізмів и літакових систем.

Ключові слова: напівнатурні випробування, газотурбінні двигуни, система автоматичного управління, контролю і діагностики, математичні моделі.

HARDWARE-IN-THE-LOOP INTEGRATED SIMULATION TECHNOLOGY FOR GAS TURBINES AND ITS SYSTEMS

G.I. Pogorelov, A.I. Abdulnagimov, A.G. Godovanyuk

The technology of HIL integrated simulation of gas turbine engines and their systems is discussed, which provides the opportunity for integrated tests for control and condition-monitoring systems, including fault modeling using simulation models of the engine, sensors, actuators, and aircraft systems. The technology describes the entire process of modeling and experimental research: from the implementation of mathematical models of gas turbine's elements and systems to the tests at the test-beds. The testing methods and requirements for the HIL-modeling test-beds are proposed to increase the depth and the reliability of tests of automatic control systems, as well as the possibility of the remote investigation and fault modeling of the engine, sensors, actuators, and aircraft systems.

Key words: HIL testing, gas turbine engines, automatic control, monitoring and diagnostics, mathematical models.

Погорелов Григорий Иванович – канд. техн. наук, заместитель генерального директора ОАО Уфимского научно-производственного предприятия «Молния», Уфа, Россия, e-mail: pogorelov@molniya-ufa.ru.

Абдулнагимов Ансаф Ирекович – канд. техн. наук, ст. преподаватель кафедры автоматизированных систем управления Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия, e-mail: ansafufa@mail.ru.

Годованюк Алексей Геннадьевич – канд. техн. наук, инженер-программист ОАО Уфимского научно-производственного предприятия «Молния», Уфа, Россия, e-mail: algen82@gmail.com.

УДК 681.5:689.7(045)

В.В. ПАНІН[1], С.В. ЄНЧЕВ[2], С.О. ТАКУ[2]

[1] *Київська державна академія водного транспорту ім. П. Сагайдачного, Київ, Україна*
[2] *Національний авіаційний університет, Київ, Україна*

ФОРМУВАННЯ СТРУКТУРИ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ АВІАЦІЙНИМ ГТД

Стаття присвячена одному з перспективних напрямків у галузі автоматичного керування складними динамічними об'єктами, якими є авіаційні газотурбінні двигуни, застосуванні інтелектуальних систем керування на базі штучних нейронних мереж. Аналізуються основні схеми управління двигуном з нейронною мережею: послідовна, комбіновані, розімкнено-замкнена, паралельна, з налаштування параметрів. На основі проведеного аналізу розроблено три варіанти інтелектуальної системи керування з нейронною мережею. Для розроблених варіантів проведено розрахунки щодо складності та складу нейронної мережі в залежності від порядку диференціально-різнецевих рівнянь, що описують динаміку газотурбінного двигуна.

Ключові слова: *система автоматичного керування, інтелектуальна система керування, газотурбінний двигун, нейронна мережа, нейромережевий регулятор, адаптивне керування.*

Вступ

Швидкий розвиток авіації, безперервне підвищення вимог до льотно-тактичних характеристик повітряних суден (ПС), ускладнення умов їх польоту викликають потребу покращення характеристик газотурбінних двигунів (ГТД) – підвищення питомої та абсолютної тяги, зменшення питомої витрати палива, питомої маси та габаритів ГТД, забезпечення стійкого функціонування в широкому діапазоні робочих режимів. Відмінними ознаками сучасних ГТД є потреба одночасного регулювання відразу декількох вихідних параметрів, широкий діапазон зміни динамічних характеристик, зміна складу підсистем керування у процесі функціонування, нелінійність і нестаціонарність характеристик ГТД.

Ці та інші фактори приводять до суттєвого ускладнення законів автоматичного керування авіаційними двигунами, а, відповідно, до ускладнення їх систем автоматичного керування (САК) ГТД, з одночасним підвищенням вимог до якості та надійності їх функціонування тощо.

1. Постановка проблеми

Одним із нових перспективних напрямків в галузі автоматичного керування складними динамічними об'єктами є застосування інтелектуальних систем керування на базі штучних нейронних мереж (НМ). Основною перевагою таких систем керування є використання таких властивостей НМ, як можливість апроксимації нелінійних залежностей довільного вигляду, здатність до навчання, висока швидкодія зумовлена паралельністю самої НМ, більш висока завадостійкість та відвостійкість.

Разом з тим, побудова нейромережевої САУ багаторежимних ГТД вимагає вирішення наступних завдань:

1. Вибір способу включення НМ в якості регулятора в систему управління ГТД.
2. Вибір топології (архітектури) НМ.
3. Вибір структури НМ на основі принципу мінімальної складності для вирішення поставлених завдань управління ГТД.
4. Визначення складу навчальної вибірки з метою навчання НМ-регулятора в складі замкнутої САУ ГТД.
5. Вибір критеріїв та алгоритму навчання (настройки) параметрів НМ-регулятора ГТД.

Зупинимося детальніше на вирішенні зазначених завдань.

2. Основна частина

Проаналізуємо основні способи застосування НМ в інтелектуальних системах управління динамічними об'єктами:

Послідовна схема управління. Послідовна схема управління об'єктом показана на рис. 1. Для неї характерно безпосереднє включення НМ в якості регулятора в замкнутий контур управління об'єктом керування (ОК). При цьому на вхід НМ подається сигнал похибки управління e(t) = g(t) - y(t), вихід мережі u(t) одночасно є входом об'єкта.

Переваги даної схеми - можливість компенсації нелінійних характеристик об'єкта за рахунок суто

© В.В. Панін, С.В. Єнчев, С.О. Таку

нелінійного характеру НМ; перехід від синтезу параметрів регулятора до навчання ваг синаптичних зв'язків НМ на основі деякої навчальної вибірки, що відповідає специфіці керування багаторежимним об'єктом.

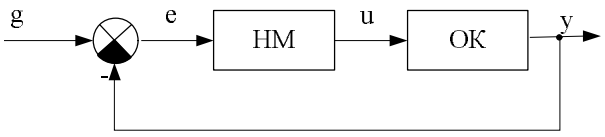


Рис. 1. Послідовна схема управління об'єктом

Перспективними є також варіанти побудови комбінованого регулятора, з поділом його на лінійний регулятор (ЛР) і власне нейронну мережу (рис. 2-3).

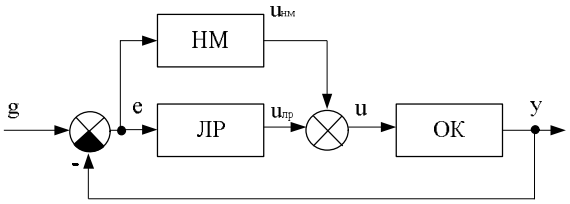


Рис. 2. Варіант I побудови комбінованого регулятора

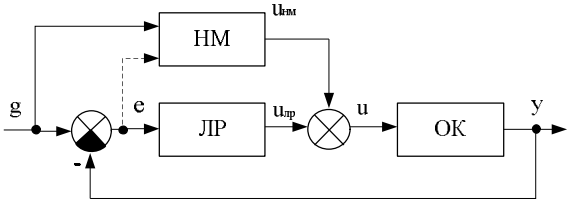


Рис. 3. Варіант II побудови комбінованого регулятора

У цих випадках на НМ покладається функція компенсації нелінійних характеристик об'єкта, а лінійний регулятор (наприклад, І-, ПІ- або ПІД-регулятор) забезпечує бажані динамічні властивості замкненої САУ.

Розімкнуто-замкнуте включення НМ в контур управління об'єктом. На відміну від попереднього варіанту, на вхід НМ, крім сигналу похибки e(t), подається також уставка g(t), що дозволяє враховувати фактичний режим роботи ОК і, отже, більш ефективно використовувати НМ для управління багаторежимних об'єктом (рис. 4).

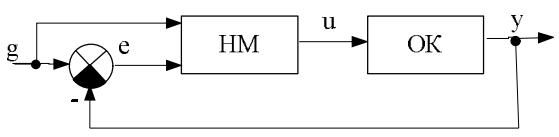


Рис. 4. Розімкнуто-замкнуте включення НМ в контур управління об'єктом

Паралельна схема управління. НМ включається паралельно лінійному регулятору (ЛР) і використовується для формування додаткового сигналу $u_{нс}$, додаючи до керуючого впливу, що задається лінійним регулятором (ЛР).

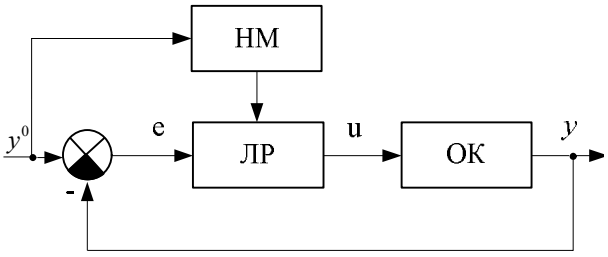


Рис. 5. Варіант I паралельної схеми управління

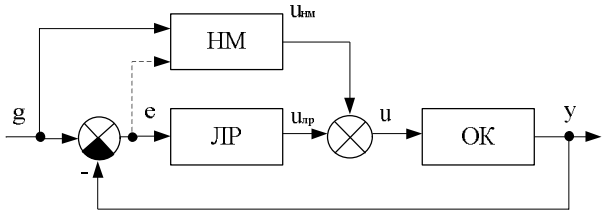


Рис. 6. Варіант II паралельної схеми управління

Функція НМ тут така ж: забезпечити компенсацію нелінійностей ОК таким чином, щоб вихідний сигнал системи управління y(t) підтримувався як можна ближче до бажаної реакції системи (заданий час регулювання, перерегулювання). На вхід НМ може подаватися похибка управління e(t)=g(t)-y(t) (рис. 5) або уставка g(t) (одночасно з похибкою управління e(t) або без неї) (рис. 6).

Схеми управління з налаштуванням параметрів ЛР. У даному випадку НМ налаштовує параметри, що визначають роботу звичайного лінійного регулятора (коефіцієнти П-, І-, Д-складових) таким чином, щоб вихідний сигнал об'єкта управління y(t) підтримувався як можна ближче до бажаного g(t), мінімізуючи таким чином похибку управління e(t). На вхід НМ при цьому подається похибка управління e(t) = g(t) - y(t) (рис. 7), або уставка g(t) і похибка управління e(t) = g(t) - y(t) одночасно (рис. 8).

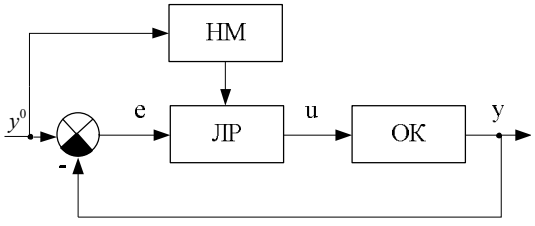


Рис. 7. Схема з налаштуванням параметрів ЛР

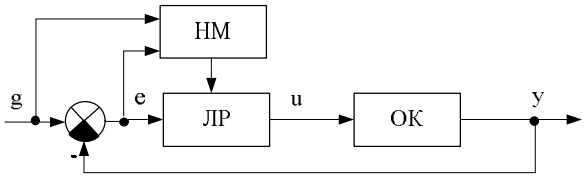


Рис. 8. Схема управління з налаштуванням параметрів ЛР з урахуванням похибки e(t)

Можлива схема підстроювання коефіцієнтів регулятора за допомогою НМ в залежності від значення похибки ε(t) між виходами еталонної моделі системи та ОК (рис. 9), або у функції від похибки e(t) і уставки g(t) на вході системи (рис. 10).

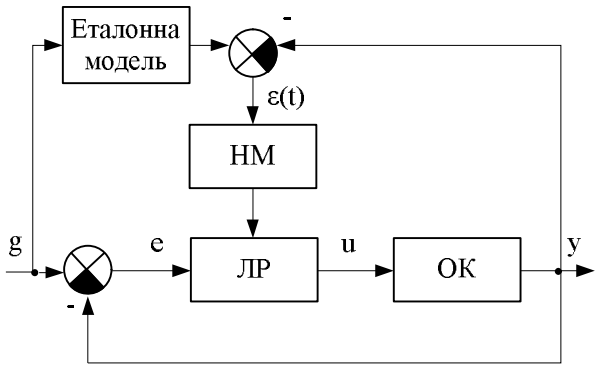


Рис. 9. Схема управління з налаштуванням параметрів ЛР з еталонною моделлю

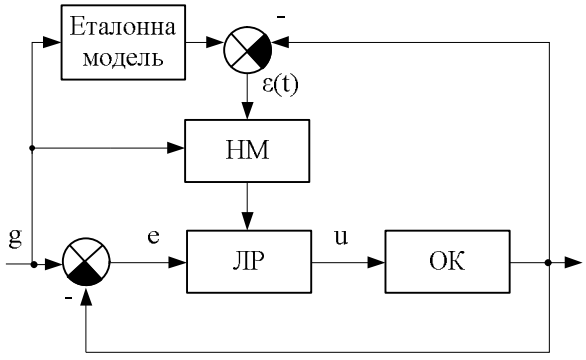


Рис. 10. Схема управління з налаштуванням параметрів ЛР з еталонною моделлю

Як показує аналіз, хоча кожна з перерахованих вище схем САК із застосуванням НМ (рис. 1 - 10) і володіє своїми певними особливостями, всі вони можуть в тій чи іншій мірі використовуватися для вирішення завдань управління ГТД як нелінійним багаторежимних динамічним об'єктом. Основні відмінності між наведеними способами управління полягають в тому, що НС використовується в них для безпосереднього (прямого) управління об'єктом, як це показано на рис. 1 - 4, або в режимі «обережного» управління, працюючи паралельно з лінійним регулятором (рис. 5 - 6), або ж як супервізора, для підстроювання параметрів традиційного лінійного регулятора (рис. 7 - 10).

В цілому, ситуація з вибором способу включення НМ в САУ схожа з ситуацією впровадження цифрових регуляторів в практику управління ГТД стримувалося через психологічні інерції розробників і відносно невисоку надійність елементної бази БЦВМ. На перших порах перевага віддавалася супервізорному варіанту використання БЦВМ (коли на неї покладалися функції обчислення уставок, контролю працездатності САУ, реєстрації результатів роботи САУ ГТД в польоті), потім з'явилися перші цифрові «компенсатори», що забезпечують підвищення статичної та динамічної точності процесів управління, і вже тільки потім настала черга повністю цифрових САУ, що працюють в режимі прямого управління функціонуванням ГТД.

Нижче ми обмежимося розглядом в основному структурних схем, представлених на рис. 1.1-1.4, вважаючи, що в методологічному відношенні отримані результати проектування НМ-регуляторів можуть бути перенесені і на інші перераховані вище способи побудови САУ.

Синтез структури інтелектуальної САК ГТД. Будемо вважати, що динаміка ГТД як об'єкта управління описується диференціальним рівнянням "вхід - вихід", заданим в неявному вигляді

$$\varphi(y^{(n)}, y^{(n-1)}, ..., y;\ u^{(m)}, u^{(m-1)}, ..., u) = 0\,, \quad (1)$$

де u=u(t) і y=y(t) - відповідно вхід і вихід досліджуваного об'єкта; m і n-максимальні порядки похідних $u^{(i)}, y^{(j)}$ для вхідної і вихідної змінних u(t) і y(t), $(m \le n)$.

Потрібно побудувати адаптивний регулятор в класі нейромережевих структур, який забезпечував стабілізацію режимів роботи одновимірного об'єкта (1) при дотриманні вимог до синтезованої САУ ГТД з можливістю автоматичного (on-line) налаштування параметрів регулятора при зміні параметрів (або режимів роботи) об'єкта.

Найбільш очевидний варіант побудови такої системи базується на використанні НМ в якості пристрою адаптації параметрів лінійного ПІ-регулятора (рис. 11, а). Метою алгоритму навчання тут є формування таких коефіцієнтів підсилення K_1 і K_2 регулятора, при яких досягається наближення виходу об'єкта до виходу еталонної моделі (EM): $y(t) \to y_{EM}(t)$. Недолік даної схеми - обмеженість її застосування при високих порядках диференціального рівняння (1), тобто неможливість отримання в цьому випадку заданих показників якості шляхом впливу тільки на 2 параметри системи K_1 і K_2.

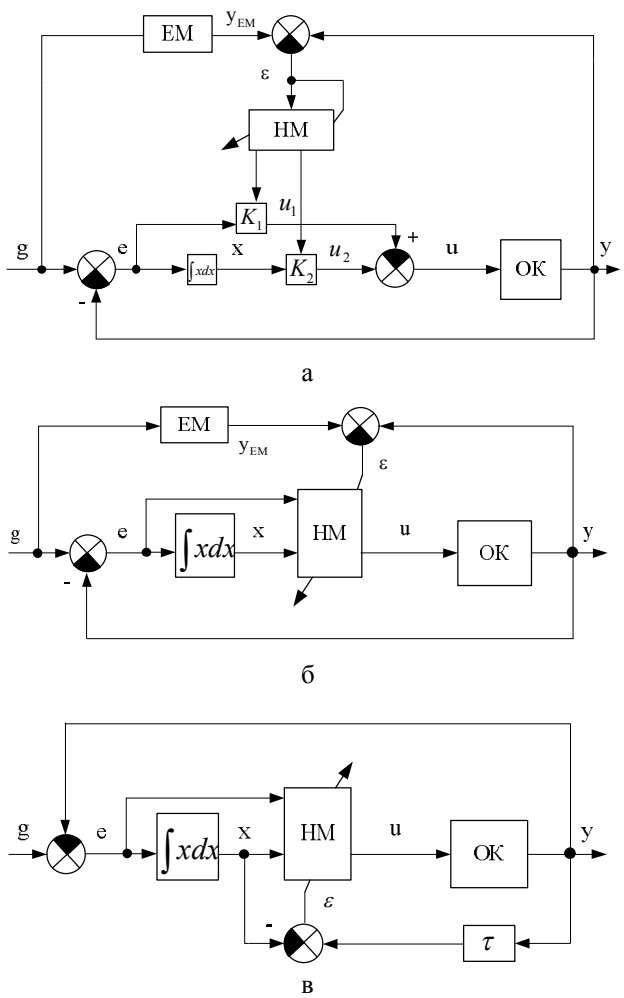


Рис. 11. Варіанти побудови інтелектуальної САК ГТД

Наведена на рис. 11, б схема має більші можливості, оскільки НМ тут виконує не тільки функції обчислення коефіцієнтів підсилення по сигналу помилки e і інтегралу від сигналу помилки x, але й формування інверсної моделі об'єкта. Слід зауважити, що для вирішення останнього завдання необхідно вибирати структуру НМ в класі динамічних нейронних мереж, причому складність цієї структури повинна співвідноситися зі складністю ОК. Мета навчання НМ - та ж: забезпечити близькість (в ідеалі, збіг) перехідних процесів y(t) і $y_{ЕМ}(t)$.

Ще один перспективний варіант побудови інтелектуальної системи показаний на рис. 11, в. На відміну від схем на рис. 11, а-б, еталонна модель системи тут присутня лише в неявному вигляді і задається за допомогою коефіцієнта зворотного зв'язку. Дійсно, зменшуючи похибку навчання НМ до нуля, добиваємося виконання умови:

$$\varepsilon(t) = \tau \cdot y(t) - \int e(t)dt \to 0 .$$

Аналогічна умова виконується і для похідної: $\varepsilon(t) = \tau \cdot y(t) - e(t) \to 0$, звідки, враховуючи вираз для сигналу похибки $e(t) = g(t) - y(t)$ отримуємо остаточно:

$$\tau \cdot y(t) + y(t) = g(t) .$$

Таким чином, величина коефіцієнта τ визначає бажаний час регулювання $t_{per} = (3..4)\tau$ при обробці східчастого впливу $\Delta g(t)$, що задається.

При мінімізації похибки навчання виду

$$\varepsilon(t) = \tau_1 \cdot y(t) + \tau_2 \cdot y(t) - \int e(t)dt \to 0$$

отримуємо інше співвідношення між виходом і входом системи:

$$\tau_1 \cdot y(t) + \tau_2 \cdot y(t) + y(t) = g(t) ,$$

що відповідає еталонній моделі другого порядку.

Після вибору схеми побудови інтелектуальної САК ГТД проводиться синтез структури НМ-регулятора.

Деякі результати вирішення завдання структурного синтезу НМ-регулятора для ОК, описуваного передатною функцією загального вигляду

$$W_{ЕМ}^{(r)}(z) = \frac{\Delta Y^{(r)}(z)}{\Delta U^{(r)}(z)} = \frac{a_0^{(r)} z^{-m} + ... + a_{m-1}^{(r)} z^{-1} + a_m^{(r)}}{b_0^{(r)} z^{-n} + ... + b_{n-1}^{(r)} z^{-1} + b_n^{(r)}},$$

де коефіцієнти $a_\rho^{(r)}$, (ρ =0, 1, 2,…,m) залежать від виду нелінійної функції $\varphi(.)$, координат базового режиму $u_0^{(r)}, y_0^{(r)}$ а також обраного періоду дискретизації T_0; r – режим функціонування ОК, що має порядок чисельника m_1 і порядок знаменника n, наведені у табл. 1.

Зауважимо, що 1-ий рядок табл.1 (p = q = 0) відповідає двовходовому ПІ-регулятору, який може бути реалізований або в лінійному варіанті з нейромережевою настройкою (рис. 11, а), або шляхом прямого включення НМ в каналі управління (рис. 11, б).

Таблиця 1

Варіанти структур нейромережевого регулятора

n	m_1	σ	p	q	(КП)
1	0	1	0	0	2
2	0	2	1	1	4
2	1	1	1	1	4
3	1	2	2	2	6
3	2	1	2	2	6

В табл. 1: σ - число нейронів в прихованому шарі; p – максимальна кількість тактів затримки по входу; q – максимальна кількість тактів затримки по виходу; (КП) – кількість невідомих параметрів

$$(КП) = (p + q + 1) \cdot \sigma + \sigma = (p + q + 2) \cdot \sigma .$$

Висновок

В статті було проведено аналіз можливих схем включення НМ в САК, в результаті якого виявлено переваги та недоліки основних способів побудови систем управління ГТД з нейромережевими регуляторами.

Результати синтезу та моделювання САК з багаторежимних НМ-регуляторами ГТД показали ефективність застосування НМ в завданнях управління авіаційними двигунами, тому що синтезовані нелінійні регулятори на основі НМ відрізняються простотою побудови, легко навчаються і забезпечують необхідні показники якості на заданому безлічі усталених режимів роботи ГТД.

Література

1. Амосов, О.С. Интеллектуальные информационные системы. Нейронные сети и нечеткие системы [Текст]: учеб. пособие / О.С. Амосов. – Комсомольск-на-Амуре: КнАГТУ, 2005. – 106 с.

2. Бодянский, Я.В. Искусственные нейронные сети: архитектуры, обучение, применения [Текст] / Я. В. Бодянский. – Х.: ТЕЛЕТЕХ, 2004. – 369 с.

3. Панін, В.В. Ідентифікація авіаційного ГТД і його елементів на основі нейронних мереж [Текст]/ В.В. Панін, С.В. Єнчев, С.О. Таку // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 8 (95). – С. 227-231.

Поступила в редакцию 31.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., декан механіко-енергетичного факультету О.В. Самков, Національний авіаційний університет, Київ.

ФОРМИРОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫМ ГТД

В.В. Панин, С.В. Енчев, С.О. Таку

Статья посвящена одному из перспективных направлений в отрасли автоматического управления сложными динамическими объектами, которыми являются авиационные газотурбинные двигатели, применении интеллектуальных систем управления на базе искусственных нейронных сетей. Анализируются основные схемы управления двигателем с нейронной сетью: последовательная, комбинированные, разомкнуто-замкнутая, параллельная, настройкой параметров. На основе проведенного анализа разработаны три варианта интеллектуальной системы управления с нейронной сетью. Для разработанных вариантов проведены расчеты относительно сложности и состава нейронной сети в зависимости от порядка дифференциально-разностных уравнений, которые описывают динамику газотурбинного двигателя.

Ключевые слова: система автоматического управления, интеллектуальная система управления, газотурбинный двигатель, нейронная сеть, нейросетевой регулятор, адаптивное управление.

FORMATION OF THE STRUCTURE OF INTELLECTUAL AUTOMATIC CONTROL SYSTEM OF GAS TURBINE ENGINES

V.V. Panin, S.V. Enchev, S.O. Taku

The article is devoted to one of the promising areas in the industry automatic control of complex dynamic objects, which are the aero gas turbine engines, the use of intelligent control systems based on artificial neural networks. Analyzes the main control circuit motor with a neural network: sequential, combined, open loop is a closed, parallel, configuration parameters. Based on the analysis developed three versions of intellectual control system with a neural network. For developed variants were calculated relative to the complexity and structure of the neural network based on the order of difference-differential equations that describe the dynamics of the gas turbine engine.

Keywords: automatic control system, intellectual control system, a gas turbine engine, a neural network, neural network control, adaptive control.

Панін Владислав Вадимович – д-р техн. наук, професор, ректор Київської державної академії водного транспорту імені гетьмана П. Сагайдачного, Київ, Україна, e-mail: academy@maritime.kiev.ua.

Єнчев Сергій Васильович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри автоматизації та енергоменеджменту Аерокосмічного інституту Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: esw@ukr.net.

Таку Сергій Олегович – аспірант кафедри автоматизації та енергоменеджменту Аерокосмічного інституту Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: Taku_777@ukr.net.

УДК 658.512.011.56:681.31.(075.8)

М.А. СУВОРОВ, В.В. ТРЕТЬЯК, В.Д. СОТНИКОВ, С.В. ХУДЯКОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛИ КОРПУСА РЕГУЛЯТОРА В СИСТЕМЕ «ВЕРТИКАЛЬ»

Произведен анализ характерных особенностей и преимуществ использования системы автоматизированного технологического процесса для изготовления корпуса регулятора к масляному насосу. Представлена объемная 3-D модель заготовки и готовой детали корпуса регулятора. Приведены результаты проектирования технологического процесса с формированием комплекта технологической документации. Рассчитано значение режимов резания для формообразующих операций. Сформированы выводы о рациональности применения системы «Вертикаль» в современном производстве и в учебном процессе.

Ключевые слова: *автоматизация, корпус регулятора, производство, информационная модель технологического процесса, параметры, операции, переходы, автоматическое формирование комплекта документов.*

Введение

В современном производстве актуален вопрос повышения эффективности технологического подготовления производства сложнопрофильных изделий. Программные продукты САПР Вертикаль позволяют значительно упростить работу технолога и снизить вероятность брака при проектировании (устраняя человеческий фактор) технологического процесса (ТП).

Успешная деятельность значительной части фирм, заводов и коллективов в индустриально развитых странах во многом зависит от быстро и качественно спроектированного ТП, возможность рассчитывать материальные и трудовые затраты на производство, автоматически формировать все необходимые комплекты технологической документации, поддерживать актуальность технологической информации с помощью процессов управления изменениями.

Также к операции ТП можно подключить любое количество эскизов, при этом использование любых графических форматов документов и возможность их редактировать предоставляет технологу дополнительные возможности.

1. Краткое описание детали

Корпус регулятора (КР) к масляному насосу (рис. 1) – деталь авиационного двигателя, которая входит в состав агрегата насосной станции, выполняет функцию изменения подачи масла к исполнительным органам летательного аппарата.

Заготовка КР (рис. 1) изготовлена методом литья по выплавляемым моделям в дуговых печах, что обусловливается техническими требованиями чертежа КР.

Габариты готовой детали 147,500 × 90 мм.

Материал детали 35ХГСЛ.

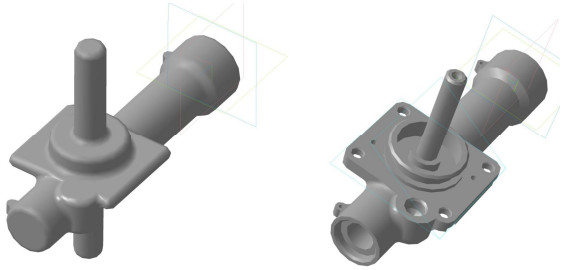


Рис. 1. 3D заготовки и детали

2. Исходные данные для проектирования ТП КР

Исходными данными для получения ТП корпуса регулятора служит чертеж детали (ЧД), сведения о типе производства и оборудования, которым мы можем располагать на данном специализированном участке.

Вначале был произведен анализ рабочего чертежа на технологичность (количественная и качественная оценка).

Деталь является нетехнологичной, что сказывается на ее сложности изготовления и соответственно приводит к удорожанию производства.

Последующим этапом является расчет и обоснование потребного количества технологических переходов формообразования поверхностей корпуса регулятора.

Следующим этапом является проектирование предварительного плана ТП с номеров поверхностей

© М.А. Суворов, В.В. Третьяк, В.Д. Сотников, С.В. Худяков

и количеством переходов, а также расчет припусков на обработку диаметральных и линейных размеров расчетно-аналитическим методом.

Заключительным этапом является проектирование чертежа заготовки.

3. Автоматизация ТП КР

Рассмотрим технологический процесс проектирования КР на примере токарной черновой операции наружной поверхности 35 ($\varnothing 38f7\left(^{-0,025}_{-0,050}\right)$) (рис. 2). Процесс проектирования начинается с обозначения и наименования детали, что позволит в дальнейшем интегрировать технологические данные в PLM - средствах предприятия.

Технологические данные представляют собой информацию о структуре технологического процесса в дереве конструкторско-технологических элементах (КТЭ), которое отображает состав и иерархию элементарных поверхностей корпуса регулятора (рис. 3 – 10) в ТП.

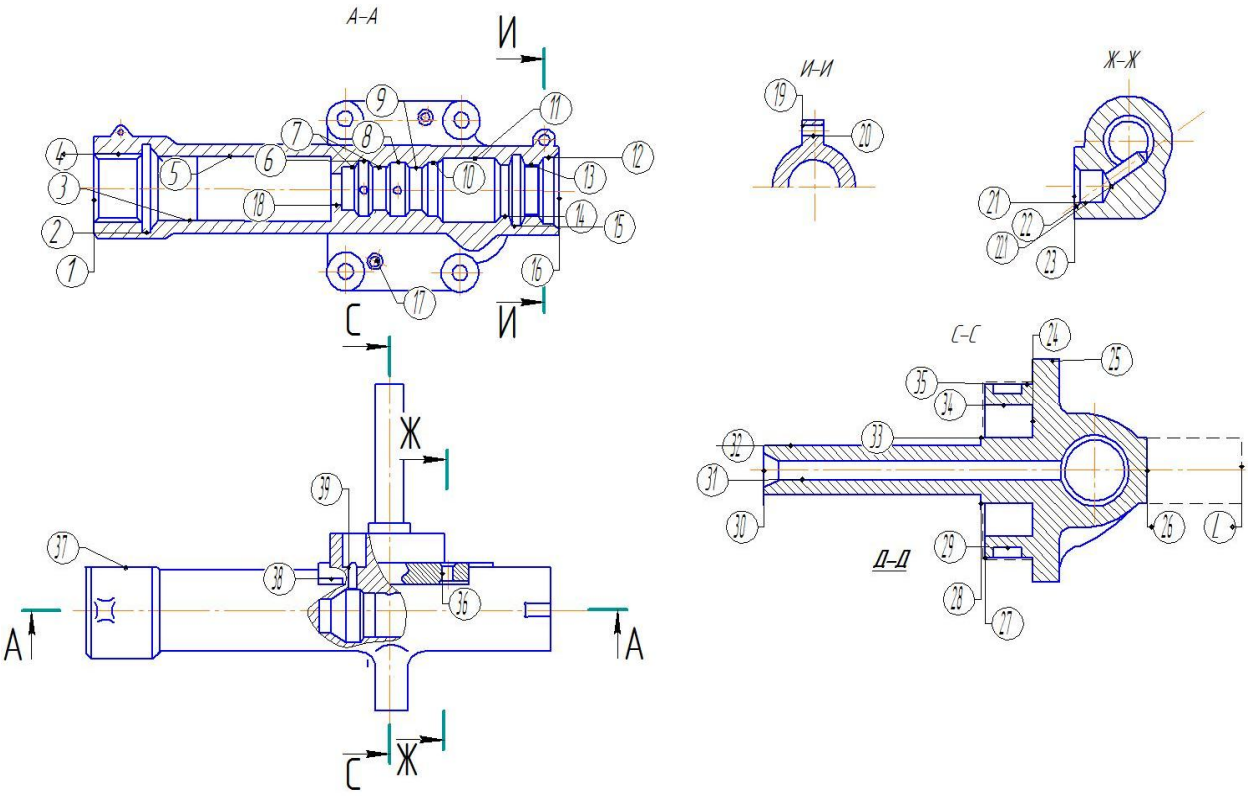


Рис. 2. Схема нумерации поверхностей детали

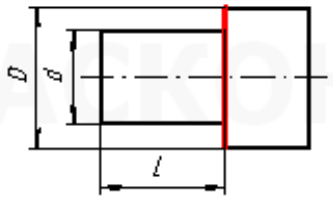


Рис. 3. КТЭ торец открытый наружный для поверхностей №24,27,29,30

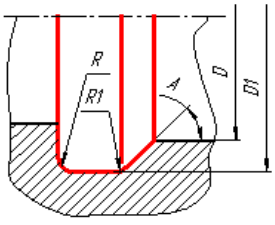


Рис. 4. КТЭ 2,6,8,11,15

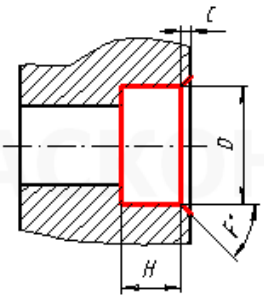


Рис. 5. КТЭ ступенчатое отверстие с фаской для поверхности №4

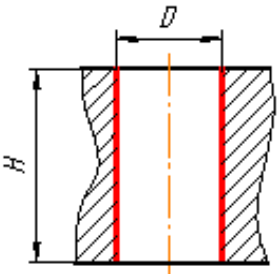


Рис. 6. КТЭ цилиндрическое отверстие простое сквозное для поверхностей №20, 39

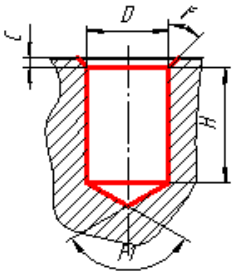


Рис. 7. КТЭ цилиндрическое отверстие глухое с фаской для поверхностей №21, 22

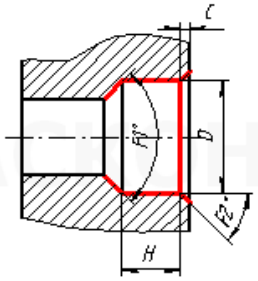


Рис. 8. КТЭ цилиндрическое отверстие ступенчатое с фоской для поверхности №12

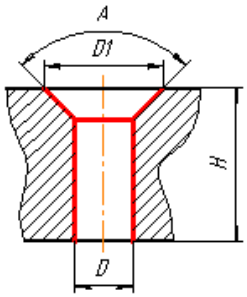


Рис. 9. КТЭ цилиндрическое сквозное отверстие под крепежные детали с потайной головкой для поверхностей №17, 31, 36

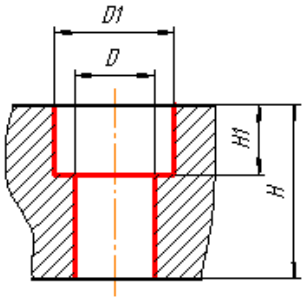


Рис. 10. КТЭ цилиндрическое отверстие с цековкой сквозное для поверхностей №36, 38

Следующим этапом формирования ТП является выбор материала заготовки, который выбирается из списка «Основной материал», затем «Вид производства», затем «Тип производства», добавляется токарная операция (4114 Токарно-винторезная), станок 16К20, приспособление (патрон трех кулачковый ГОСТ 2595-80), СОЖ (Укринол 1), дальше выбирается вспомогательный переход (Установить и закрепить заготовку), затем добавляем основной переход (подрезать торец, выдерживая размеры согласно эскизу), выбираем код блока расчета (Продольное точение), добавляем режущий инструмент (Резец проходной упорный ГОСТ 18880-73), при помощи средств разработки алгоритмов расчета.

После проведения расчетов можно скорректировать некоторые параметры (изменить подачу или скорость резания и т. д.) для получения более корректных режимов резания. Далее добавляется измерительный инструмент (Штангельциркуль ШЦ-II-250-0,1). Таким образом, производится расчет режимов резания всех остальных поверхностей детали.

Для удобства автоматизации ТП можно добавлять эскизы или чертежи, которые были ранее спроектированы в КОМПАС-3D. После проведения всех расчетов режимов резания производим путем выбора соответственно: (маршрутной карты (МК), операционной карты (ОК) и карты эскизов). Комплект документации формируется в формате электронной таблицы «Excel», давая возможность редактировать данные.

Вывод

В статье приведен рекомендуемый порядок выполнения расчетов, обозначены основные этапы проектирования технологии.

Даны рекомендации по проектированию технологических процессов изготовления деталей ГТД в диалоговом режиме, используя средства ТП «Вертикаль», а также выполнен анализ полученного технологического процесса, в результате бил создан комплект технологической документации на единичный техпроцесс механической обработки.

Литература

1. Богуслаев, В.А. Технология производства авиационных двигателей: Ч. II. Основы проектирования технологических процессов изготовления деталей авиационных двигателей и технологическая подготовка производства [Текст] / В.А. Богуслаев, А.Я. Качан, А.И. Долматов. – Запорожье: Изд-во ОАО «Мотор Сич», 2007. – 557 с.

2. Сотников, В.Д. Разработка маршрутных технологических процессов изготовления деталей авиадвигателей [Текст]: учеб. пособие / В.Д. Сотников. – Х.: Харьк. авиац. ин-т им. Н.Е. Жуковского, 1989. – 42 с.

3. Сорокин, В.Г. Марочник сталей и сплавов [Текст] / В.Г. Сорокин, А.В. Волосникова, С.А. Вяткин. / под общ. ред. В.Г. Сорокина. – М.: Машиностроение, 1989. – 640 с.

4. Гранин, В.И. Определение припусков на механическую обработку и технологические размерные расчеты [Текст]: учеб. пособие / В.И. Гранин, А.И. Долматов, Э.А. Лимберг. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т "ХАИ", 1998. – 125 с.

5. Фираго, В.П. Основы проектирования технологического процесса. Методы обработки поверхности [Текст] / В.П. Фираго. – М.: машиностроение, 1975. – 468 с.

6. Справочник технолога-машиностроителя [Текст]: Т.2, 4-е изд., перераб. и доп. / под ред. А.Г. Косиловой. – М.: Машиностроение, 1985. – 496 с.

Поступила в редакцию 03.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Ф. Сорокин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

АВТОМАТИЗАЦІЯ ПРОЦЕСУ ПРОЕКТУВАННЯ ТЕХНОЛОГІЧНОГО ПРОЦЕСУ ДЕТАЛІ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ В СИСТЕМІ «ВЕРТИКАЛЬ»

М.О. Суворов, В.В Третяк, В.Д. Сотников, С.В. Худяков

Зроблено аналіз характерних особливостей і переваг використання системи автоматизованого технологічного процесу для виготовлення корпусу регулятора до масляного насоса. Представлена об'ємна 3-D модель заготовки і готової деталі корпусу регулятора. Наведено результати проектування технологічного процесу з формуванням комплекту технологічної документації. Розраховано значення режимів різання для формотворчих операцій. Сформовано висновки про раціональність застосування системи «Вертикаль» в сучасному виробництві та в навчальному процесі.

Ключові слова: автоматизація, корпус регулятора, виробництво, інформаційна модель технологічного процесу, параметри, операції, переходи, автоматичне формування комплекту документів.

AUTOMATION OF DESIGN PROCESS OF AIRCRAFT ENGINE PARTS IN THE "VERTICAL"

M.A. Suvorov, V.V. Tretyak, V.D. Sotnikov, S.V. Hudyakov

The analysis of the characteristics and advantages of the use of computer-aided process for the manufacture of the regulator body to the oil pump is performed. The bulk 3-D model of the blank and finished part of the regulator body is represented. The results of the design process with the formation of a set of technical documentation. The value of the cutting to shaping operations is calculated. A conclusion about the rationality of the use of the «Vertical» in the modern workplace and in the educational process is formed.

Key words: automation, the regulator housing, manufacturing, information model of the process, parameters, operations, transitions, automatic generation of a set of documents.

Суворов Михаил Александрович – студент кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: vorovus@ukr.net.

Третьяк Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: vladimir.tretjak@mail.ru.

Сотников Владимир Данилович – канд. тех. наук, доцент, профессор кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mint_khai@rambler.ru.

Худяков Сергей Валентинович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mint_khai@rambler.ru.

УДК 629.735.083.06(045)

С.О. ДМИТРІЄВ, В.І. БУРЛАКОВ, О.В. ПОПОВ, Д.В. ПОПОВ

Національний авіаційний університет, Україна

ФОРМУВАННЯ ПРОГРАМ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

В наданій роботі розглядається нова методологія забезпечення процесів технічної експлуатації авіаційних двигунів (АД) та формування програм їх технічного обслуговування (ТО) на основі методу «приписуючих рішень», призначеного для практичного використання в умовах високого ступеня невизначеності. Основою метода є спеціальні процедури оцінки експлуатаційних характеристик об'єктів експлуатації, стратегій технічного обслуговування, якості проведення профілактичних робіт, засобів і методів контролю й ін. Методика призначена для вирішення задач оптимізації програм технічного обслуговування виробів авіаційної техніки за умови впливу багатофакторності при невизначеності вихідної інформації.

***Ключові слова**: авіаційний двигун, характеристики, експлуатація, технічне обслуговування.*

Вступ

Зміст і обсяги ТО сучасного авіаційного двигуна необхідно визначати ще на етапах проектування одночасно з рішенням задач забезпечення його конструктивно-експлуатаційних властивостей. Саме на цьому етапі повинна формуватися програма ТО на тривалий період експлуатації АД, що є основою при розробці експлуатаційно-технічної документації.

Метою створення автоматизованої системи є оптимізації процесів технічного обслуговування АТ, на основі розробки економічно обґрунтованих цілеспрямованих рекомендацій з удосконаленням виробів АТ, що забезпечують впровадження ефективних стратегій і режимів ТО.

На різних етапах об'єкти експлуатації мають різну інформаційну забезпеченість про його властивості Нові концепції технічної експлуатації АД вимагають рішення задачі подальшого перспективного розвитку організаційно-технологічних структур організацій ТО.

Розробка методичного, організаційного і технічного забезпечення оцінки технічного стану (ТС) виробів АД проводиться, як правило, з урахуванням результатів аналізу особливостей їхньої конструкції, контролепридатності, умов експлуатації, прийнятої системи ТО, а також статистичних даних про характерні відмови та ушкодження. Такий аналіз у багатьох випадках дозволяє виявити найбільш інформативні ознаки конкретних типів несправностей, ідентифікація яких сприяє підтримці заданого рівня безпеки польотів і ефективності використання АД, а також дозволяє визначити функціональні можливості існуючих методів і засобів оцінки ТС виробів авіаційної техніки, їхніх вузлів і деталей,і що необхідно для формування регламентів ТО АД.

Для визначення оптимальних керуючих впливів з обліком всіх експлуатаційних факторів. характеристик і властивостей об'єктів експлуатації, потрібна розробка нового методологічного підходу до керування станом виробів АД.

Результати досліджень

Зміст оптимізації складається в забезпеченні збалансованих характеристик і властивостей виробів АТ по сукупності визначальних ознак, що сприяють найбільш ефективні їхні реалізації в умовах експлуатації. Принципова залежність керуючих впливів від вірогідності гіпотез відбиває найважливішу властивість системи керування - адаптацію, як засіб дозволу невизначеності. Формальна схема функціонування складних об'єктів експлуатації вказує на необхідність рішення наступних завдань:

- розробку методів рішення завдань за умови високої невизначеності вихідної інформації;
- проведення розрахунків і їхній аналіз із метою вибору оптимальної альтернативи;
- розробку (визначення) умов реалізації оптимальної альтернативи в експлуатаційних підприємствах ЦА з урахуванням їх особливостей.

Для виділення певного конструктивного елемента системи з ряду інших елементів кожному елементу повідомляється формальна відмітна ознака – код. Множина факторів записується в певній послідовності, створюючи впорядкований кортеж:

$$Y = \langle x_1, x_2 \ldots x_n \rangle .$$

© С.О. Дмитрієв, В.І. Бурлаков, О.В. Попов, Д.В. Попов

Для формування короткої комплексної характеристики експлуатаційних властивостей виробів АТ виділимо n ознак. Кожній ознаці поставимо у відповідність m станів. Тоді комплексну характеристику експлуатаційних властивостей виробу можна представити у вигляді:

$$V_K = \left\{ x_1^{i_1}, x_2^{i_2}, ... x_n^{i_n} \right\},$$

де $i_j \begin{pmatrix} j = 1 \div n \\ i = 1 \div m \end{pmatrix}$ – множина станів j ознаки.

Якщо визначити оптимальні «базові» властивості й характеристики «ідеальних» виробів й відповідні їм стратегії ТО:

$$V_Б = \left\{ Б_1^{i_б}, Б_2^{i_б}, ... Б_n^{i_б} \right\},$$

то на основі порівняння й оцінки ступеня відхилення характеристик виробів АТ від базових векторів можна вирішити ряд поставлених завдань.

Методика визначення значень невідомих показників базується на використанні апріорних інтервальних оцінок цих показників з наступним обчисленням апостеріорних оцінок відповідно зі збільшенням обсягу інформації.

Таке послідовне рішення завдань залежно від точності й вірогідності доступної інформації лежить в основі адаптивного процесу керування конструктивними розробками, формування й коригування регламентів ТО виробів АТ.

Для опису невизначеності й обгрунтування інтервальних границь факторів, що визначають якість виробу, використовуються процедури прийняття рішень в умовах багатофакторного компромісу.

Прийняття рішень проводиться на основі порівняння характеристик виробів авіаційної техніки з базовими характеристиками, що дозволяє поєднати оптимізацію із прогнозуванням, при цьому безпосередньо прогнозуються не параметри моделі, а вхідні дані в математичну модель, що служить для визначення оптимального поєднання властивостей об'єкта експлуатації. Приймаючи цю гіпотезу, питання «які будуть параметри об'єкта?» заміняємо питанням «які повинні бути параметри?», що дозволяє два окремі завдання - прогнозування й оптимізацію - звести до одного загального завдання. Очевидно, що при сполученні безпосереднього прогнозування з оптимізацією з'являється можливість активно й ефективно управляти якістю виробів АТ відповідно до прийнятої цільової функції замість пасивного спостереження за його зміною в минулому.

За таких умов й виникає багатокритеріальний компроміс, головною особливістю якого є те, що використання його рішення не є єдина точка зору, а є множина ефективних рішень, або оптимальних рішень за Парето [3]. Після побудови системи критеріїв отримаємо двояке уявлення про альтернативи.

По-перше, кожна альтернатива $\nu_i \in V$ (або $\nu^i \in V$) є набір параметрів

$$\nu_{(i)}^i = V^i \left(\nu_1^i, \nu_2^i, ..., \nu_n^i \right), \quad i = 1, 2, ..., n,$$

де i - альтернатива;

n – вимір простору.

В цьому випадку альтернатива може розглядатися як вектор у n - вимірному просторі параметрів.

По-друге, кожна альтернатива характеризується набором значень вибраних критеріїв:

$$\left(K_1^i, K_2^i, ..., K_g^i \right), \quad i = 1, 2, ..., g,$$

де K_j^i - значення j-го критерію для i-ї альтернативи, тобто i - та альтернатива може розглядатися як вектор у g - вимірному просторі критеріїв.

Запропоновано поетапну процедуру шкалування якісних показників. На першому етапі побудовано еталон якісного критерію. Другий етап включає оцінку реальних рішень на основі визначеного еталону.

Задача вибору оптимальної альтернативи на множині критеріїв формально зводиться до пошуку відображення $C\left[\nu(t)\right] = \left\{\nu \in V\right\},$, яке кожному вектору $\nu(t)$ ставить у відповідність дійсне число $W_i(t)$

$$W(t) = \nu(t) = \nu\left[\nu_1(t), \nu_2(t), ..., \nu_m(t)\right]$$

яке визначає ступінь переваги даного розв'язку.

На основі порівняння кортежу елементу системи з базовими «Б» експлуатаційними характеристиками (табл. 1, 2) визначають такі альтернативи оптимальні за Парето, які задовольняють усім значенням ознак кортежу

Таблиця 1

Експлуатаційні характеристики виробів авіаційної техніки

Ознака класифікації	Значення ознаки	Критерій оптимізації	Позначення	Позиція в кортежі
Домінуючий фактор при оцінці наслідків відмови	- факт відмови; - не виконання виробом заданих функцій; - відмова не приводить до будь-яких наслідків у польотів.	- ймовірність безвідмовної роботи; - коефіцієнт готовності; - питомі витрати на проведення ТО	1 2 3	I

Закінчення табл. 1

Ознака класифікації	Значення ознаки (інтервал значень середньої наробітки на відмову), год.	Середнє значення параметру потоку відмов, год.$^{-1}$	Позначення	Позиція в кортежі
Величина наробітку елементу системи на відмову	менше 1500	$1{,}2 \cdot 10^{-3}$	1	II
	1500 ÷ 7500	$2{,}5 \cdot 10^{-4}$	2	
	7501 ÷ 33500	$0{,}5 \cdot 10^{-4}$	3	
	33501 ÷ 165000	$1{,}0 \cdot 10^{-5}$	4	
	165001 ÷ 840000	$2{,}0 \cdot 10^{-6}$	5	
	840001 і більше	$4{,}0 \cdot 10^{-7}$	6	
Ознака класифікації	Значення ознаки (інтервал значень кратності резервувань функції)	Середнє значення кратності резервування	Позначення	Позиція в кортежі
Кратність резервування функцій, які виконуються елементом системи	0 (резерву немає)	–	1	III
	0,5 ÷1,5	1,0	2	
	1,5 ÷ 2,5	2,0	3	
	2,5 ÷ 3,5	3,0	4	
	3,5 ÷ 4,5	4,0	5	
	понад 4,5		6	
Ознака класифікації	Значення ознаки (достовірність конт.)	Позначення	Позиція в кортежі	
Ефективність засобів та методів оцінки стану елементів	0 – 0,2	1	IV	
	0,21 – 0,4	2		
	0,41 – 0,6	3		
	0,61 – 0,8	4		
	0,8 – 1,0	5		
Ознака класифікації	Значення ознаки (Δt на викон. роботи, хв.)	Позначення	Позиція в кортежі	
Середній час перевірки справності або контролю працездатності елементу системи	понад 60	1	V	
	30 ÷ 60	2		
	15 ÷ 30	3		
	до 15	4		
Ознака класифікації	Значення ознаки (інтервал часу на виконання роботи, $T_{в2}$, год.)	Позначення	Позиція в кортежі	
Середній час відновлення елементу системи, що відмовив	> 2	1	VI	
	1 ÷ 2	2		
	0,5 ÷ 1	3		
	до 0,5	4		

Таблиця 2

Відповідність між базовими значеннями кортежу та необхідними формами технічного обслуговування

Базові значення кортежу	Форма ТО
1 2.2.2.2.2.	оперативні види ТО
1 3.3.3.2.2.	Ф 1
1 4.4.3.2.3.	Ф 2
……...	……...
2 4.4.4.2.2.	Ф 3
……...	……...
3 4.3.4.3.3.	оперативні види ТО
3 5.2.3.3.3.	Ф 3

Таблиця 3

Визначення керуючих впливів

Експлуатаційні властивості об'єктів експлуатації	Керуючі впливи
1. Надійність виробу АТ	- збільшення значень напрацювань на відмову за рахунок вибору менш навантажених режимів в експлуатації ; - вибір матеріалів об'єктів експлуатації; - конструктивне вдосконалення виробів.
2. Кратність резервування елементів систем	- збільшення кратності резервування елементів системи, зміна функціональних схем систем авіаційної техніки.
3. Ефективність засобів та методів оцінки стану виробів	Впровадження більш ефективних методів діагностування виробів авіаційної техніки: - забезпечення експлуатаційної технологічності об'єкті контролю.

Керування процесом ТО відбувається на основі впровадження управляючих впливів (табл. 3), які базується на оцінці ефекту від експлуатації ПС й визначається виразом:

$$e = f_e \sum \left[x_j^i - Б_j^i \right],$$

де $j = 1 \div n$ - множина станів j- ої ознаки.

Оптимізація процесів технічного обслуговування виробів АТ, на основі розробки цілеспрямованих рекомендацій що забезпечують впровадження ефективних стратегій і режимів ТО передбачається на основі створення автоматизованої системи (рис. 1) для вирішення наступних основних задач:

1) розробки науково обґрунтованих рекомендацій із забезпечення надійності виробів АТ (конструктивному вдосконаленню) по сукупності експлуатаційних властивостей;

2) нормування регламентів ТО об'єктів експлуатації;

3) корегування режимів ТО у міру надходження експлуатаційної інформації;

4) керування технологічними процесами ТО (обсягом і номенклатурою робіт).

Реалізація автоматизованої системи дозволить забезпечити цілеспрямованість керуючих впливів, що сприяють підвищенню ефективності конструктивних розробок і експлуатації АД.

Висновки

Таким чином забезпечення процесів технічної експлуатації та формування регламентів технічного обслуговування АД в системі збереження льотної придатності буде більш раціональним при використанні запропонованого метода «предписуючих рішень», який призначений для практичного використання в умовах високого ступеня невизначеності, що забезпечує оптимальну надійність і високу ефективність використання об'єктів експлуатації.

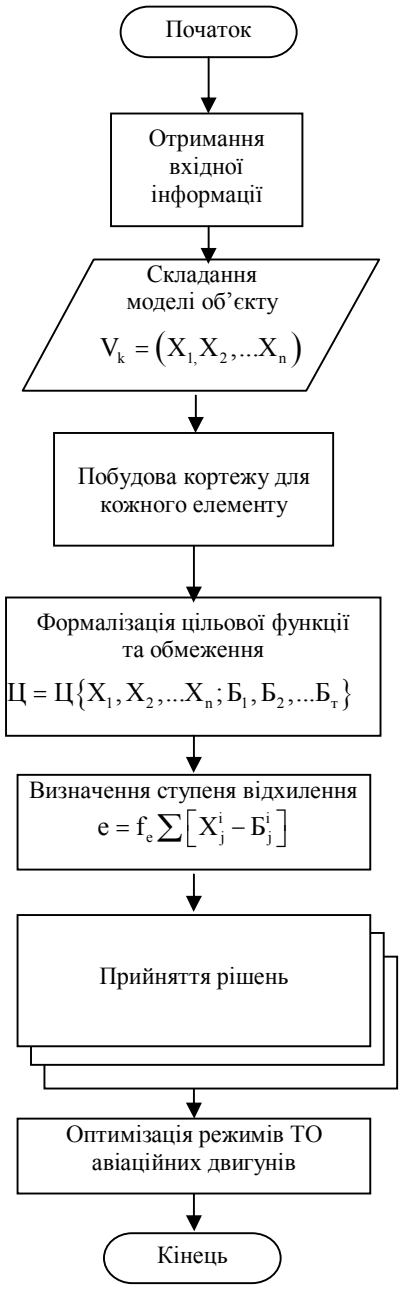


Рис. 1. Блок схема автоматизованої системи

На основі запропонованого методу вирішуються наступні задачі:

– формування змісту й обсягу ТО ПС з урахуванням конструктивних особливостей АТ, таких, як: безпечна пошкоджуваність конструкцій, високі значення показників надійності, рівень експлуатаційної технологічності і контролепридатності об'єктів експлуатації;

– корегування режимів ТО з урахуванням регіональних особливостей експлуатації АТ;

– визначення оптимальних варіантів конструктивної побудови авіаційних двигунів з урахуванням заданих характеристик надійності комплектуючих елементів;

– оцінювання збалансованості конструктивних рішень по кожному виробу АТ з урахуванням сукупності експлуатаційних факторів.

Література

1. Бурлаков, В.І. Метод керування процесами проектування й технічної експлуатації авіаційної техніки [Текст] / В.І. Бурлаков, О.В. Попов, Д.В. Попов // Матеріали VII Міжнародної науково-технічної конференції „АВІА – 2006”. – Том 2. – Київ, 2006.– С. 3.9–3.12.

2. Попов, Д.В. Метод формування регламентів технічного обслуговування повітряних суден [Текст] / Д.В. Попов // Автоматика. Автоматизація. Електротехнічні комплекси та системи ВАК. – № 1. – Евпаторія, 2009. – С. 105–110.

3. Ногин, В.Д. Принятие решений в многокритериальной среде: количественный подход [Текст] / В.Д. Ногин. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2002. – 144 с.

Поступила в редакцию 03.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.В. Панін, ректор Київської державної академії водного транспорту імені гетьмана П. Сагайдачного, Київ.

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

С.А. Дмитриев, В.И. Бурлаков, А.В. Попов, Д.В. Попов

В данной работе рассматривается новая методология обеспечения процессов технической эксплуатации авиационных двигателей (АД) и формирование программ их технического обслуживания (ТО) на основе метода «предписывающих решений», который предназначен для практического использования в условиях высокой степени неопределенности. Основой метода является специальные процедуры оценки эксплуатационных характеристик объектов эксплуатации, стратегий технического обслуживания, качества проведения профилактических работ, средств и методов контроля и др.. Методика предназначена для решения задач оптимизации программ технического обслуживания изделий авиационной техники при условии влияния многофакторности при неопределенности исходной информации.

Ключевые слова: авиационный двигатель, характеристики, эксплуатация, техническое обслуживание.

AIRCRAFT ENGINES MAINTENANCE PROGRAMS DEVELOPMENT

S.A. Dmitriyev, V.I. Burlakov, A.V. Popov, D.V. Popov

In this article describes a new methodology for ensuring the processes of technical exploitation of aircraft engines (AE) and formation programs for their maintenance on the basis of the method of "solutions", which is intended for practical use in conditions of high uncertainty. The method is a special evaluation procedure operating characteristics of the facilities operation, maintenance strategies, the quality of maintenance work, the means and methods of control, and others. The method is designed for solving problems of optimization of maintenance programs aviation products subject to the influence of the uncertainty in the comprehensiveness of the initial information.

Key words: aircraft engine, performances, maintenance, technical service.

Дмитриев Сергей Алексеевич – д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой сохранения лётной годности авиационной техники Национального авиационного университета, Киев, Украина.

Бурлаков Вадим Иванович – канд. техн. наук, проф. каф. сохранения лётной годности авиационной техники Национального авиационного университета, Киев, Украина.

Попов Александр Викторович – канд. техн. наук, доц. каф. сохранения лётной годности авиационной техники Национального авиационного университета, Киев, Украина.

Попов Дмитрий Викторович – ассистент каф. сохранения лётной годности авиационной техники Национального авиационного университета, Киев, Украина.

УДК 004.89

И.Б. ТУРКИН, С.Н. СТАРИКОВ, И.В. ШОСТАК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ТЕХНОЛОГИЯ ФОРМИРОВАНИЯ НОРМАТИВНОГО ПРОФИЛЯ ДЛЯ СЕРТИФИКЦИИ ПРОГРАММНЫХ СИСТЕМ

Рассмотрена технология формирования нормативного профиля для сертификации программных систем и вопросы организации интеллектуальной поддержки принятия решений экспертом при реализации одной из наиболее важных задач экспертирования программного обеспечения - формировании нормативного профиля. Описана общая характеристика предметной области сертификации и приведена проблема возникающих при формировании нормативного профиля. Сформулированы основные требования разрабатываемой технологии, и её реализации в форме интегрированной системы формирования нормативного профиля. Указаны принципы,на которых должна базироваться технология такого типа.

***Ключевые слова**: онтология, нормативный профиль, интеллектуальная интегрированная система, онтологическая система, экспертная система, онтологическая модель, онтологический запрос.*

Введение

В последнее время наблюдается тенденция к увеличению числа проектов, использующих онтологии в качестве основы для структуры информационных ресурсов, систем поиска. В частности, онтологии находят широкое применение в больших системах, где эксплуатационные свойства программного обеспечения (ПО) в большой степени определяются качеством ПО. В связи с этим при разработке онтологий особую важность приобретает организация эффективного оценивания ПО, проводимого сертификационными центрами, в функции которых входит в том числе и привлечение квалифицированных специалистов, способных быстро и достоверно оценить ПО. При этом качество самой оценки определяется квалификацией экспертов и имеющихся в их распоряжении информационных ресурсов - базы нормативных документов.

Таким образом, для создания экспертной нормативной базы документов, может быть использован онтологический подход. Применение такого подхода для оценки качества ПО [1] предполагает решение ряда задач, среди которых следует выделить:

- формирование нормативного профиля (НП) - гармонизированной с международными и национальными стандартами совокупности требований, предъявляемых к данному проекту или группе проектов [2]. НП могут быть вновь разрабатываемые государственные или отраслевые стандарты, нормативно-методические документы предприятий и общее требования спецификаций ПО:

- реинжиниринг процесса проектирования ПО и его оценка на основе НП;

- статистический анализ исходного текста, заключающийся в определении программных метрик, согласно выбранному нормативному профилю и выполнении семантического анализа:

- динамический анализ ПО: модульное тестирование методом белого и черного ящиков, и интервальный анализ исполняемого модуля.

В свою очередь онтологии обладают собственными средствами обработки (логического вывода), соответствующими средствами семантической обработки информации, которые могут быть положены в основу экспертной системы, которая обеспечит поддержку эксперта при работе с нормативной базой. Такая система позволит, путем накопления и обобщения опыта оценок в базе знаний экспертных систем, снизить субъективность и повысить эффективность принимаемых решений за счет учета большого числа факторов, определяющих свойства анализируемого проекта [7].

Так, благодаря онтологиям, при обращении к поисковой системе пользователь сможет получать в ответ ресурсы, семантически релевантные запросу, благодаря этому онтологии получили широкое распространение в решении проблем представления знаний и инженерии знаний, информационного поиска и т.д. [5].

Стоит отметить, что онтологические системы являются качественно новыми интеллектуальными средствами для поиска, новыми методами представления и обработки знаний и запросов[6]. Они способны точно и эффективно описывать семантику данных для некоторой предметной области и решать проблему несовместимости и противоположности понятий.

© И.Б. Туркин, С.Н. Стариков, И.В. Шостак

Цель статьи состоит в описании технологии интеллектуальной поддержки принятия решений экспертом при реализации одной из наиболее важных задач экспертирования ПО - формирования НП.

1. Общая характеристика предметной области сертификации и проблем возникающих при формировании НП

Развитие индустрии систем электронного документооборота, сопровождающееся ростом массивов обрабатываемых полнотекстовых документов, требует новых средств организации доступа к информации, многие из которых следует отнести к разряду систем искусственного интеллекта – систем обработки знаний.

Одним из эффективных подходов к выявлению и обработке смысла текстовых документов является использование онтологий.

Онтологии включают доступные для компьютерной обработки определения основных понятий предметной области и святи между ними [6, 7].

Автоматическое извлечение знаний из монологических текстов с целью построения онтологии предполагает не только выявление терминов, но и извлечение знаний о терминах. Это означает, что для описания семантической структуры терминологии необходимо распознать в тексте как термины, так и семантические отношения между терминами. Но прежде чем рассматривать типы семантических отношений, необходимо выбрать подход, на основе которого следует выполнять анализ предложения монологического текста.

В ходе формирования НП должен быть проведен синтез (на основе национальной и международной нормативной базы, включающей стандарты ДСТУ, ЕС38, IEEE, IAEA др.) профилеобразующей базы с помощью методов семантического анализа нормативного документа [1].

Процесс формирования НП должен включать в себя основные принципы стандартизации [3]:

1) целесообразность разработки НП определяется путем анализа его технической документации;

2) приоритетным направлением при формировании НП является безопасность объекта стандартизации для человека и окружающей среды;

3) НП не должны быть техническим барьером. Для этого необходимо учитывать международные стандарты, правила, нормы международных организаций и стандарты других стран;

4) разработка НП должна быть также проанализирована экспертом;

5) при разработке НП должны соблюдаться: нормы законодательства, правила в области государственного надзора и контроля; взаимосвязанность объектов стандартизации с другими объектами стандартизации и т.д.;

7) стандарты, входящие в НП, применяемые при сертификации ПП, не должны дублировать друг друга.

Процесс формирования НП включает следующие этапы [1]:

1. Отбор и систематизация нормативных документов, формирование на их основе общей профилеобразующей базы (ОПОБ).

2. Разработка на основе ОПОБ номенклатуры частных профилеобразующих баз (ЧПОБ), исходя из особенностей разработки и применения систем с интенсивным использованием ПО. Формирование множества ЧПОБ.

3. Формирование глоссариев базовых терминов для каждой ЧПОБ.

4. Разработка с помощью глоссариев базовых терминов множества ЧПОБ стандартов-глоссариев для ОПОБ. Формирование профилей терминов.

5. Создание на основе профилей терминов нормативных профилей для каждой ЧПОБ.

Реализация перечисленных этапов имеет ряд проблем, которые нужно решить для создания ЭС, построенной с помощью онтологического подхода [1]. Также одной из проблем является построение иерархии стандартов, т.е. переход от международных, к национальным, отраслевым стандартам и т.д., и организация поиска по ним стандартов подходящих под техническую документацию.

Вместе с тем, ряд частных задач может быть успешно решен с использованием аналитических методов и традиционной обработки данных.

К этим задачам относятся, в первую очередь выбор наиболее представительных нормативных документов, формирование таблиц требований из одной групп для этих документов и т.д. [4].

Таким образом, компьютерная поддержка эксперта при формировании нормативного профиля, может быть организована на основе интегрированной фреймовой системы, сочетающей в себе традиционные методы и средства обработки данных с возможностями знание ориентированных методов, построенных с применением онтологического подхода.

1.1. Особенности технологии формирования НП

Под НП понимается совокупность нескольких нормативных документов (НД) с четко определенными и гармонизированными подмножествами обязательных и факультативных возможностей, предназначенных для реализации заданных функций. ЭС формирования НП состоит из следующих аспектов характерных для систем искусственного интеллекта: выявление знаний, представления знаний, манипулирования знаниями, способа реализации вывода на

знаниях с профилеобразующей базы [2], которая представляет собой множество, состоящее из одного или нескольких стандартов, что служат основой для формирования нормативных профилей. В свою очередь профиль – это один или несколько базовых стандартов, включая международные функциональные стандарты [3].

При решении поставленной задачи выделяются несколько фаз, которые необходимо пройти для достижения поставленной цели (рис. 1), начиная от анализа исходных данных, подготовки их к машинной обработке, сравнению ТД с ПОБ и получение результатов, которые должен проверить эксперт сертификационной организации.

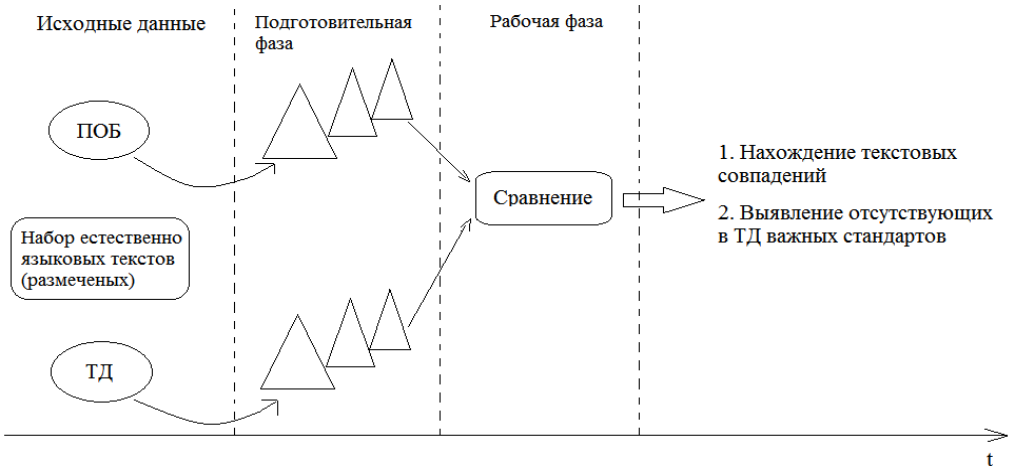


Рис. 1. Фазы прохождения сертификации

Выявление знаний основывается на комплексных решениях, традиционных, аналитических, интеллектуальных методах, а полученная информация представляется в виде фреймов [4], поскольку ПОБ имеет четко выраженную иерархическую структуру. На разных уровнях представляемая информация ПОБ и НП стереотипна [1], так как и НП имеет иерархическую структуру представленную в виде выдержек из стандартов подходящих под техническую документацию на ПП. Механизм активизации фреймов, присоединенных процедур и различных слотов представляется в виде метаправил.

1.2. Основные характеристики и требования к интегрированной системе формирования НП

Проведение экспертного анализа стандартов при формировании НП программных систем является слабо формализованной и структурированной, потому как данного рода анализ находятся под влиянием человеческого фактора и субъективности [4].

Из-за специфики предметной области необходимы специальные, нестандартные средства, что приводит к возникновению ряда проблем. Проблема заключается в формировании нормативного профиля, а именно выделения из существующих стандартов ПИ, через техническую документацию к ПО, подмножества спецификации стандартов требуемых к ПП [5].

При проведении анализа предметной области и выявления ее проблемных областей, к технологии формирования НП формулируется ряд системно-технических требований [6]. Интегрированная система поддержки принятия решений при формирования НП должна базироваться на онтологическом подходе к построению ПОБ. Выявление необходимых стандартов, при сертификации систем критического применения, из ПОБ должно соответствовать технической документации на ПП, и основываться на онтологических запросах [2]. Форма представления ПОБ (базы знаний) и НП должна быть фреймово-продукционной, с использованием метаданных [1]. Источник знаний представляется в виде текстологических стандартов с выраженной иерархией. Выявление знаний происходит через онтологический запрос и автоматизированный анализ текста [5]. Процесс анализа вывода на знаниях осуществляется по запросу пользователя. Работа интегрированной системы формирования ПН, не должна исключать присутствия эксперта стандартизации, а на оборот должна оказывать помощь при проведении анализа массива стандарта и выявления необходимых сертифицируемый ПП.

Таким образом, при создании интеллектуальной системы приходится учитывать разделение знаний и разработать программные инструменты для оперирования этими знаниями.

2. Основные принципы реализации интегрированной системы формирования НП

Одним из эффективных методов реализации интегрированной системы формирования ПН является использование методов на основе онтологий [7].

В области искусственного интеллекта известно следующее определение: онтология – это комплекс понятий от самых общих до наиболее конкретных, охватывающий полный спектр объектов и отношений, включая события и процессы, а также значения (атрибутов и отношений), определяемые, если необходимо, во времени и пространстве [6].

Из рассмотрения состава элементов онтологий, следует, что в аналитическом виде она может быть представлена кортежем [7]:

$$O = (T, A, V, P),$$

где T – конечное множество терминов, описывающих предметную область; A – алфавит отношении, существующих между терминами онтологий; V – конечное множество интерпретаций терминов; P – конечное множество аксиом логического вывода.

Использования онтологического подхода в сфере анализа, с учетом семантики, дает возможность синтеза онтологии данной предметной области, построения отношений между ее атрибутами и разработки интеллектуальной экспертной системы в диалоговой фреймовой форме.

Онтологическая система должна состоять из онтологий верхнего уровня. Использование онтологий верхнего уровня в качестве основы для онтологии предметной области позволяет избежать сложностей и противоречий при определении типа иерархии классов [7], а также определить базовый глоссарий, в терминах которого могут быть описаны понятия и объекты предметной области.

Верхний уровень онтологии представляется из ряда терминов системы, обозначающих понятия предметной области. Все понятия и термины в системе связаны между собой видами отношений. Так, как онтология содержит все знания о данной предметной области она разрабатывается только один раз, а затем она может быть дополняться новыми терминами, атрибутами, онтологическими запросами и т.п. [7].

Основные принципы реализации интегрированной системы:

- в основе системы должен лежать онтологический подход;
- база знаний строится как онтология;
- используются онтологические запросы для извлечения знаний знаний.

Моделирование структуры базы стандартов с учетом количества и их иерархичности будет построена в соответствии с уровнем стандартов, а как сами стандарты имеют иерархическую структуру, они будут обработаны с помощью компьютера путем иерархического анализа [3].

Последний состоит из следующих действий: определение элементов разметки названий, определяющих вложения групп названий, определяющих отдельные предложения из фрагментов текста, расположенных на разных уровнях иерархии, определение терминов, используемых в предложениях [5].

Таким образом, онтология представляет собой описание декларативных знаний, сделанное в виде классов с отношением иерархии между ними. К этому описанию, которое предназначено для чтения человеком, подключено описание в канонической форме, предназначенное для чтения машинами. Каждая интеллектуальная система может предоставлять несколько таких описаний, отвечая разным областям хранящиеся в ней декларативных знаний и, таким образом, выступает как хранилище библиотеки онтологии.

Выводы

В результате рассмотрения возможности представления технологии формирования НП с использование онтологического подхода следует сделать следующие выводы:

Использование онтологического подхода позволяет представить множество ее объектов и отношений между ними в явном виде.

Структурированность базы знаний, насыщенность ее терминами и дефинициями позволяют использовать наиболее продуктивные - текстологические методы извлечения знаний, которые создают предпосылки построения автоматизированных процедур обработки текстов.

Высокая трудоемкость построения, необходимость наличия определенных навыков создания и массовость онтологий для представленння знаний в процессе сертифицирования требуют разработки специальных методов и алгоритмов обработки текстових документов.

Наиболее трудоемкими процедурами в построении онтологий являются построение словарей терминов, описывающих предметную область и определение связей между ними, это обстоятельство приводит к необходимости в разработке специальных методов.

Литература

1. Шостак, И.В. Знаниеориентированные методы формирования нормативных профилей к системам критического применения на основе онтологий [Текст] / И.В. Шостак, Ю.И. Бутенко // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2010. – № 3. – С. 104-107.

2. Шостак, И.В. Текущее состояние базы знаний в динамических экспертных системах управления сложными объектами [Текст]/ И.В. Шостак // Радиоэлектроника и информатика. – 2000. – №3. – С. 68-71.

3. Нормативная база программной инженерии в разработке систем с интенсивным использованием программного обеспечения [Текст]: учеб. пособ. / Б.М. Конарев, Л.Ф. Пудовкина, И.Б. Сироджа, О.Е. Федорович. – Х.: Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2001. – 162 с.

4. Харченко, В.С. Нормирование и оценка безопасности информационных и управляющих АЭС: регулирующие требования к программному обеспечению [Текст] / В.С. Харченко, М.А. Ястребенецкий, В.Н. Васильченко // Ядерная и радиационная безопасность. – 2002. – № 1. – С. 18-33.

5. *Найханова, Л.В. Способ построения онтологической модели предметной области на основе ситуационного моделирования [Текст] / Л.В. Найханова // Вестник ВСГТУ: науч. журн. – Улан-Удэ: Изд-во ВСГТУ, 2007. – № 4. – С. 17-27.*

6. Найханова, Л.В. Основные аспекты построения онтологий верхнегоуровня и предметной области [Текст] / Л.В. Найханова // Интернет-порталы: содержание и технологии: сб. науч. ст.; ФГУ ГНИИ ИТТ «Информика». – Вып. 3. – М.: Просвещение, 2005. – С. 452-479.

7. Найханова, Л.В. Формирование поискового образа текстовогодокумента на основе онтологического подхода [Текст] / Л.В. Найханова, Н.Н.Аюшеева, Т.Н. Кушеева // Теоретические и прикладные вопросы современных информационных технологий: мат-лы Всерос. науч.-техн. конф. – Улан-Удэ: Изд-во ВСГТУ, 2008. – С. 134-140.

Поступила в редакцию 13.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующая кафедрой ИУС Н.В. Шаронова, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков.

ТЕХНОЛОГІЯ ФОРМУВАННЯ НОРМАТИВНОГО ПРОФІЛЮ ДЛЯ СЕРТИФІКЦІЇ ПРОГРАМНИХ СИСТЕМ

І.Б. Туркін, С.М. Старіков, І.В. Шостак

Розглянута технологія формування нормативного профілю для сертифікації програмних систем та питання організації інтелектуальної підтримки прийняття рішень експертом при реалізації однієї із найбільш важливих задач експертування програмного забезпечення - формування нормативного профілю. Описана загальна характеристика предметної області сертифікації та приведені проблеми що виникають зв'язаних з нею проблем при формуванні нормативного профілю. Сформульовані основні вимоги до технології що розробляється, а також і до реалізації в формі інтегрованої системи формування нормативного профілю. Вказані принципи, на яких повинна базуватись технологія такого типу.

Ключові слова: онтологія, нормативний профіль, інтелектуальна інтегрована система, експертна система, онтологічна модель, онтологічний запит.

THE TECHNOLOGY OF STANDARD PROFILE FORMATION WHICH SERVES TO CERTIFICATE THE SOFTWARE SYSTEMS

I.B. Turkin, S.N. Starikov, I.V. Shostak

The technology of standard profile formation which serves to certificate the software systems and intellectual support in decision- making by expert during the realization of one of the most important task of software valuation- the standard profile formation. The research describes the general characteristic of subject domain certification and tasks which are connected with it during the standard profile formation. The main requests of the developed technology and realization of integrated system of standard profile formation are distinguished. In the article the approaches which the technology of such type should be based on are detailed.

Key words: ontology, normative profile, to intelligent integrated decision-making support system of normative profile, ontological system, expert system, ontological model, ontologic inquiry.

Туркин Игорь Борисович – д-р техн. наук, професор, зав каф. инженерии программного обеспечения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина,e-mail: energy@d4.khai.edu.

Стариков Сергей Николаевич – студент каф. инженерии программного обеспечения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: starikov23@mail.ru.

Шостак Игорь Владимирович – д-р техн. наук, доцент, профессор каф. инженерии программного обеспечения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 658.512.011.56:681.31.(075.8)

М. ЧЕХРЕСАЗ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОСОБЕННОСТИ БИТАНГЕЦИАЛЬНОЙ ОБРАБОТКИ СЛОЖНЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДЕТАЛИ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ TOPSOLID

Рассмотрены особенности и пример получения управляющей программы для обработки сложных поверхностей на пяти-координатных станках с ЧПУ с помощью программного пакета Topcat. Разработана 3D-модель детали в Topsolid и в Topcat.. Кратко рассмотрена обработка всех поверхностей и подробно одна из сложных. Приведена оптимальная траектория перемещения инструмента для битангециальной фрезерной обработки кулачка полумуфты, подтверждающие возможность обработки с высокой точностью. Применение программы типа Topsolid позволяет увеличить производство деталей и сократить количество бракованных изделий.

Ключевые слова: *сложные формы поверхности, пятикоординатная обработка на станках с ЧПУ, точечное спиральное фрезерование, неразвёртывающиеся поверхности, линия перемещения фрезы при обрабатываемой поверхности.*

Введение

Организация эффективного машиностроительного производства без современного оборудования, в частности без станков с числовым программным управлением (ЧПУ), становится невозможной.

Создание новых технологий играет ключевую роль в обеспечении конкурентоспособности авиационной техники. В целях достижения максимально возможного уровня технического совершенства, снижения сроков и стоимости создания двигателя проводится опережающая разработка новых технических решений и их проверка при испытаниях узлов, демонстрационных двигателей [1].

Станок с ЧПУ приносит прибыль только тогда, когда он непосредственно работает с деталью. Поэтому с экономической точки зрения время, потраченное технологом на создание управляющей программы со стойки, фактически является временем простоя оборудования.

Сегодня эффективная и рациональная эксплуатация станков с ЧПУ возможна только с использованием специального программного обеспечения для создания управляющих программ вне оборудования, на рабочем месте технолога.

Одним из наиболее известных решений в области CAM (Computer aided ,manufacturing) является компания Missler.

Компания предоставляет интегрированные программные решения для проектирования изделий и производственно-технического управления данными.

В 1989 году программное обеспечение Missler в экспортной деятельности и сегодня 60% всех лицензий продаются на международном уровне.

Обладая более чем 24 млн. € оборота, в компании работают 216 сотрудников и разработано в 4 разных местах.

Более 70 дистрибьюторов по всему миру расположены в Европе, Азии и Северной и Южной Америки. На сегодняшний день более 8000 клиентов приняли Missler в мире программного обеспечения.

TopSolid является интегрированным 3D CAD / CAM программного обеспечения для проектирования и производства геометрии, узлов и агрегатов в механической промышленности.

TopCam – программное обеспечение, позволяющее формировать перемещения инструментов для станков с ЧПУ, фрезерной, токарной групп, обрабатывающих центров.

Перемещение инструмента рассчитываются в каждом этапе обработки, основываясь на геометрии детали и геометрии заготовки. Каждый цикл обработки изменяет геометрию заготовки, отображая геометрию заготовки для проведения последующих операций.

Данная возможность позволяет формировать траекторию перемещения инструмента с отслеживаем столкновения с элементами оборудования и оснасткой. Кроме того, отображение остатки и материала после предыдущей обработки позволяет пользователю формировать оптимальную траекторию перемещения инструмента.

© М. Чехресаз

Траектория перемещения инструмента формируется на основе твердого тела, поверхности и контуров.

Для формирования траектории перемещения необходимо две геометрические формы. Первая геометрическая форма определяет геометрию получаемой детали, вторая – геометрию заготовки. Обе модели могут быть созданы при использовании внутренних функций Topcam.

Модели могут быть также разработаны в другом программном обеспечении, а затем прочитаны посредством стандартных интерфейсов IGES, SET, VDA, или STEP типов.

В этом случае пользователь, во-первых, должен проверить, возможно, ли использование выше указанных интерфейсов для выбранного объёмного тела, во вторых, произвести корректировку геометрии для получения твердого тела [2].

Одним из актуальных направлений развития технологии машиностроения в настоящее время является разработка технологических процессов пяти-координатного фрезерования сложнофасонных деталей на станках с ЧПУ, характеризующегося тем, что в процессе работы меняется не только пространственное положение поверхности резания инструмента относительно детали, как при трех-координатной обработке, но и ориентация оси вращения инструмента.

В пяти-координатном фрезеровании можно выделить два основных метода: обработку поверхностей концевой частью инструмента (рис. 1 б) и обработку боковой частью (рис. 1 а).

В первом варианте контакт поверхности резания инструмента с обрабатываемой поверхностью, как правило, точечный (редко плоскостной), а во втором – линейный.

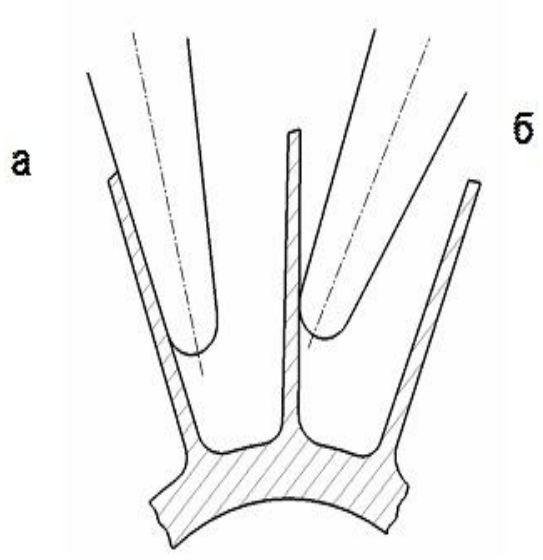


Рис. 1. Схемы пятикоординатной обработки

1. Сущность метода битангенциальной обработки

Комбинированный метод (рис.2), при котором боковая поверхность инструмента фрезерует один элемент детали (направляющую поверхность), а торец инструмента движется по другому элементу (контрольной поверхности), называется битангенциальной обработкой.

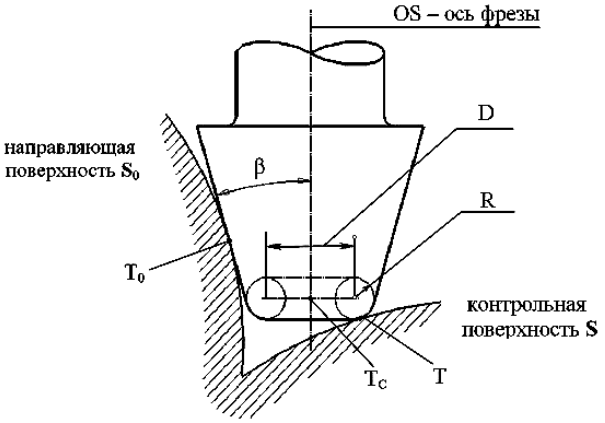


Рис. 2. Схема битангенциальной обработки

Фрезерование боковой поверхностью инструмента обеспечивает более высокую производительность работы и качество обрабатываемой поверхности.

Однако в настоящее время, такие трудоемкие детали, как например, осевые и центробежные колеса турбокомпрессоров, как правило, изготавливаются методом точечного спирального фрезерования, при котором профиль детали образуется в результате многопроходного огибания фрезой с постоянным ее перемещением по высоте лопатки.

Это связано с отсутствием у производственников методологии и математического обеспечения расчета управляющих программ для битангенциальной пяти-координатной обработки поверхностей [2].

Целью данной статьи является описание особенностей, подкрепленных примером, и разработка управляющих программ для обработки сложных поверхностей с помощью программа Topsolid .

В качестве примера в программе Topsolid смотена деталь под названием полумуфта левая.

Целью данной статьи является описание особенностей разработка управляющих программ для обработки сложных поверхностей с помощью программа Topsolid на примере детали авиационного двигателя.

На первом этапе необходимо нарисовать контур детали (рис. 3).

После прорисовки контура его необходимо вращать его на угол 360^{o}.

Затем создаются кулачки на фланце, сверлятся отверстия на фланце и под углом на цилиндре.

Эти элементы можно создать при перемещении или вращении система координат.

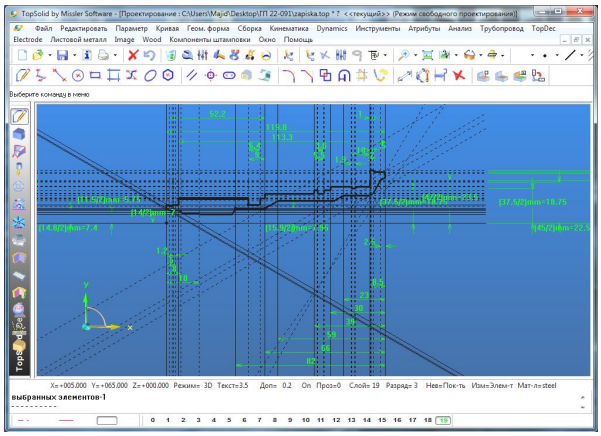


Рис. 3. Создание контур полумуфта в Topsplid, первый этап рисование контур деталь

Для создания отверстий под углом, боковых канавок или шлицов сначала вычерчивают контур на необходимой плоскости, а затем его выдавливают или высекают от всей детали.

В нашем случае 4 канавки на фланце, 3 отверстия под углом, 8 кулачков на фланце и 20 зубьев сделано с помощью этих кнопок.

Полумуфта в готовом виде показана на рисунках 4 и 5.

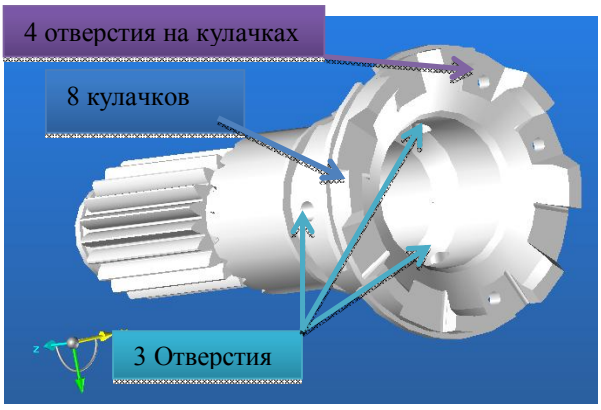


Рис. 4. 3-D изображение полумуфты с видом отверстий

Для формирования траектории перемещения в процессе обработки (в Topcam), необходимо две геометрические формы.

Первая геометрическая форма определяет геометрию получаемой детали, вторая – геометрию заготовки.

Поэтому необходимо создать контур заготовки и провернуть на 360° (рис. 6).

Для обработки данной детали выбрано оборудование – токарно-фрезерный станок OKUMA Macturn 250.

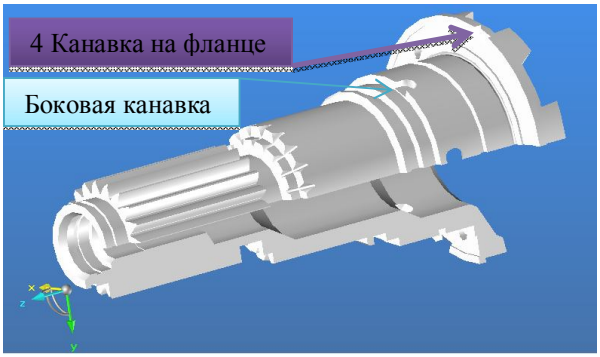


Рис. 5. Изображение полумуфты с видом боковой канавки

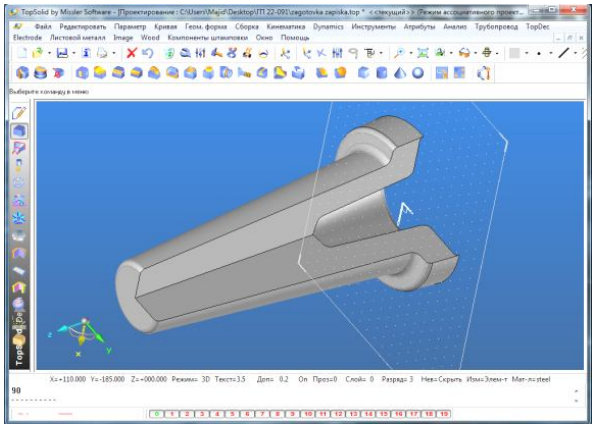


Рис. 6. Заготовка полумуфты левой

Многофункциональные 5-ти-координатные обрабатывающие центры серии MACTURN предназначены для комплексной обработки деталей различных материалов, в том числе и высоколегированных закаленных сталей с твердостью поверхности HRC 58…60.

Его можно выбрать из библиотеки программы Topcam (рис. 7).

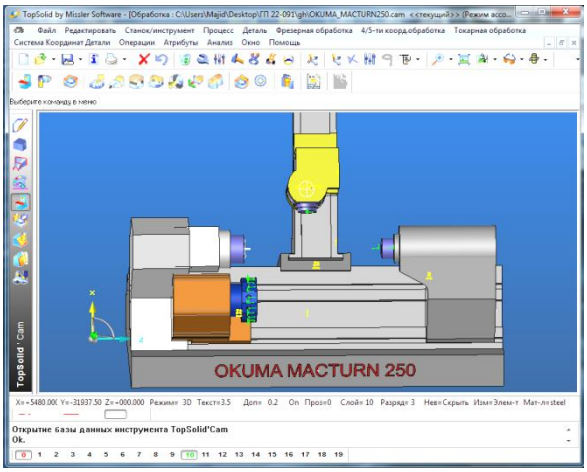


Рис. 7. Станок OKUMA Macturn 250 в Topcam

Затем необходимо провести имитацию закрепления детали на станке с помощью трех кулачкового

патрона. Его необходимо выбрать из библиотеки и установить на шпиндель станка.

После этого необходимо переместить его на правый шпиндель станка и установить его, также из библиотеки и добавить центр.

Затем можно поступить к имитации закрепления детали на станке.

Для этого необходимо открыть файл деталь полумуфты и заготовки.

Далее нужно изменить текущую систему координат на правом шпинделе и проверить, чтобы системы координат детали в рабочем положении и станка были одинаковыми.

Далее можно увидеть установку заготовки в правом шпинделе и задаем материал полумуфты. (рис. 8).

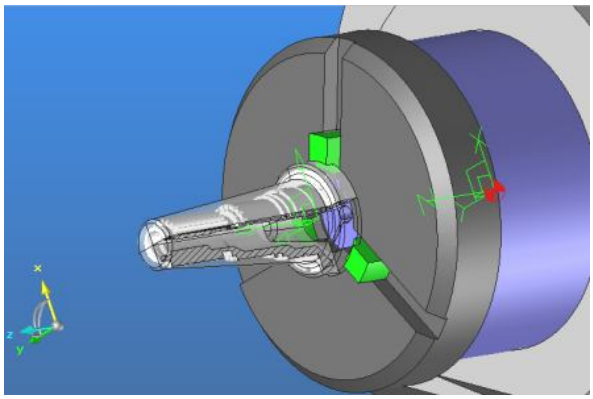


Рис. 8. Создание связи заготовки и деталь к станку

Далее, имитируем обработку детали на каждом переходе, а именно подрезку торца, центрирование, точение наружные поверхности, сверлить и точить внутренние поверхностей и точить канавку.

При этом используем все инструменты из библиотеки программы Topcam (рис. 9).

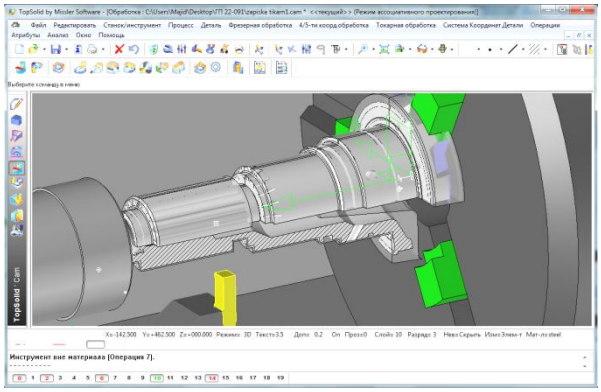


Рис. 9. Положение заготовки после первой операции

После первой операции деталь и обработанная заготовка закрепляется на другом шпинделе и аналогично закрепляется, связывается со станком и определяется ноль детали.

В эту операцию включается: сверление осевого отверстия, точение внутренних и наружных поверхностей, фрезерование по дну кулачков, фрезерование левой стенки под углом 5° и правой стенки с использованием битангенциальной обработки (рис. 10).

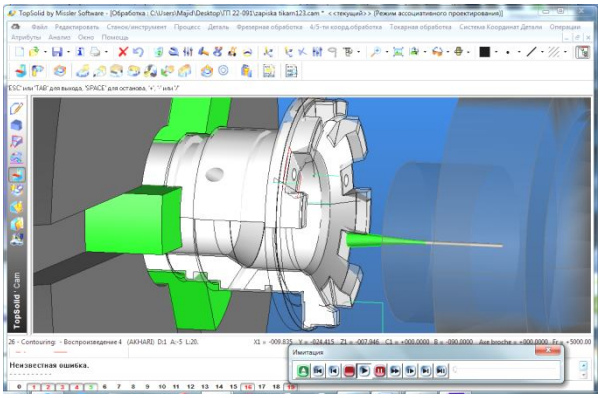


Рис. 10. Вторая операция обработки полумуфта левая в Topcam, переход фрезерование стенки кулачков на 5°

На следующем переходе в меню «4/5-ти коорд. обработка» провидится «битангенциальная обработка». Для этого необходимо задать требуемую кривую обработки, направление перемещения фрезы, кривую у вершины, интернирование положение материала.

Далее выбирается инструмент – цилиндрическая фреза диаметром 4 мм, задается положение инструмента и угол.

Пользователю необходимо открыть окно, в котором можно задавать параметры, в том числе подвод/отвод инструмента. Программа автоматически считает режимы резания, но их можно изменить. Ниже показан переход фрезерной битангенциальной обработки стенки кулачков по этапам перемещения фрезы:

Рис. 11. Перемещение фрезы в положение параллельности оси с осью Z-

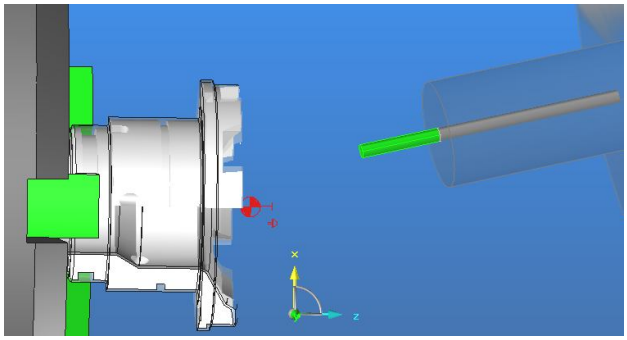


Рис. 12. Начало изменения оси фрезы и поворот относительно оси Y+

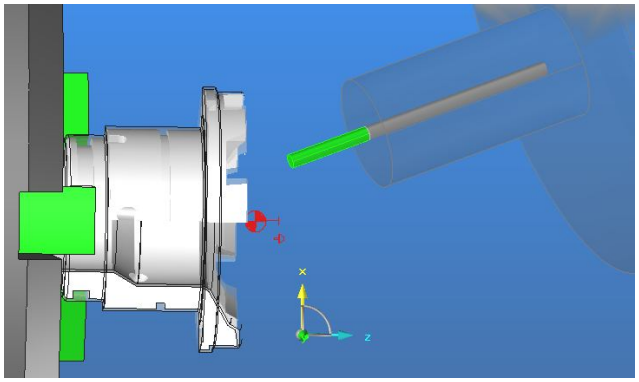


Рис. 13. Изменение оси фрезы больше по оси Y+ и начало изменения оси фрезы по оси X+

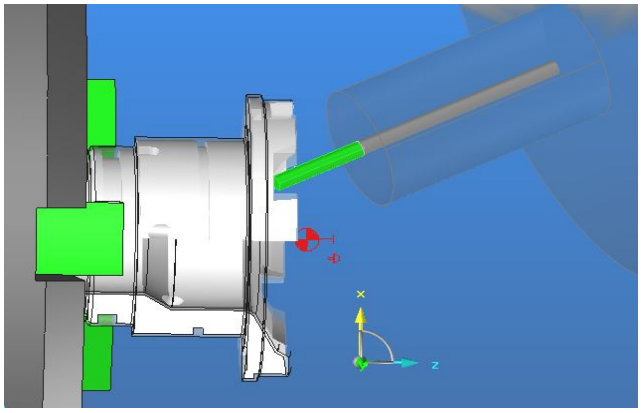


Рис 14. Применение параллельности относительно обрабатываемой поверхностей и начало обработки

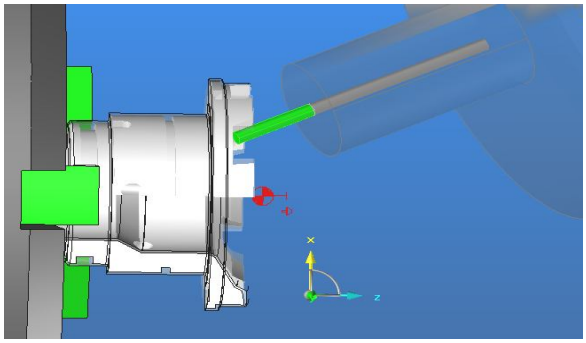


Рис 15. Обработка поверхностей

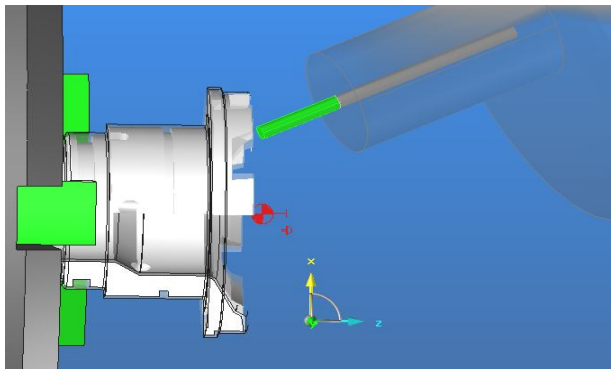


Рис 16. Отвод фрезы от детали:

Далее имитируем обработку кулачков (рис. 17).

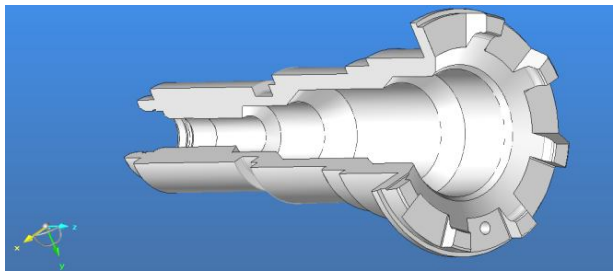


Рис. 17. Обрабатываемая деталь после окончания второй операции

После обработки кулачков необходимо переустановить деталь и заготовку на другой шпиндель.

Затем устанавливается связь между деталью, заготовкой и станком и создается система координат для токарной обработки.

Для фрезерования зубьев необходимо создать специальную фрезу.

В библиотеке находятся ближайшая по геометрии и изменяется название.

Далее необходимо копировать профиль зуба на торец и сохранив в следующем окне выбрать оснастку, подходящую к станку (рис. 18).

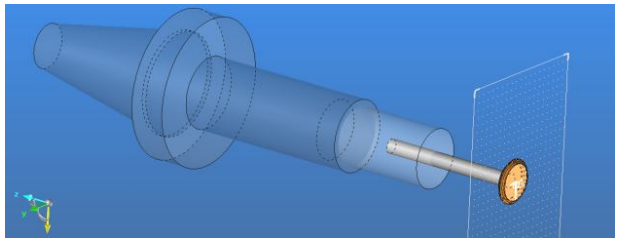


Рис. 18. Инструмент фреза для обработки зубьев

Для фрезерования зубьев необходимо на каждом зубе поменять систему координат и на каждом зубе рисовать линию, по которой должна проходить фреза.

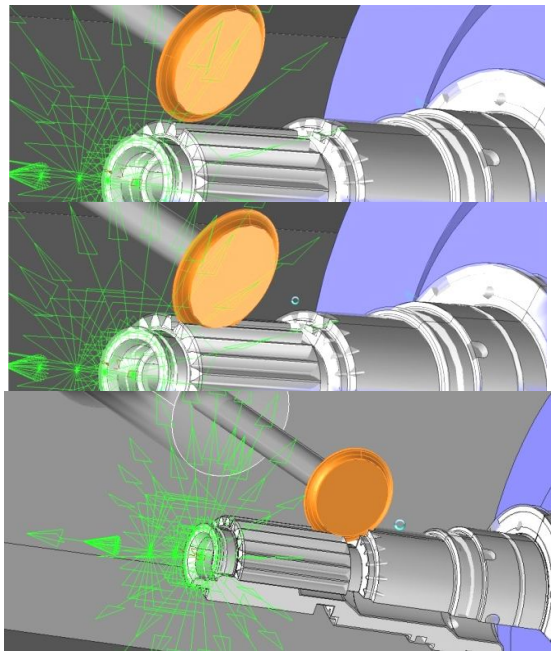


Рис. 19. Перемещение фрезы для обработки зубьев полумуфты левой в Topcam

После этой операции деталь контролируется и термически обрабатывается.

Выводы

В результате работы определены особенности и этапы проектирования технологического процесса для детали авиационного двигателя на станках ЧПУ с помощью программного комплекса TOPSOLID.

Данный комплекс позволяет безошибочно проектировать технологический процесс, производить его 3D визуализацию.

Комплекс также позволяет формировать программу для станка с ЧПУ. При этом значительно повышается скорость проектирования и его экономическая эффективность.

Литература

1. Сорокин, В.Ф. Методология расчета управляющих программ фрезерования развертывающихся фасонных поверхностей на пяти-координатных станках с ЧПУ [Текст] / В.Ф. Сорокин // Вісті Академії інженерних наук України. – 2006. – № 3(30). – С. 19-23.

2. Фалалаев, С.В. Современные проблемы создания двигателей летательных аппаратов [Электронный ресурс] / С.В. Фалалаев. – Режим доступа: http://www.twirpx.com/file/1105221. – 11.05.2013.

Поступила в редакцию 23.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. технологии производства авиационных двигателей В.Ф. Сорокин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

ОСОБЛИВОСТІ БІТАНГЕЦІЙНОЇ ОБРОБКИ СКЛАДНИХ ПОВЕРХОНЬ ДЕТАЛІ АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА З ВИКОРИСТАННЯМ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ TOPSOLID

М. Чехресаз

Розглянуті особливості і приклад отримання управляючої програми для обробки складних поверхонь на п’яти-координатних верстатах з ЧПУ за допомогою програмного пакету Topcam. Розробленіа 3D-модель деталі в Topsolid і в Topcam.. Стисло розглянута обробка всіх поверхонь і детально одна з складних. Приведена оптимальна траєкторія переміщення інструменту для бітангеційної фрезерної обробки кулачка напівмуфти, підтверджуючі можливість обробки з високою точністю. Застосування програми типу Topsolid дозволяє збільшити виробництво деталей і скоротити кількість бракованих виробів.

Ключові слова: складні форми поверхні, п’ятикоординатна обробка на верстатах з ЧПУ, точкове спіральне фрезерування, поверхні, що не розгортаються, лінія переміщення фрези при оброблюваній поверхні.

FEATURES OF BITANGETIAL TREATMENT OF DIFFICULT SURFACES OF DETAIL OF AVIATION ENGINE WITH THE USE OF SOFTWARE TOPSOLID

M. Chehresaz

The features and an example of getting the control program for the machining of complex surfaces on five-axis CNC machines using the software package Topcam are considered. 3D-model of the detail in Topsolid and Topcam is developed. Treatment of all surfaces and in detail one of the complexes is briefly considered. The optimal tool path for milling bitangential coupling claw OF processing with high accuracy is shown. Application programs such Topsolid can increase the production of parts and reduce the number of defective items.

Keywords: Difficult forms of surface, five-axis treatment on machine-tools with CNC, point spiral milling, not developed surfaces, line moving of milling cutter at processed one by surface.

Чехресаз Маджид – магистрант кафедры технологии производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: majid_chh@yahoo.com.

УДК 004.89

Ю.И. БУТЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОБОБЩЕННАЯ МОДЕЛЬ ЯДРА СЕМАНТИЧЕСКОЙ ЦЕЛОСТНОСТИ ЯЗЫКА СТАНДАРТОВ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Описана постановка задачи синтеза обобщенной модели ядра семантической целостности для автоматизации процесса обработки текстов стандартов программного обеспечения (ПО) и технической документации к программным продуктам. Применение данной модели в составе компьютеризированной диалоговой системы поддержки принятия решений при сертификации систем с интенсивным использованием программного обеспечения обеспечит повышение эффективности работы сертификационного аудитора за счет снижения доли рутинного труда при формировании нормативного профиля на ПО, а также снижения рисков принятия неверных решений в процессе анализа текстов технической документации на ПО.

***Ключевые слова**: программное обеспечение, экспертирование ПО, нормативная база, нормативный профиль, синтаксический анализ, семантическая информация, компрессия текста, набор ключевых слов, ядро семантической целостности.*

Введение

Экспертиза программного обеспечения, являясь основным механизмом оценки его соответствия предъявляемым требованиям и нормативным профилям, в значительной мере определяет реальные возможности в обеспечении необходимого уровня безопасности и качества в отраслях и социальных сферах, связанных с системами критического применения [1, 2].

Процедура оценки ПО проводится на специализированных сертификационных центрах сертификационными аудиторами (СА) [3] и предполагает решение следующих задач:

- формирование нормативного профиля (НП) – гармонизированной с международными и национальными стандартами совокупности требований, предъявляемых к данному проекту или группе проектов. НП могут быть вновь разрабатываемые государственные или отраслевые стандарты, нормативно-методические документы предприятий и общие требования спецификаций ПО;

- реинжиниринг процесса проектирования ПО и его оценка на основе НП;

- статистический анализ исходного текста, заключающийся в определении программных метрик, согласно выбранному нормативному профилю, и выполнении семантического анализа;

- динамический анализ ПО: модульное тестирование методом белого и черного ящиков, и интервальный анализ исполняемого модуля;

- определение степени соответствия исходного кода ПО проектной документации и НП.

В то же время экспертиза ПО является слабо формализованным и слабо структурированным видом профессиональной деятельности СА. Велик субъективизм и влияние опытности СА на результаты итоговых оценок.

Анализ иерархической структуры текстов стандартов и технической документации (ТД) целесообразно осуществлять в два этапа. Первый этап связан с анализом композиционной структуры текста и, в частности, распознаванием нумерации (маркировки) разделов стандартов. Определение нумерованных (маркированных) фрагментов позволяет более точно определить границы предложений и сформировать их в виде, удобном для последующей компьютеризированной обработки, которая дает возможность на втором этапе определять синтаксическую структуру предложения с целью выявления терминологических единиц [2] и их связей для последующего построения соответствующей онтологии предметной области. Очевидно, реализация второго этапа предполагает использование специальной модели представления в единой форме синтаксической структуры обрабатываемых языковых объектов

Целью статьи является описание процесса синтеза семантической модели, которая способна отразить в типовой форме (ядра семантической целостности) как фрагменты нормативной базы, так и языковые конструкции текстов технической документации на ПО. В результате последующей машинной обработки полученных результатов может быть сформирован НП требований к объекту сертификации.

© Ю.И. Бутенко

1. Постановка задачи

Исходными данными для формирования обобщенной модели текстов НБ и ТД для сертификации систем с интенсивным использованием ПО являются представительный набор текстов документов из подмножества профилеобразующей базы, непосредственно относящейся к данной предметной области, а также полный комплект ТД к сертифицируемому программному продукту.

Создаваемая модель должна в автоматическом режиме: декомпозировать анализируемый текст до простых предложений; находить среди членов простых предложений анализируемого текста подлежащие; путем обращения к терминосистеме выделять среди найденных подлежащих ключевые слова и формировать в пределах анализируемого фрагмента текста набор ключевых слов (НКС); формировать «смысловые вехи» (компрессия текста) путем отыскания в анализируемом тексте сказуемых и связанных с ними ключевых слов; путем сравнения соответствующих «смысловых вех» установить наличие ядер семантической целостности в анализируемых текстах НБ и ТД; формировать запрос к СА в случае невозможности определения ядер семантической целостности.

Результатом работы модели являются набор семантической целостности с указанием их позиций в анализируемых текстах.

2. Синтаксический анализ нормативной базы программной инженерии и технической документации на ПО

Проведенный синтаксический анализ текстов показал, что синтаксические структуры предложений в текстах стандартов и ТД в большинстве случаев однотипны. Так, например, был проанализирован стандарт «МЭК 60880. Атомные электростанции. Системы контроля и управления, важные для безопасности. Аспекты программного обеспечения компьютерных систем, выполняющих функции категории А; в основных разделах этого стандарта имеется 513 предложений (вводная часть и приложения не были взяты под рассмотрение), из которых 294 являются простыми предложениями,220 – сложными, в том числе к сложным предложениям относим и перечисления, которых в тексте стандарта - 59.

Простые предложения могут быть усложнены причастными и деепричастными оборотами, которые модифицируют значение того члена предложения, к которому они относятся. Сложносочиненные предложения встречаются реже, чем сложноподчиненные. Так как сложносочиненное предложение состоит из 2 и более простых предложений, то их разбор идентичен разбору простых предложений [6].

Сама структура простых предложений в составе сложноподчиненных идентична простому предложению, но следует учитывать особенности подчиненного предложения. В текстах стандартов выявлено три вида придаточных предложений в составе сложноподчиненных, а именно: часть-целое, причина-следствие, условие-причина.

На рис. 1 представлена обобщенная схема всех видов синтаксических конструкций, представленных в текстах стандартов, в которой можно выделить три уровня: уровень сложных предложений, уровень простых предложений и уровень членов предложения.

Алгоритмы синтаксического разбора рассмотрены и систематизированы в [1].

Проведенный синтаксический анализ нормативной базы позволяет определить терминологические единицы, а также связи, существующие между

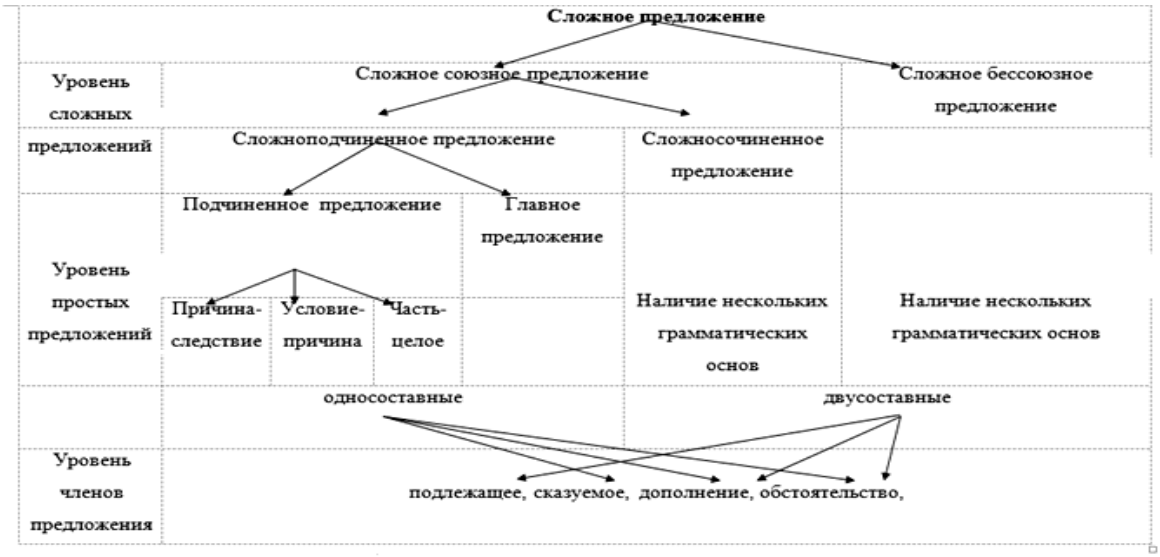


Рис. 1. Виды синтаксических структур в текстах стандартов и ТД на ПО

такими единицами, что в свою очередь создает основу для последующего синтеза машинной процедуры, в которой эти результаты будут использованы для построения онтологической системы.

3. Лингвистические основы семантического моделирования языка стандартов и ТД на ПО

Все лексемы как языка стандартов, так и языка на котором написана ТД на ПО, и другие эквивалентные им лексические единицы, в том числе и многословные, делятся прежде всего на два основных типа – предметные и предикатные.

Двум разрядам лексики и, соответственно, двум типам толкований соответствуют и две разные семантические классификации языковых единиц – таксономическая и фундаментальная. Первая предназначена для предметных единиц (например, названий различных объектов живой и неживой природы), а вторая – для предикатных.

Для лексического анализа рассматриваемых языковых объектов используем основные положения, известные в теории фундаментальной классификации. Как известно, фундаментальной называется такая классификация, понятия которой имеют универсальный характер, т.е. используются во всех лингвистических правилах – морфологических (категории вида, залога и наклонения), словообразовательных, синтаксических, семантических, прагматических, сочетаемостных и др. Из них самыми важными являются семантические правила.

Классификация представляет собой нестрогую многоуровневую иерархию с пересечениями классов. Из глагольных категорий на материале русского языка к семантическим различиям между классами оказались чувствительны, кроме вида, залог и наклонение. Кроме того, лексемы, относящиеся к разным классам предикатов, различаются синтаксическими, сочетаемостными свойствами, а также структурами многозначности, словообразовательными типами и типами семантических связей с другими лексемами.

В процессе анализа нормативной базы были выделены следующие **верхние классы**: действия (*подписывать, транспортировать*, проверять, производить,), деятельности (*управлять, руководить, проектировать, разрабатывать*), процессы (*храниться*), положения в пространстве (*размещать*), параметры (*весить*).

К морфологическим свойствам глаголов языка стандартов и языка ТД относятся: изъявительное наклонение, несовершенный вид, действительный или страдательный залог. В большинстве предложений языка стандартов и ТД глаголы используются в настоящем времени.

4. Формальное представление обобщенной модели ядра семантической целостности языковых объектов типа НБ и ТД ПО

Обобщенная модель ядра семантической целостности (ЯСЦ) должна обладать достаточной универсальностью, в частности, быть пригодной для сжатия текстовой семантической информации, являясь основой построения моделей для экспертной системы поддержки принятия решений сертификационным аудитором при экспертировании ПО.

Начальный этап создания модели ЯСЦ состоит в выборе множества базовых категорий. К базовым в данном случае необходимо отнести следующие категории: «предмет»; «свойства предмета»; «отношение предмета к другим предметам».

Анализ базовой категории «предмет». Представим базовую категорию «предмет» в виде множества

$$Q = \{Q_1, Q_2, ..., Q_k\},$$

где Q_1 – основной предмет;

Q_2, ..., Q_k – вспомогательные (взаимодействующие) предметы.

Представление предмета в виде множества предметов позволяет формулировать сложные запросы одновременно в одном запросе и выражает потребность пользователя в двух, трех и т. д. равных по значимости предметах.

В общем случае наличие нескольких предметов в модели ЯСЦ позволяет формально осуществить поиск по любому из них или сочетанию нескольких, не отдавая предпочтения тем или иным предметам.

Анализ базовой категории «свойства предмета».

Обозначим множество свойств предмета как J. Тогда

$$J = \{J_1, J_2\},$$

где J_1, J_2 - качественная и количественная определенности соответственно.

Представим качественную определенность предмета в виде множества

$$J = \{N_1\ N_2, N_3, N_4\},$$

где N_1 – функциональное назначение;

N_2 – область применения;

N_3 – отличительный признак;

N_4 – принцип действия (взаимодействие элементов, обеспечивающих выполнение заданной функции).

Совокупность свойств, указывающих на размеры предмета, на его величину и др., составляет его количество.

Таким образом, количественную определенность предмета можно характеризовать его структурой и параметрами. Тогда

$$J_2 = \{F_1, F_2\},$$

где F_1 – структура предмета; F_2 – параметры предмета.

Естественно, что предмет имеет множество параметров $F_2 = \{F_{21}, F_{22}, ...\}$.

Качество и количество неразрывно взаимосвязано между собой и образуют меру, как определенный диапазон, в котором тот или иной параметр модели ЯСЦ имеет допустимое значение.

Для обеспечения гибкости модели ЯСЦ необходимо включить в ее состав обобщенный аспект дополнительных сведений. С его помощью можно отразить запросы по другим свойствам предмета.

Таким образом, категорию свойства каждого предмета, представленного в модели ЯСЦ можно записать в виде

$$J = \{N_1, N_2, N_3, N_4, F_1, F_2, D\},$$

где D - дополнительные сведения.

Анализ базовой категории «отношение предмета к другим предметам». Как известно, отношение - категория, характеризующая взаимозависимость элементов определенной системы; оно имеет объективный и универсальный характер.

Формальное описание отношений в естественных и искусственных языках для повествовательной формы выражений принято осуществлять предикатами. В обобщенном виде, предикат от n переменных (от n неопределенных терминов или слов) выражают формулой

$$P(x_1, x_2, ..., x_n), \quad n \geq 0.$$

При n=0 предикат совпадает с высказыванием; при n =1 предикат представляет собой свойство в узком смысле (одноместный предикат); при n=2 – свойство пары (двухместный предикат или бинарное отношение); при n =3 - свойство тройки (трехместный предикат или тернарное отношение) и т.д. Выражения «x – оператор программы», «x принадлежит y»; «x – часть y и z» служат соответственно примерами одно-, двух- и трехместного предикатов.

Формальной основой модели является матрица, по вертикали которой содержатся аспекты (категории), количественно отображающие посредством знаков полноту представления семантической информации (в дальнейшем просто полнота); по горизонтали – позиции, количественно отображающие посредством знаков точность представления семантической информации (в дальнейшем просто точность).

Аспект αхарактеризует определенное свойство объекта и не поддается дальнейшему смысловому делению. В математической интерпретации аспект представляет собой кортеж знаков (букв, слов, символов и др.), длина которого может быть произвольной. Так, кортежем длины n является запись вида

$$\alpha = < a_1, a_2, ..., a_n >,$$

где a_1, a_n – первая и последняя компоненты соответственно.

Применительно к текстовой форме семантической информации аспекты представляются кортежами знаков типа букв, цифр, символов и т. д. из различных алфавитов: русского, латинского, греческого, специального.

Свойство аспекта быть кортежем подтверждается следующими его свойствами:

$$\alpha = \{a_i \in \alpha : a_i, \rightarrow R(a_i)\},$$

где $R(a_i)$ - отношение «быть упорядоченным по местам». При этом $\min \alpha = a_1$; $\max\alpha = a_n$; $i = \overline{1, n}$.

$$\forall a_i (a_i \in \alpha)\{Q(a_i) \vee \neg Q(a_i)\},$$

где $Q(a_i)$ – отношение «быть одинаковыми».

Действительно, в названии аспекта или его значении знаки (буквы, цифры и др.) могут быть одинаковыми и разными.

В информационном плане аспект является элементом слова С.

$$\forall a_i : a_i \in \alpha \rightarrow a_i \in C.$$

Каждый аспект характеризуется точностью, т. е. содержит определенное число знаков.

Полнота $C_в$ представляет собой объединение кортежей знаков, выражающих слово. Слово С характеризует предмет, его свойства и отношения. В семантическом плане слово состоит из аспектов. Глубина характеристики объекта определяется количеством аспектов в слове, которое оценивается объемом сведений, необходимым для описания объекта в рамках решаемой задачи. В общем случае число аспектов определяется на основании анализа статистических данных. В частном случае возможно строгое аналитическое определение числа аспектов.

В математической интерпретации слово представляет собой в общем случае кортеж знаков, длина которого может быть произвольной. Выражение вида $C = < \alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m >$, являясь словом, представляет собой кортеж длины *m*.

Описанные выше элементы модели ЯСЦ транслируются в соответствующие элементы системы онтологий, а именно: в онтологию верхнего уровня для описания нормативной базы сертификации, в онтологию предметных областей для представления знаний каждого отдельного нормативного документа, в онтологию источника знаний, который описывает терминосистему предметной области сертификации, в онтологию задач и методов. При

этом в онтологии задач и методов представлен метод извлечения знаний из нормативных документов, в основу которого положена валентность глаголов. Онтология запроса описывает конкретный запрос пользователя к объекту сертификации а, онтология-приложение – срез онтологии предметной области и онтологии задач и методов к онтологии запроса. Онтологическая система, построенная на основе модели ЯСЦ, является ядром диалоговой системы поддержки принятия решений аудитором сертификационного центра.

Выводы

Описанная в статье модель ядра семантической целостности языковых объектов из предметной области «Сертификация систем с интенсивным использованием ПО» является основой для создания системы онтологий, содержащих знания концептуального характера о смысловой структуре нормативной базы и технической документации на системы, подвергаемые процедуре сертификации. Применение модели ЯСЦ обеспечивает возможность реализации онтологического среза и формирования на его основе отчетов в ответ на запросы пользователя, которым является сертификационный аудитор.

Литература

1. Ахо, А. Теория синтаксического анализа, перевода и компиляции [Текст]: пер. с англ. / А. Ахо, Дж. Ульман. – М.: Изд-во «Мир», 1978. – 616 с.

2. Даниленко, В.П. Лексические требования к стандартизуемой терминологии [Текст] / В.П. Даниленко // Терминология и норма. – М.: Наука, 1972. – С. 5-32.

3. Конорев, Б.М. Концепция и принципы реализации интегрированной инструментальной системы для поддержки экспертизы и независимой верификации критического программного обеспечения [Текст] / Б.М. Конорев, В.С. Харченко, Г.Н. Чертков // Государственный комитет ядерного регулирования Украины, Государственный центр регулирования качества поставок и услуг, Сертификационный центр АСУ, Харьков, 2003. – 60 с.

Поступила в редакцию 03.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры "Программная инженерия" С.Ю. Шабанов-Кушнаренко, ХНУРЭ, Харьков.

УЗАГАЛЬНЕНА МОДЕЛЬ ЯДРА СЕМАНТИЧНОЇ ЦІЛІСНОСТІ МОВИ СТАНДАРТІВ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

Ю.І. Бутенко

Описана постановка задачі синтезу узагальненої моделі ядра семантичної цілісності для автоматизації процесу обробки текстів стандартів програмного забезпечення (ПО) і технічної документації до програмних продуктів. Застосування даної моделі в складі комп'ютеризованої діалогової системи підтримки прийняття рішень при сертифікації систем з інтенсивним використанням програмного забезпечення забезпечить підвищення ефективності роботи сертифікаційного аудитора за рахунок зниження частки рутинної праці при формуванні нормативного профілю на ПЗ, а також зниження ризиків прийняття невірних рішень у процесі аналізу текстів технічної документації на ПЗ.

Ключові слова: програмне забезпечення, експертування ПО, нормативна база, нормативний профіль, синтаксичний аналіз, семантична інформація, компресія тексту, набір ключових слів, ядро семантичної цілісності.

THE GENERALIZED MODEL OF THE KERNEL SEMANTIC INTEGRITY OF LANGUAGE OF STANDARDS OF THE SOFTWARE

Yu.I. Butenko

The problem definition of synthesis of the generalized model of a kernel semantic integrity for automation of process of text manipulation of software standards and technical documentation to software products is described. Application of this model as a part of the computerized dialogue decision making support system in case of certification of systems with an intensive use of the software will provide increase of overall performance of the certified auditor at the expense of lowering of a share of routine work when forming a normative profile on a software, and also lowerings of risks of acceptance of incorrect decisions in the course of the analysis of texts of technical documentation on a software.

Key words: software, experts the software's, normative base, normative profile, parsing, semantic information, text compression, set of keywords, kernel of semantic integrity.

Бутенко Юлия Ивановна – аспирант каф. Инженерии программного обеспечения, Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина; e-mail: iuliiabutenko@yandex.ru

УДК 621.324

Г.А. КУЧУК

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Украина

МЕТОД ОПЕРАТИВНОЙ ОЦЕНКИ СТАТИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК АГРЕГИРОВАННОГО ТРАФИКА

Предложен метод, позволяющий получить оперативную оценку основных статистических характеристик агрегированного трафика на коммутационном узле мультисервисной сети, осуществляющем статистическое мультиплексирование входных потоков. Метод основывается на аппроксимации функции плотности распределения скорости отдельного входного потока. Для получения оценки достаточно значений максимальной битовой скорости и берстности каждого входного потока, которые рассчитываются по отсчетам трафика. Точность и временные затраты на расчет оценки определяются масштабом шкалы отсчетов коммутационного узла.

***Ключевые слова**: агрегированный трафик, мультисервисная сеть, коммутационный узел, берстность, функция плотности распределения, битовая скорость потока.*

Введение

В настоящее время повсеместно, в том числе и на предприятиях авиационной промышленности, быстрыми темпами развиваются новые информационные и телекоммуникационные технологии, направленные на повышение пропускной способности существующих сетей передачи данных. Успехи в области средств вычислительной техники, использование передающих сред с высокими скоростями передачи и малыми значениями вероятности ошибки, резкое увеличение объемов передаваемого трафика привели к созданию информационно-управляющих систем, телекоммуникационная среда которых является мультисервисной, предполагает многочисленные модификации быстрой коммутации пакетов, широкополосную пакетную коммутацию [1].

Постановка проблемы в общем виде. В современных мультисервисных сетях необходимо проведение предварительной оценки уровня требований к основным параметрам сети, в первую очередь к производительности центров коммутации и необходимой скорости передачи цифровых трактов связи, что позволяет установить соответствие между спросом, емкостью и пропускной способностью и дает ответ на вопрос о возможности предоставления того или иного вида услуг. Однако решению данной проблемы препятствует большое количество факторов, таких как малоизученность телекоммуникационных сетей с интегральным трафиком, отсутствие общих методик расчета характеристик трафика в таких сетях и др.

Анализ последних исследований и публикаций. В [2] показано, что широкий диапазон скоростей передачи, существенный статистический характер информационных потоков в интегральных сетях, большое разнообразие сетевых конфигураций значительно усложняют описание трафика в современных информационных системах по сравнению с классическими сетями связи. В [3] обосновано требование наличия возможности любого изменения ширины полосы пропускания канала, причем плавно и практически на любую величину, что делает в ряде случаев неприемлемым для анализа характеристик реального сетевого трафика использования классического подхода [3], основанного на марковских или полумарковских моделях и предположениях о пуассоновском характере потоков [1 – 3]. В ряде работ анализ характеристик трафика проводится на основе его статистического характера в системах с долговременно зависимыми процессами на входе [4, 5]. Однако, в общем виде проблема оперативного получения характеристик реального трафика в мультисервисных сетях, на сегодня не решена [6]. В частности, актуальной является задача получения оперативной оценки статистических характеристик трафика, образуемого на коммутационных узлах сети при агрегировании отдельных информационных потоков, направляемых по одному маршруту.

Поэтому **целью данной статьи** является разработка метода, позволяющего получить оперативную оценку основных статистических характеристик агрегированного трафика на коммутационном узле мультисервисной сети, осуществляющем статистическое мультиплексирование входных потоков, используя значения отсчетов входных потоков.

© Г.А. Кучук

Результаты исследований

Рассмотрим коммутационный узел мультисервисной сети, на котором для дальнейшего прохождения по сети агрегируется I входящих потоков (ВП) [3]. Пусть i-й поток ($i=\overline{1,I}$) характеризуется случайным процессом $V_i(t)$, определяющим семейство случайных функций скорости передачи информации конкретных сеансов. Данный стохастический процесс, рассматриваемый в течении некоторого временного интервала $[0,T_i]$, можно охарактеризовать параметрами [4]: $V_i^{(max)}=\max\limits_{t\in[0,T_i]}V_i(t)$ – пиковой скоростью передачи i-го ВП; $V_i^{(cp)}=\int\limits_0^{T_i}V_i(t)\,dt$ – средней скоростью передачи (математическим ожиданием) i-го ВП; $k_i^{(p)}=\dfrac{V_i^{(max)}}{V_i^{(cp)}}$ – берстностью [3], определяющей соотношение между величинами пиковой и средней скорости; $T_i^{(max)}$ – длительностью пиковой нагрузки.

Пусть объем информации, переданной за время $t\in[0,T_i]$, характеризуется случайной величиной $W_i(t)$ с максимально возможным значением

$$W_i^{(max)}=V_i^{(max)}\cdot T_i^{(max)}. \qquad (1)$$

Тогда $$V_i(t)=\frac{dW_i(t)}{dt}. \qquad (2)$$

Рассмотрим вероятность достижения пиковой скорости передачи трафика i-го ВП на рассматриваемом временном интервале $[0,T_i]$, равную

$$p_i=P\left(V_i(t)=V_i^{(max)}\right). \qquad (3)$$

Из (1) и (3) следует, что рассматриваемая вероятность характеризует не только скорость передачи информации, но и передаваемые объемы:

$$V_i(t)=V_i^{(max)}\Rightarrow\left(V_i(t)\cdot T_i^{(max)}=V_i^{(max)}\cdot T_i^{(max)}\right)\equiv$$

$$\equiv\left(W_i(t)=W_i^{(max)}\right)\Rightarrow P_i=P\left(W_i(t)=W_i^{(max)}\right).$$

Разобьем временной интервал $[0,T_i]$ на два подмножества вложенных интервалов следующим образом:

$$\Im_i^{(1)}\cup\Im_i^{(2)}=[0,T_i];\quad \Im_i^{(1)}\cap\Im_i^{(2)}=\varnothing;$$

$$\forall t^{(1)}\in\left[t_i'^{(1)};t_i''^{(1)}\right]\subset\Im_i^{(1)}\Rightarrow V_i\left(t^{(1)}\right)=V_i^{(max)}; \qquad (4)$$

$$\forall t^{(2)}\in\left[t_i'^{(2)};t_i''^{(2)}\right]\subset\Im_i^{(2)}\Rightarrow V_i\left(t^{(2)}\right)<V_i^{(max)}.$$

Разбиение (4) позволяет определить длительность пиковой нагрузки на заданном интервале

$$T_i^{(max)}=\sum_{\left[t_i'^{(1)};t_i''^{(1)}\right]\subset\Im_i^{(1)}}\left|t_i''^{(1)}-t_i'^{(1)}\right| \qquad (5)$$

и найти значение вероятности достижения пиковой скорости передачи трафика i-го ВП на рассматриваемом временном интервале. Для этого рассчитаем площади, соответствующие $\Im_i^{(1)}$ и $\Im_i^{(2)}$:

$$\Theta_1=\int\limits_{\Im_i^{(1)}}V_i(t)\,dt=V_i^{(max)}\cdot T_i^{(max)}; \qquad (6)$$

$$\Theta_2=\int\limits_{\Im_i^{(2)}}V_i(t)\,dt; \qquad (7)$$

$$\Theta=\Theta_1+\Theta_2=V_i^{(max)}\cdot T_i^{(max)}+\Theta_2. \qquad (8)$$

Тогда искомая вероятность равна

$$p_i=\frac{\Theta_1}{\Theta}=\frac{V_i^{(max)}\cdot T_i^{(max)}}{V_i^{(max)}\cdot T_i^{(max)}+\Theta_2}. \qquad (9)$$

Используя обобщенную интегральную теорему о среднем запишем, что

$$\exists\,\eta\in[0,T_i]\ \Big|\ \Theta_2=V_i(\eta)\cdot\left(T_i-T_i^{(max)}\right). \qquad (10)$$

Учитывая, что

$$\Theta=\Theta_1+\Theta_2=V_i^{(cp)}\cdot T_i, \qquad (11)$$

а также выражение (7), найдем значение Θ_2:

$$\Theta_2=\Theta_2=V_i^{(cp)}\cdot T_i-V_i^{(max)}\cdot T_i^{(max)}. \qquad (12)$$

Заметим, что из (10) и (12) следует, что

$$V_i(\eta)=\frac{\Theta_2}{T_i-T_i^{(max)}}=\frac{V_i^{(cp)}\cdot T_i-V_i^{(max)}\cdot T_i^{(max)}}{T_i-T_i^{(max)}}.$$

Из (9) и (11) получаем, что

$$p_i=\frac{V_i^{(max)}\cdot T_i^{(max)}}{V_i^{(cp)}\cdot T_i}=k_i^{(p)}\cdot\frac{T_i^{(max)}}{T_i}. \qquad (13)$$

Так как рассматривается трафик отдельного источника, то $\Theta_2>0$ [3], т.е. исходя из (12) получим:

$$V_i^{(cp)}\cdot T_i-V_i^{(max)}\cdot T_i^{(max)}>0;$$

$$\frac{V_i^{(max)}}{V_i^{(cp)}}\cdot\frac{T_i^{(max)}}{T_i}<1\Rightarrow k_i^{(p)}\cdot\frac{T_i^{(max)}}{T_i}<1,$$

что согласуется с выражением (13).

Зная вероятность достижения пиковой скорости можно определить вероятность того, что пиковая скорость не будет достигнута:

$$q_i = 1 - p_i = P\left(V_i(t) < V_i^{(max)} \right). \qquad (14)$$

Для дальнейшего анализа необходимо знать величину разброса возможных значений случайной величины V_i на рассматриваемом временном интервале $[0, T_i]$. Для этого определим плотность распределения $f(V_i)$ данной случайной величины, при которой достигается $\sup D[V_i]$. При известной плотности вероятности дисперсия рассчитывается как

$$D[V_i] = \int_{-\infty}^{\infty} V_i^2 f(V_i)\,dV_i - M^2[V_i] = \int_0^{V_i} V_i^2 f(V_i)\,dV_i - \left(\int_0^{V_i} V_i f(V_i)\,dV_i \right)^2. \qquad (15)$$

Аргумент V_i принимает значения в диапазоне от $V_i^{(min)}$ до $V_i^{(max)}$ ($0 \le V_i^{(min)} < V_i^{(max)}$). Исходя из этого проведем аппроксимацию $D[V_i]$, разбив отрезок $\Delta = \left[V_i^{(min)}; V_i^{(max)} \right]$ на n равных частей $\Delta_j = \left[V_i^{(j-1)}; V_i^{(j)} \right]$ таким образом, что:

$$\bigcup_{j=1}^{n} \Delta_j = \Delta; \quad \bigcap_{j=1}^{n} \Delta_j = \varnothing.$$

Тогда,. выбрав внутри каждого отрезка Δ_j по теореме об интегральном среднем точку ξ_j, дисперсию можно представим, исходя из (11), как

$$D[V_i] = \sum_{o=1}^{\tau} \xi_j^2 \cdot \int_{V_i^{j-1}}^{V_i^j} f(V_i)\,dV_i - \left(\sum_{o=1}^{\tau} \xi_j \int_{V_i^{j-1}}^{V_i^j} f(V_i)\,dV_i \right)^2. \qquad (16)$$

Заметив, что $\int_{V_i^{j-1}}^{V_i^j} f(V_i)\,dV_i = p_j$, $\sum_{j=1}^{n} p_j = 1$ и обозначив $\vec{p} = (p_1, \ldots p_n)$. найдем экстремум дисперсии (16), используя метод множителей Лагранжа для задачи оптимизации:

$$\sum_{j=1}^{n} p_j \cdot \xi_j^2 - \left(\sum_{\hat{i}=1}^{n} p_j \cdot \xi_j \right)^2 \to \text{extr}; \quad \sum_{j=1}^{n} p_j = 1, \; p_j \ge 0. \qquad (17)$$

Составим лагранжиан задачи (17):

$$L(\vec{p}, \lambda) = \sum_{j=1}^{n} p_j \cdot \xi_j^2 - \left(\sum_{\hat{i}=1}^{n} p_j \cdot \xi_j \right)^2 - \lambda \left(\sum_{j=1}^{n} p_j - 1 \right)$$

и найдем его безусловный экстремум из следующей системы уравнений:

$$\begin{cases} \dfrac{\partial L}{\partial p_j} = 0, j = \overline{1,n}; \\ \dfrac{\partial L}{\partial \lambda} = 0 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \xi_j^2 - 2\xi_j \left(\sum_{j=1}^{n} p_j \cdot \xi_j \right) - \lambda = 0; \\ \sum_{j=1}^{n} p_j - 1 = 0. \end{cases} \qquad (18)$$

Из первого уравнения системы найдем ξ_j:

$$\xi_j = \tilde{m}_\xi \pm \sqrt{\tilde{m}_\xi^2 + \lambda}, \text{ где } \tilde{m}_\xi = \sum_{j=1}^{n} p_j \cdot \xi_j, \qquad (19)$$

т.е. для множителей Лагранжа, удовлетворяющих условию $\lambda > -\tilde{m}_\xi^2$ существует ровно два различных значения ξ_j : ξ_1 и ξ_2, при этом:

$$n = 2; p_1 = p_i; p_2 = 1 - p_1 = q_i,$$

т.е. функция распределения вероятности имеет дискретный вид, а плотность распределения

$$f(V_i) = p_i \delta(V_i - \xi_1) + q_i (V_i - \xi_2), \qquad (20)$$

где $\delta(\cdot)$ – функция Дирака.

Тогда для случайной величины V_i :

$$M[V_i] = p_i \xi_1 + q_i \xi_2 = p_i \xi_1 + (1 - p_i)\xi_2; \qquad (21)$$

$$D[V_i] = (1 - p_i) p_i (\xi_1 - \xi_2)^2. \qquad (21)$$

Очевидно, что $\sup D[V_i]$ достигается при максимальном значении множителя $(\xi_1 - \xi_2)^2$,т.е.

$$\xi_1 = V_i^{(max)}; \quad \xi_2 = V_i^{(min)}. \qquad (23)$$

Из (21) – (23) следует, что

$$M[V_i] = p_i V_i^{(max)} + (1 - p_i) V_i^{(min)}. \qquad (24)$$

Но $M[V_i] = V_i^{(cp)}$, а значение $V_i^{(min)}$ для реальных процессов можно приравнять к нулю, т.е.:

$$p_i = V_i^{(cp)} \Big/ V_i^{(max)} = \left(k_i^{(p)} \right)^{-1}; \qquad (25)$$

$$D[V_i] = (1 - p_i) p_i \left(V_i^{(max)} \right)^2. \qquad (26)$$

Учитывая то, что ВП, поступающие на коммутационный узел, независимы, исходя из выражений (25) – (27) рассчитаем математическое ожидание и дисперсию агрегированного потока:

$$M_a = \sum_{i=0}^{I} \frac{V_i^{(max)}}{k_i^{(p)}}, \quad D_a = \sum_{i=0}^{I} \frac{1 - k_i^{(p)}}{\left(k_i^{(p)} \right)^2} \left(V_i^{(max)} \right)^2. \qquad (27)$$

Значения переменных $V_i^{(max)}$ и $k_i^{(p)}$ можно получить по отсчетам ВП на коммутационном узле значений случайной величины V_i .

Выводы и перспективы дальнейших исследований

В статье рассмотрен метод, позволяющий получить оперативную оценку основных статистических характеристик (на примере математического ожидания и дисперсии) агрегированного трафика на коммутационном узле мультисервисной сети, осуществляющем статистическое мультиплексирование входных потоков. Предложенный метод основывается на аппроксимации функции плотности распределения скорости отдельного входного потока трафика. Доказано, что для получения оценки достаточно значений максимальной битовой скорости и берстности каждого входного потока, которые рассчитываются по отсчетам трафика. Точность и временные затраты на расчет оценки определяются масштабом шкалы отсчетов коммутационного узла. Крупномасштабные шкалы повышают оперативность расчета значений статистических характеристик, однако дают существенную погрешность оценки, мелкомасштабные шкалы увеличивают затраты вычислительного ресурса коммутационного узла, однако, снижают ошибку репрезентативности. Поэтому задача выбора оптимальной шкалы отсчетов трафика, поступающего на коммутационный узел мультисервисной сети, является **направлением дальнейших исследований**.

Литература

1. *Куроуз, Дж. Компьютерные сети. 2-е изд [Текст] / Дж. Куроуз, К. Росс. – СПб.: Питер, 2004. – 765 с.*
2. *Крылов, В.В. Теория телетрафика и ее приложения [Текст] / В.В. Крылов, С.С. Самохвалова – СПб.: БХВ-Петербург, 2005. – 288 с.*
3. *Кучук, Г.А. Управление ресурсами инфотелекоммуникаций [Текст] / Г.А. Кучук, Р.П. Гахов, А.А. Пашнев. – М.: Физматлит, 2006. – 220 с.*
4. *Кучук, Г.А. Моделювання трафіка мультисервісної розподіленої телекомунікаційної мережі [Текст] / Г.А. Кучук, І.Г. Кіріллов, А.А. Пашнєв // Системи обробки інформації. – Х.: ХУ ПС, 2006. – Вип. 9 (58). – С. 50 – 59.*
5. *Кучук, Г.А. Розрахунок навантаження мультисервісної мережі [Текст] / Г.А. Кучук, Я.Ю. Стасєва, О.О. Болюбаш // Системи озброєння і військова техніка. – 2006. – № 4 (8). – С. 130 – 134.*
6. *Олифер, В.Г. Компьютерные сети. Принципы, технологии, протоколы [Текст] / В.Г. Олифер, Н.А. Олифер. – СПб.: Питер, 2012. – 943 с.*

Поступила в редакцию 30.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. В.А. Краснобаев, Полтавский национальный технический университет им. Ю. Кондратюка, Полтава.

МЕТОД ОПЕРАТИВНОЇ ОЦІНКИ СТАТИСТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК АГРЕГОВАНОГО ТРАФІКА

Г.А. Кучук

Запропоновано метод, що дозволяє отримати оперативну оцінку основних статистичних характеристик агрегованого трафіка на комутаційному вузлі мультисервісної мережі, яка здійснює статистичне мультиплексування вхідних потоків. Метод ґрунтується на апроксимації функції щільності розподілу швидкості окремого вхідного потоку Для отримання оцінки достатньо значень максимальної бітової швидкості та берстності кожного вхідного потоку, що розраховуються по відліках трафіка. Точність і часові витрати на розрахунок оцінки визначаються масштабом шкали відліків комутаційного вузла.

Ключові слова: агрегований трафік, мультисервісна мережа, комутаційний вузол, берстність, функція щільності розподілу, бітова швидкість потоку.

METHOD OF THE AGGREGATED TRAFFIC STATISTICAL DESCRIPTIONS OPERATIVE ESTIMATION

G.A. Kuchuk

A method, allowing to get the operative estimation of basic statistical descriptions of the aggregated traffic on the interconnect knot of multiservice network, carrying out the statistical multiplexing of input streams, is offered. A method is based on approximation of function of closeness of distributing of speed of separate input stream. For the receipt of estimation there are enough values of high bit speed and berst of every input stream, which settle accounts on counting out of traffic. Exactness and temporal expenses on the calculation of estimation is determined the scale of scale of counting out of interconnect knot.

Key words: aggregated traffic, multiservice network, interconnect knot, berst, function of distributing closeness, bit flowrate.

Кучук Георгий Анатольевич – д-р техн. наук, ст. науч. сотр., ведущий научный сотрудник научного центра Харьковского университета Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков, Украина; e-mail: kuchuk56@ymail.ru.

УДК 656.7.084.17(08)

А.Н. РЕВА[1], И.М. УСТИМЕНКО[2] , В.Н. КОЛТАКОВ[2]

[1] ***Кировоградский национальный технический университет, Украина;***
[2] ***ФГУП «Госкорпорация по организации воздушного движения», филиал «Аэронавигация Центральной Сибири», Красноярск, Россия***

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ОРГАНИЗАЦИИ КОММУНИКАЦИЙ В СИСТЕМЕ АЭРОНАВИГАЦИОННОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ПОЛЕТОВ (НА ПРИМЕРЕ КРАСНОЯРСКОГО ЦЕНТРА ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ)

Ориентируясь на признаки так называемой безопасной организации, сформулированные ИКАО, адаптирован математический аппарат теории графов для проактивного исследования эффективности коммуникаций в авиационных структурах. Исследована официальная топология функциональной организации службы движения Красноярского центра обслуживания воздушного движения, представленной в виде модели-графа, совместимой с его целями, характеристиками актуальной окружающей среды и отображающей существующую организацию коммуникаций между ее составными, активными элементами с учетом соответствующей степени сложности, стандартизированных процедур, централизованного принятия решений. Возможности системы и ограничения на реализацию намеченных целей и основных направлений ее развития оценены коэффициентами масштабности, связности, равномерности нагрузки, изолированности рабочих постов.

Ключевые слова: *безопасность авиационных систем, методы теории графов и структурно-функционального анализа, служба движения, показатели эффективности актуальной организации коммуникаций, стратифицированная форма представления структур.*

Постановка проблемы

Возрастающие требования к обеспечению безопасности полетов (БП) [1], обеспечение эффективного функционирования современного авиационного предприятия требуют поиска новых путей совершенствования управления и организации производства. Прежде всего, это связано с факторами внешнего окружения, определяемых быстрым развитием новых технологий, усложнением и многообразием авиационной техники (АТ) и предлагаемых услуг по перевозкам пассажиров и грузов, появлением большого количества конкурентоспособных предприятий, возросшими требованиями пользователей воздушных перевозок, увеличением объемов и скорости получения информации, новыми знаниями, необходимостью унификации производства.

В этой связи в рамках стратегий управления БП Международной организации гражданской авиации (ИКАО) (рис. 1), определяющих, в том числе, тенденции развития мировой аэронавигационной системы на период до 2025 года [2, 3], во взаимосвязи совместной программы в области обеспечения БП, осуществляемой Агентством «Евроконтроль», в Аэронавигационной системе России (АСР) в настоящее время проходят глобальные изменения. При этом, учитывая влияние человеческого фактора (ЧФ) на БП [4], руководителем Росаэронавигации, А.В. Нерадько, на заседании Правительства РФ, состоявшемся 04.10.2006 г., было заявлено: «В перспективе на 25 лет авиадиспетчер останется основным звеном в принятии решений при аэронавигационном обслуживании полетов. Поэтому в концепции уделено важное внимание снижению риска катастроф по причинам человеческого фактора, решения социальных проблем, адаптации персонала к условиям внедрения новой техники и технологий, которые могут влиять на безопасность полетов».

Отметим, что в соответствии с требованиями ИКАО к безопасной организации любой институт управления в гражданской авиации (ГА), в том числе и АСР, как система должен иметь развитую структуру, разработанную с учетом [5]:

– соответствующего уровня сложности;
– стандартизированных процедур управления;
– централизованного принятия решений (ПР);
– совместимости с целями организации и характеристиками окружающей социальной среды.

Поэтому и система обслуживания воздушного движения (ОВД) России должна отвечать таким объективным требованиям:

– базироваться на основных принципах и стратегиях ИКАО;
– учитывать передовой опыт ведущих авиационных держав;

© А.Н. Рева, И.М. Устименко, В.Н. Колтаков

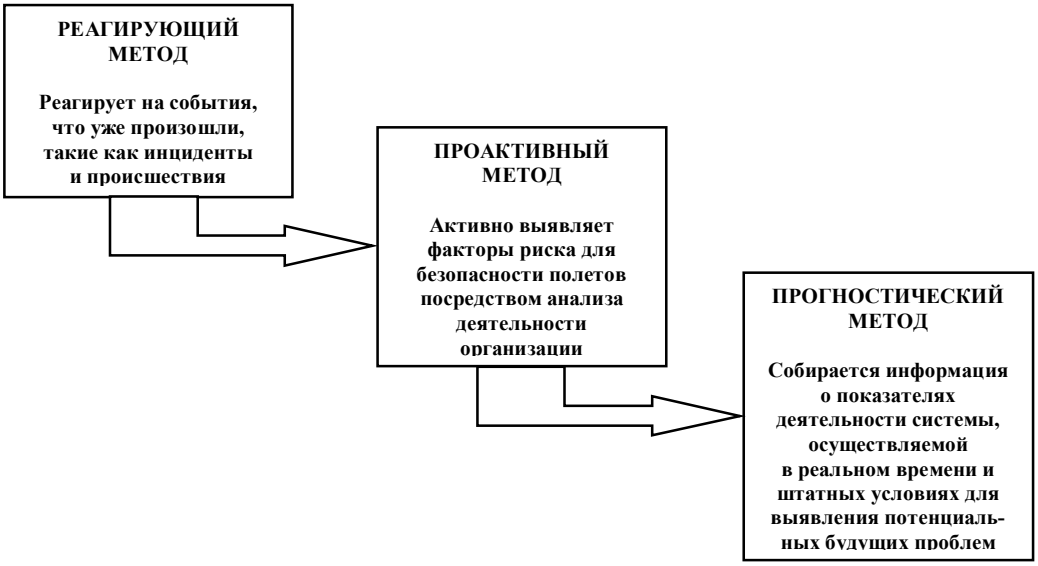


Рис. 1. Стратегии управления безопасностью полетов (ИКАО, 2009)

– быть экономически эффективной.

При этом субрегиональная система ОВД должна быть однородной и унифицированной:

– внутри отдельной страны;
– между странами – соседями;
– между группами стран (регионами).

Одним из путей достижения базовых требований ИКАО является гармонизация АСР. При этом необходима полная и всесторонняя проверка различных вариантов действий с точки зрения количественного и качественного сопоставления затраченных ресурсов с получаемым эффектом.

1. Анализ исследований и публикаций

Опираясь на категории и дефиниции системного анализа, в контексте наших исследований АСР:

1) под *системой* в соответствии с [6, 7] будем понимать упорядоченное некоторым образом множество элементов (подразделений, отделов, сотрудников и т.п.), взаимосвязанных между собой (в соответствии с должностными инструкциями, назначением рабочих мест (постов), особенностями организации деятельности, в т.ч. обособленными подразделениями и т. под.) и создающих некоторую общность, владеющую системным свойством эмерджентности [8 – 10];

2) под *структурой* же системы (организации) будем понимать совокупность элементов и связей между ними, определенных, исходя из распределения функций и целей, поставленных перед системой [6-9, 11-14]. Поэтому одним из главных заданий структурного анализа является построение наглядной формальной модели, которая отображала бы существующую систему взаимодействия элементов, как между собой, так и с внешней средой;

3) под *сложностью* структуры управления будем понимать:

– определение необходимого числа уровней управления;

– необходимость распределения труда и специализация по видам работ (структурные подразделения, отделы);

– степень распределения или централизации персонала;

– степень автоматизации, облегчающей связь между уровнями управления.

Отличительной особенностью любой сложной, открытой активной системы является набор функций, необходимых и достаточных для ее реализации, а именно [15, 16]:

– связь, регистрация, передача информации, перемещение ее в пространстве;

– память, хранение информации, перенос ее во времени; расчет, обработка данных, получение новой информации;

– рассудок, разум; политика.

И поскольку авиационная транспортная система (АТС) России содержит в себе весь набор этих функций и при этом является сложной, высокотехнологичной (*социотехнической*, ведь система в основном построена на связи «человек - машина»), открытой системой, то для исследования закономерностей ее функционирования и развития должен использоваться поход, при котором происходит постепенное накопление информации о системе на основе набора функций («ген» Ф.Е. Темникова), необходимого для системы данного класса, который возможно детализировать, представить в стратифицированной форме, на каждом последующем уровне [17], с последующим изучением каждой страты подсистемы, возможностью удаления, редактирования,

добавления новых страт, но при условии сохранения концепции верхней страты.

С другой стороны, исследования [18-21] показывают, что для разработки и анализа официальных структур авиационных *гуманистических систем* (в определении Л. Заде [22]) могут быть применены математические методы теории графов [6, 11, 12, 23-33]. Причем позитивная черта такого подхода заключается в минимальном потребном объеме априорной информации о структуре системы (организации) в виде наличия связи и ее направленности.

Поскольку внутри системы осуществляется перманентное взаимодействие ее подсистем и элементов, то основной закономерностью коммуникативности при взаимодействии системы со сложной средой является [24, 34]:

1) система – это целостный комплекс взаимосвязанных элементов;

2) система образует особое единство со средой;

3) любая исследуемая система представляет собой элемент системы более высокого порядка;

4) элементы любой исследуемой системы выступают как системы более низкого порядка.

2. Постановка задачи исследований

Следствием вышеизложенного является необходимость дальнейшей адаптации и развития методов системного анализа для структурно-функционального исследования официальной топологии авиационных организаций. И в работе [35] такие исследования были частично проведены, что дало возможность выявить «узкие» места в организационной структуре Красноярского центра ОВД. Однако, вопросы коммуникационной эффективности структуры в ней рассмотрены не были.

Поэтому ***целью*** статьи является оценка коммунактивной эффективности официальных авиационных структур, а именно АСР, для повышения БП при организации ОВД.

3. Анализ структурно-функциональной схемы Красноярского центра обслуживания воздушного движения

Схема любой структуры обычно представляется в виде графа, где кружками, являющимися узлами графа, обозначаются сотрудники аппарата и его подразделения, а линиями – взаимосвязи между ними. Считается, что все линии, соединяющие два узла, одинаковы и представляют собой единицу расстояния.

Известно, что эффективность достижения целей, поставленных перед организацией, существенным образом зависит от организации ее структуры, т.е. от характера соединения подструктур, исполнителей в ее середине. Поэтому рассмотрим сначала типовые виды структурно-функциональной организации деятельности (рис. 2) [6, 11, 12, 23-33].

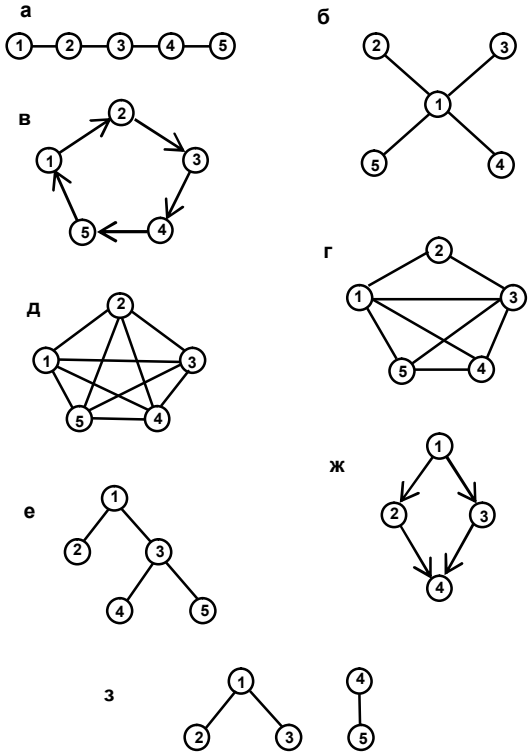


Рис. 2. Примеры типовой функциональной организации деятельности: а – «цепочка», б – «звезда», в – «круг (кольцо)», г – «сеть» (неполная), д – «сеть» (полная), е – «дерево», ж –«ромб», з – «несвязанная»

Деятельность организуется по принципу «цепочки» (рис. 2, а), когда процес выработки решения разбивается на ряд последовательных операций, каждая из которых поручается отдельному подразделению (подструктуре), или, если подразумевается деятельность внутри подразделения, - отдельному исполнителю – его члену.

Когда необходимые операции выполняются параллельно и независимо одна от одной, когда их планирование и координация осуществляется каким-нибудь определенным исполнителем или специальным подразделением, функциональная организация деятельности представляет собой «звезду» (рис. 2, б). При этом считается, что деятельность якобы относительно проста и решение соответствующих задач не требует переработки больших объемов информации либо исполнения сложных алгоритмов деятельности. То есть, потенциальные связи отдельных структурных подразделений используются только частично. Наоборот, более полное их использование снижает скорость решения задачи и повышает вероятность возникновения ошибок.

Если процесс организован циклично, т.е. так, что операции, в него входящие, выполняются последовательно разными сотрудниками или структурными подразделениями, но при этом конечная операция одного цикла является начальной для последующего, то функциональная структура представляет собой «круг» (рис. 2, в).

При решении профессиональных задач ОВД, требующих переработки значительных объемов информации и выполнения сложных алгоритмов деятельности, более эффективными являются организации (или группы), со структурой, организованной по типу неполной (рис. 2, г), или полной (рис. 2, д) «сети». Считается, что в процессе дейтельности все структурные подразделения или все члены одного подразделения связаны между собой.

Иерархической назовем структуру с наличием подчиненности, т.е. неравноправных связей между элементами, когда влияние в одном из направлений намного более важно, нежели в ином (рис. 2, е, ж). Типичная иерархическая связь с влиянием вида «информация - управление» представлена на рис. 3. И естественно, что тут доминирует элемент $\mathbf{M_1}$.

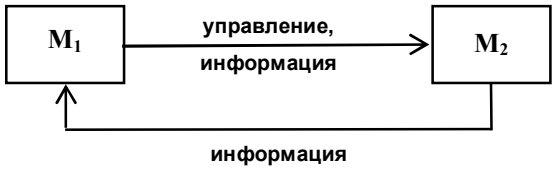


Рис. 3. Пример типичной иерархической связи

Иерархическая организация деятельности имеет такие основные особенности [11, 25]:

– последовательное вертикальное расположение подсистем, составляющих данную систему, или, точнее, вертикальная соподчиненность;

– приоритет действий или право вмешательства систем верхнего уровня в деятельность подсистем нижнего уровня;

– зависимость действий подсистем верхнего уровня от фактического исполнения подсистемами нижнего уровня своих функций.

При этом, если одновременно с иерархичеким управлением распределение обязанностей осуществляется также по принципу «звезды» (рис. 2 б), то весь спектр проблем распределяется и решается по независимым параллельным направлениям. При рассматриваемой организации деятельности в структуре управления следует иметь ввиду следующее:

во-первых, количество подструктур или сотрудников, непосредственно подчиненых подсистеме верхнего уровня (в т.ч., - руководителю) не должна превышать так называемого «магического числа» Миллера (7±2 оперативных единицы) [33, 36, 37], определяющего объем оперативной памяти человека;

во-вторых, известно [38], что осуществлять прямое распознавание, дифференциацию и запоминание образов 11 объектов способны только наиболее опытные специалисты. В противном случае деятельность значительно усложняется;

в-третьих, известен также «коэффициент неэффективности» С.Н. Паркинсона **x=19,9÷22,4**, определяющий верхнюю границу численности управляемого руководителем контингента [39].

Таким образом, речь идет об ограничениях психофизиологических возможностей человека-оператора (Ч-О) по распознаванию и запоминанию определенного числа объектов, которые необходимо обязательно учитывать при разработке, планировании и структурной организации деятельности.

Виды иерархических структур разнообразны. Среди них встречаются такие экзотические, как кольцевые (рис. 2, в), когда первый элемент доминирует над вторым, второй над третим и т.д., но последний – над первым! Или такие, что меняют направления доминирования. Но основных, наиболее важных для практики иерархических структур всего две – деревоподобная (рис. 2, е) и ромбовидная (рис. 2, ж).

Деревоподобная структура (рис. 2, е) наиболее проста для анализа и реализации. В ней почти всегда удобно выделять так называемые иерархические уровни – группы элементов, находящиеся на одинаковом (по числу промежуточных элементов) расстоянии от верхнего (главного) элемента. Примеры таких структур в искусственных и живых системах многочисленны:

– цепочка «Росавиация – Росаэронавигация – Аэронавигация Центральной Сибири – Красноярский центр обслуживания воздушного движения – диспетчерская смена – авиадиспетчер (А/Д)»;

– задача проектированиятехнического объекта (скажем, автоматизированной системы управления воздушным движением (УВД)) – от его основных характеристик (верхний уровень) – через проектирование основных частей, функциональных систем, груп, механизмов – до уровня отдельных деталей и плат;

– иерархия целей в задаче автоматизированного производства – от цели участка, заключающейся в максимальном выпуске продукции, до программного обеспечения отдельной операции на станке (цель – операция);

– в живой природе – иерархия по признаку управляемости процессов в организме, иерархия в стаде и т. п.

Отметим, что любая иерархия, в принципе, снижает возможности и, особенно, гибкость (адаптивность) системы. Инициатива элементов нижнего уровня отменяется доминированием сверху, они способны влиять на это доминирование (управление) только частично и, как правило, с задержкой.

Однако, введение иерархии резко упрощает создание и функционирование системы и потому ее применение является вынужденным, но необходимым приемом анализа сложных систем, поскольку та или иная степень иерархии наблюдается в абсолютном большинстве природных систем.

Негативные следствия введения иерархии могут быть преодолены предоставлением отдельным элементам возможности реагировать на часть влияний без строгой регламентации сверху.

Ромбовидная структура (рис. 2, ж) ведет, как минимум, к двойной подчиненности, отчетности, принадлежности нижнего элемента. Речь об участии данного элемента (структурного подразделения) в работе более, чем одного узла, блока, про использование одних и тех же данных в разных задачах.

Ведущая роль в деятельности принадлежит информационным связям между структурными подразделениями или членами одного подразделения, обусловленными их функциональным взаимодействием: чем больше их количество, тем больше возможность информационных связей и появления разнообразных видов организационных связей. Но реализация этих возможностей зависит от конкретных задач, решаемых организацией.

В процессе формирования любой структуры составляется своеобразный резерв ее возможностей или «коллективная способность». Каждый сотрудник как бы вносит в этот резерв свои способности, знания, умения и навыки. Группа интегрирует их и выступает в роли «коллективного исполнителя» (экипаж воздушного судна (ВС), диспетчерская смена). Вместе тем, участие в групповой деятельности не только агрегирует знания каждого отдельного ее члена, но шлифует и совершенствует его способности, умения, навыки.

Исходя из изложенного и опираясь на данные Internet, был построен граф, наглядно отображающий структуру Красноярского центра ОВД (рис. 4). Сертификация вершин графа представлена в табл. 1.

При этом соответствующая структуризация проведена методами и моделями системного анализа, применяемыми при проектировании и организации функционирования систем управления предприятиями и организациями к которым непосредственно относятся и социотехнические системы, а именно, методами статистического имитационного моделирования, теоретико-множественными, логическими, графическими, организационной эргономики [11, 12, 23, 24, 28-33, 40-42].

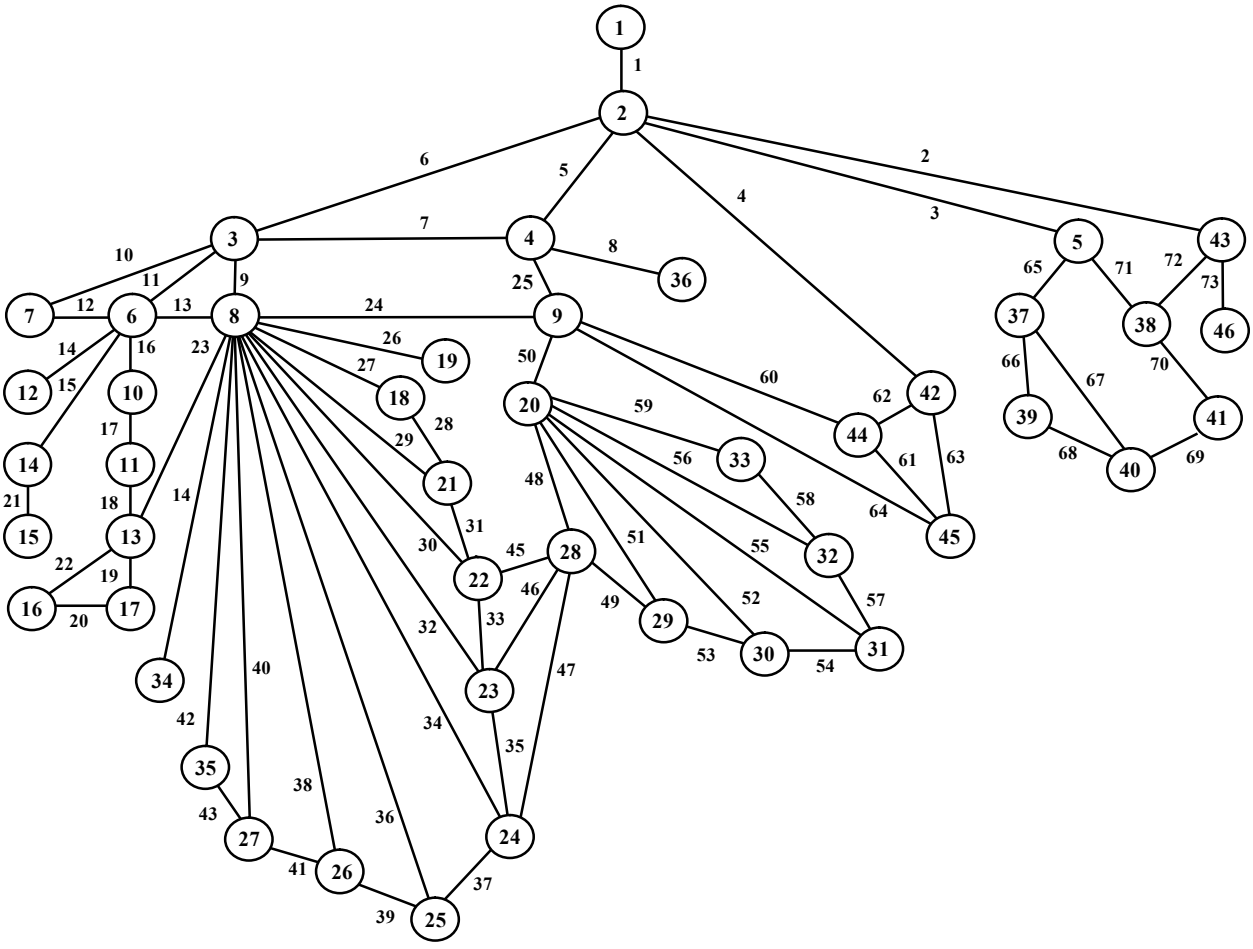


Рис. 4. Топология Красноярского центра обслуживания воздушного движения

Таблица 1

Сертификация вершин графа-модели Красноярского центра обслуживания воздушного движения

Вершина графа №	Сертификация вершины	Вершина графа №	Сертификация вершины
1	начальник центра обслуживания воздушного движения	21-27	сектора районного центра
2	начальник службы движения	28	диспетчерский пункт подхода
3	начальник районного центра	29	диспетчерский пункт круга
4	начальник аэродромного диспетчерского центра	30	вспомогательный стартовый диспетчерский пункт
5	начальник центра поддержания квалификации	31	стартовый диспетчерский пункт
6	заместитель начальника районного центра по планированию воздушного движения	32	пункт диспетчера старта, руления
7	специалист по аэронавигационной информации	33	диспетчерский пункт руления;
8	руководитель полетов районного центра	34	командный диспетчерский пункт местных воздушных линий
9	руководитель полетов аэродромного диспетчерского центра	35	местный диспетчерский пункт
10	инженер-программист	36	диспетчер-инструктор аэродромного диспетчерского центра
11	ведущий специалист	37	старший диспетчер-инструктор тренажера
12	штурман	38	ведущий специалист английского языка
13	старший специалист	39	диспетчер-инструктор тренажера осуществляющий управление воздушным движением
14	старший специалист базы данных	40	диспетчер-инструктор тренажера не осуществляющий управление воздушным движением
15	специалист базы данных	41	специалист английского языка
16	специалист по планированию полетов вне воздушных трасс	42	специалист группы взаимодействия и планирования воздушного движения
17	специалист по планированию полетов по воздушным трассам	43	диспетчер-инспектор по безопасности полетов
18	старший диспетчер районного центра	44	специалист аэропорта «Черемшанка»
19	диспетчер-инструктор районного центра	45	специалист аэропорта «Емельяново»
20	старший диспетчер аэродромного диспетчерского центра	46	техник по анализу средств объективного контроля

Из наглядного анализа графа на рис. 4 вытекает, что функциональная структура Красноярского центра ОВД организована по иерархичному принципу с применением таких элементарных соединений, как «звезда», «сеть (неполная)», «ромб» и «дерево». При этом понятно, что начальник центра и начальник службы движения (СД) могут непосредственно выходить при выполнении управленческих функций на любое подчиненное подразделение, либо на любого из сотрудников. Далее, рассматривая Красноярский центр ОВД как онтологическую систему низкого порядка, произведем распределение основных функций по подразделениям организационной структуры, стратифицируя ее.

Структурная схема Красноярского центра ОВД несомненно может рассматриваться как коммуникационная система, состоящая как из отдельных исполнителей, так и из объединенных в группы, работающих на предписанных робочих постах исполнителей. При этом исполнители имеют возможность производить обмен информацией либо непосредственно друг с другом, либо через выделенный канал связи, обеспечивающий возможность взаимодействия в обоих направлениях в пределах системы.

Для обеспечения потребного уровня детализации и полноты исследований система была стратифицирована, по принципу актуальной иерархичности. При этом номера страт соответствуют номерам вершин графа (рис. 4), а уровни обозначены римскими цифрами (рис. 5).

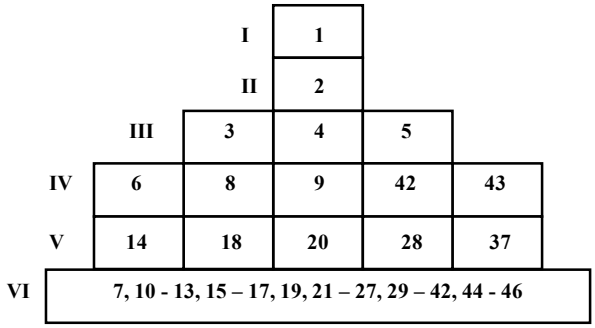


Рис. 5. Стратифицирование структурной схемы Красноярского центра обслуживания воздушного движения

Локальные отношения вершин графа (рис. 4) к каждой страте подуровней общей системы представ-

лены на рис. 6 – 8 с указанием количества подуровней в каждой страте (обозначены римскими цифрами).

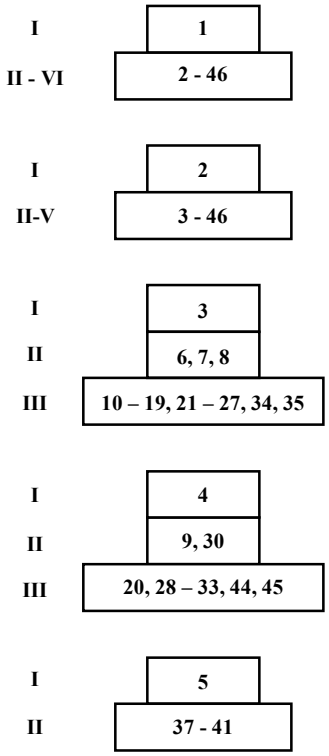


Рис. 6. Стратифицирование подуровней I, II, III системы на рис. 5

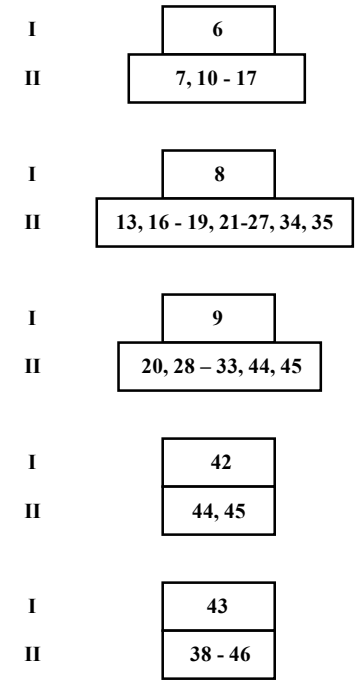


Рис. 7. Стратифицирование IV подуровня системы на рис. 5

Наилучшая коммуникационная система, по определению, должна содержать в себе такие признаки [5, 24]:

1) равномерность структуры (фактор равномерности нагрузки), т. е. система должна быть сбалансирована таким образом, что все исполнители (рабочие посты) имеют одинаковое количество входящих и выходящих каналов связи, либо имеют ограничения по количеству составляющих, подчиненных одной вершине (в соответствии с рассмотренными выше характеристиками психофизиологических возможностей Ч-О по распознаванию и запоминанию ограниченного количества объектов управления);

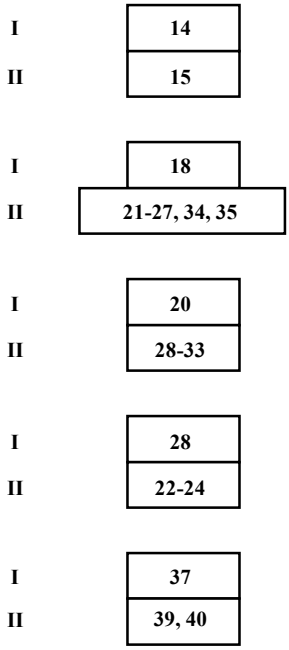


Рис. 8. Стратифицирование V подуровня системы на рис. 5

2) в системе недопустимо наличие «вырожденных» ветвей (робочих постов), т.е. ветвей, которые не связаны с системой, либо которым подчинена всего одна составляющая, что практически означает отсутствие структуризации (фактор изолированных постов);

3) система должна иметь наименьшее количество нуждающихся в коммуникационной связи робочих постов (фактор рабочего места);

4) каналы связи должны быть организованы между всеми рабочими постами (фактор каналов связи);

5) система должна быть построена по единому признаку структуризации.

4. Эффективность организации коммуникаций в Красноярском центре обслуживания воздушного движения

Как вытекает из рис. 4, коммуникационная система-граф Красноярского центра ОВД содержит **n=46** вершин и **m=73** ребра. При этом уже из визуального анализа коммуникационной структуры вытекает, что все исполнители (рабочие посты) являются связанными, из чего следует отсутствие фактора изолированности рабочих постов.

Установлено, что фактическое количество связей в системе превышает минимально-необходимое, т.е. обеспечено такое их количество, при котором структура сохраняет работоспособность при утрате одной или даже более связей. Это достаточно весомый аргумент, указывающий на то, что коммуникативная структура Красноярского центра ОВД обладает высокой степенью живучести (основная производственная деятельность системы адаптирована к внешним воздействиям, экономическим, социальным и т.п.) и с точки зрения безопасности функционирования системы, особенно в сбойных ситуациях, она способна продолжать производить продукт своей деятельности.

Поскольку система является иерархической, то естественно, что рабочие посты верхнего уровня (руководители) имеют право абсолютного приоритета или право непосредственного вмешательства в деятельность рабочих постов (исполнителей) вплоть до глубины самого нижнего уровня. Однако, учитывая психофизиологические возможности Ч-О, при проведении проактивной оценки коммуникативной эффективности Красноярского центра ОВД выявлено, что нагрузка на руководителя полетов (РП) районного центра (РЦ) вершина № 8 (рис. 4) на 36% превышает допустимый норматив и вплотную приближена к «коэффициенту неэффективности». Учитывая влияние ЧФ на БП [4], перманентно актуален поиск решений позволяющих снизить интеллектуальную нагрузку на РП РЦ.

Поскольку организация каналов связи по принципу “полный” граф (каждый с каждым) экономически нецелесообразна и даже чревата угрозой для БП, были учтены также существующие в центре ОВД ограничения на число каналов связи А/Д, осуществляющих за пультом непосредственное УВД.

Эффективность межпостовых коммуникаций $\mathbf{E_n}$ рассматривается как мера отклонения коммуникаций от идеального состояния, при котором величина $\mathbf{E_n}$ равна единице, и определяется из матрицы коммуникаций рабочих постов, называемой также матрицей инцидентности вершин графа $\mathbf{A} = \| \mathbf{a_{ij}} \|$ (табл. 2), элементы которой находятся из условия:

$$\mathbf{a_{ij}} = \begin{cases} 1, \text{ если вершины i и j связаны общим ребром,} \\ 0 - \text{в противоположном случае.} \end{cases} \quad (1)$$

Далее вычисляются четыре компонента - составляющих $\mathbf{E_n}$ [24]. Первый из них, называемый масштабным ($\mathbf{E_{масшт.}}$), необходим для оценки ухудшения эффективности коммуникаций в условиях увеличения масштаба задействованной на выполнение общей задачи системы (или подсистем в системе), т.е. числа рабочих постов. Величина $\mathbf{E_{масшт.}}$ равна:

$$\mathbf{E_{масшт.}} = \exp\left[-\left(1-\frac{2}{n}\right)\right], \quad (2)$$

где **n** - число рабочих постов, задействованных для выполнения операции **u**.

Для данных табл. 2, для страты №2 (рис. 5) получили следующий результат:

$$\mathbf{E^{(2)}_{масшт.}} = \exp\left[-\left(1-\frac{2}{45}\right)\right] = 0,3845 .$$

При исследовании системы все расчеты произведены для страт указанных в табл. 3.

Таблица 2

Формирование матрицы коммуникаций рабочих постов (инциденций вершин графа) Красноярского центра обслуживания воздушного движения (фрагмент)

Пост (вершина) i	Пост (вершина) j															$\sum_j a_{ij}$
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	...	45	46	
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	...	46	47	48
1	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	1
2	1	0	1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	6
3	0	1	0	1	0	1	1	1	0	0	0	0	...	0	0	5
4	0	1	1	0	0	0	0	0	1	0	0	0	...	0	0	4
5	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	1
6	0	0	1	0	0	0	1	1	0	1	0	1	...	0	0	6
7	0	0	1	0	0	1	0	0	0	0	0	0	...	0	0	2
8	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	0	...	0	0	15
9	0	0	0	1	0	0	0	1	0	0	0	0	...	1	0	5
10	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	1	0	...	0	0	2
11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	...	0	0	2
12	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	...	0	0	1
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
45	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	...	0	0	3
46	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	...	0	0	1
															$\sum_i \sum_j a_{ij}$	144

Таблица 3

Оценки организации коммуникаций в Красноярском центре обслуживания воздушного движения

№ страты	n	m	Компоненты межпостовых коммуникаций			
			$E_{масшт.}$	$E_{связн.}$	$E_{равном.}$	E_n
1	2 (46)	1 (73)	0,3842	0,3944	0,6463	0,4750
2	45	72	0,3845	0,3956	0,6559	0,4787
3	32	51	0,3916	0,4254	0,7138	0,5103
4	12	17	0,4345	0,9131	0,9214	0,4694
5	6	7	0,5134	0,0224	0,9809	0,6842
6	9	9	0,4594	0,3679	0,9206	0,5826
8	33	49	0,3916	0,4216	0,7268	0,5133
9	10	15	0,4493	0,5488	0,9474	0,6485
13	2	3	1	1	0,9844	0,9948
14	2	1	1	1	0,9776	0,9925
18	8	8	0,4224	0,2077	0,9708	0,5336
20	7	11	0,4895	0,0882	0,9499	0,5092
28	4	5	0,6065	1	0,9694	0,8586
37	3	3	0,7165	1	0,9904	0,9023
42	3	3	0,7165	1	0,9973	0,9046
43	3	2	0,7165	1	0,9835	0,90

ПРИМЕЧАНИЕ: *оценка эффективности коммуникаций подана в порядке подчиненности рабочих постов службы обслуживания воздушного движения в Красноярском центре ОВД,*

Вторая компонета, или компонент связности $\mathbf{E_{связн.}}$, отражает повышение эффективности коммуникаций при большом числе взаимных связей в системе. При этом полной системой коммуникаций называют такую, в которой обеспечена связь по всем направлениям между всеми рабочими постами, т.е. речь идет об организации взаимодействия исполнителей по схеме "полный" граф ("полная" сеть) [6, 11, 12, 24]. Поскольку в этом случае для рабочих постов имеется **n(n–1)** возможных каналов связи, рассматриваемый компонент может быть оценен так:

$$\mathbf{E_{связн.}} = \exp\left\{-\left[1-\sum_i\sum_j a_{ij}\Big/\big(n\cdot(n-1)\big)\right]\right\}, \quad (3)$$

где двойная сумма a_{ij} – общее число связей, т.е. число единиц в матрице коммуникаций **A**.

Для данных табл. 2 имеем:

$$\mathbf{E^{(2)}_{связн.}} = \exp\left\{-\left[1-\frac{144}{45\cdot(45-1)}\right]\right\} = 0,3956.$$

Назначение третьего компонента – отразить равномерность нагрузки на пользователя (исполнителя) в системе. Сумма элементов в некоторой строке матрицы соответствует числу каналов связи, подходящих к рассматриваемому рабочему посту. В идеале при равномерной нагрузке все суммы по строкам и столбцам должны быть одинаковыми.

Неравномерность является функцией величин:

$$\sum_{i=1}^{n}\left|a_i - \bar{a}\right|, \quad (4)$$

где $\mathbf{a_i}$ – сумма элементов $\mathbf{a_{ij}}$ (единиц) в i-й строке, $i=\overline{1,n}$; $\bar{a}=\sum_i\sum_j a_{ij}\Big/n$ – генеральное среднее числа инцеденций вершин графа.

Компонент равновмерности, имеющий максимальное значение 1, оценивается как:

$$\mathbf{E_{равн.}} = \exp\left\{-\sum_n\left|a_i-\bar{a}\right|\Big/\sum_i\sum_j a_{ij}\right\}. \quad (5)$$

Для данных табл. 2 получены следующие результаты вычислений:

$$\bar{a}=\sum_i\sum_j a_{ij}\Big/n=\frac{144}{46}=3,13.$$

Тогда в соответствии с формулой (5), для страты №2 имеем:

$$\mathbf{E^{(2)}_{равн.}} = \exp\left\{-\frac{1}{144}\Big(\left|1-3,13\right|\cdot 7+\left|2-3,13\right|\cdot 11+ \right.$$
$$+\left|3-3,13\right|\cdot 15+\left|4-3,13\right|\cdot 7+\left|5-3,13\right|\cdot 11+$$
$$\left.+\left|6-3,13\right|\cdot 2+\left|71-3,13\right|+\left|15-3,13\right|\Big)=\right.$$
$$=\exp\left\{-\frac{60,73}{144}\right\}=\exp\{-0,4217\}=0,6559.$$

Последний компонент, характеризующий изолированность рабочих постов $\mathbf{E_{изол.}}$, определяет такое общее их число, которые не имеют либо входящих, либо выходящих каналов связи, т.е. лишены возможности общения хотя бы в одном направлении. Он вычисляется как

$$\mathbf{E_{изол.}} = \exp\left\{-\left(V_{столб.}+V_{строк}\right)\Big/\left(2\cdot n\right)\right\}, \quad (7)$$

где $\mathbf{V_{столб.}}$ – число пустых столбцов матрицы **A**;

$\mathbf{V_{строк}}$ – число устых строк матрицы **A**.

Поскольку нами была установлена связанность графа, представленного на рис. 4, и его подграфов, иллюстрирующих структурно-функциональную и коммуникативную организацию Красноярского центра ОВД, то компонентом $\mathbf{E_{изол.}}$ можно пренебречь.

Таким образом, полная эффективность коммуникаций рабочих постов определяется простым агрегированием рассмотренных компонент с одинаковым весом:

$$\mathbf{E_{п}} = \mathbf{E_{масшт.}} + \mathbf{E_{связн.}} + \mathbf{E_{равн.}} = \frac{1}{3}\left\{\exp\left[-\left(1-\frac{2}{n}\right)\right]+ \right.$$

$$\left. +\exp\left[-\left(1-\frac{\sum\limits_{i}\sum\limits_{j}a_{ij}}{n\cdot(n-1)}\right)\right]+\exp\left(-\frac{\sum\limits_{n}|a_i-\bar{a}|}{2\sum\limits_{i}\sum\limits_{j}a_{ij}}\right)\right\}. \quad (6)$$

Итак, полная эффективность коммуникаций рабочих постов Красноярского центра ОВД составит:

$$\mathbf{E_{45}^{(2)}} = \mathbf{E_{масшт.}^{(2)}} + \mathbf{E_{связн.}^{(2)}} + \mathbf{E_{равн.}^{(2)}} =$$

$$= \frac{1}{3}(0,3845 + 0,3956 + 0,6559) = 0,4787.$$

Результаты вычислений (табл. 3) дают представление об эффективности коммуникаций подразделений Красноярского центра ОВД.

Выводы

Подводя итоги полученным и представленным в данной статье новым научным результатам, выделим такие наиболее существенные положения.

1. Осуществлена дальнейшая адаптация и развитие методологии организационной эргономики и теории графов для проведения системного анализа и оценки функциональной эффективности официальной структуры Красноярского центра ОВД, представленную в виде графа. Данный граф рассматривается как коммуникационная система, стратифицированная для полноты исследований и обеспечения потребного уровня детализации.

2. Определено, что функциональная структура Красноярского центра ОВД организована по иерархичному принципу с применением такой типовой топологии организационных структур, как «звезда», «сеть (неполная)», «ромб», «дерево». При этом установлено, что структура центра ОВД не имеет изолированных рабочих постов, отвечает целям организации, обладает высокой степенью живучести и с точки зрения функционирования является безопасной.

3. Оценки эффективности коммуникаций структуры Красноярского центра ОВД произведена путем вычисления коэффициентов масштабности, равномерности, связности рабочих постов, а также обобщенного показателя эффективности коммуникаций. В результате их анализа установлено:

– эффективность коммуникаций рабочих постов № 3, 6, 8, 9, 18, 20 близка к критическому уровню и необходимо производить поиск путей повышения эффективности их коммуникаций;

– эффективность коммуникаций рабочих постов № 2, 4 требуется срочно повысить, поскольку она ниже критического уровня;

– нагрузка на рабочие посты № 2, 3, 8 – неравномерна, что снижает эффективность функционирования этих подсистем и системы в целом.

4. Методы организационной эргономики и тео-рии графов применимы как для ретроспективного анализа действующих организационных структур, так и для проактивного исследования вновь разрабатываемых.

5. Дальнейшие исследования эффективности организационных структур в АСР целесообразно проводить их моделированием с применением кибернетических методов информационных цепей проф. А.А. Денисова.

Литература

1. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) [Текст]: Doc. ICAO 9859-AN/474. – 2-е изд. – Монреаль: Канада, 2009. – 318 с.

2. Организация воздушного движения (правила аэронавигационного обслуживания) [Текст]: Doc. ICAO 4444-ATM/501. – 15-е изд. – Монреаль: Канада, 2007. – 273 с.

3. Руководство по глобальным характеристикам аэронавигационной системы [Текст]: Doc. ICAO 9883. – Монреаль: Канада, 2009. – 194 с.

4. Изучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах [Текст]: сб. мат. № 7. Человеческий фактор. Циркуляр ИКАО 240-AN/144. – Монреаль: Канада, 1993. - 76 с.

5 Человеческий фактор в управлении и организации [Текст]: сб. материалов № 10. Человеческий фактор. Циркуляр ИКАО 247 – AN / 148. – Монреаль: Канада, 1993. - 47 с.

6. Нечипоренко, В.И. Структурный анализ систем (Эффективность и надежность) [Текст]: / В.И. Нечипоренко. - М.: Сов. радио, 1977. – 216 с.

7. Надежность и эффективность в технике [Текст]: справ. в 10 т. – М.: Машиностроение. Т.1: Методология. Организация. Терминология / под ред. А. И. Рембезы. - 1986. - 224 с.

8. Перегудов, Ф.И. Введение в системный аналіз [Текст]: учеб. пособие. / Ф.И. Перегудов, Ф.П. Тарасенко. – М.: Высш. шк., 1989. – 367 с.

9. Надежность и эффективность в технике [Текст]: справ. в 10 т. – М.: Машиностроение. Т.3: Эффективность технических систем / под общ. ред. В. Ф. Уткина, Ю. В. Крючкова. – 1988. - 328 с.

10. Рева, О.М. Однокрокові методи рішення задач з векторним показником ефективності: метод. вказівки з курсу Основи теорії прийняття рішень [Текст] / О.М. Рева. – Кіровоград: ДЛАУ, 1996. – 23 с.

11. Денисов, А.А. Теория больших систем управления [Текст]: учеб. пособие / А.А. Денисов, Д.Н. Колесников. – Л.: Энергоиздат, 1981. – 288 с.

12. Шибанов, Г.П. Количественная оценка деятельности человека в системах человек-техника [Текст] / Г.П. Шибанов. - М.: Машиностроение, 1983. - 263 с.

13. Клир, Дж. Системология: Автоматизация решения системных задач [Текст]: пер. с англ. Дж Клир, М. А. Зуева; под ред. А.И. Горлина. - М.: Радио и связь, 1990. - 544 с.

14. Рева, О.М. Колективні рішення у невеликій групі авіаційних операторів: консп. лекцій з курсу Основи теорії прийняття рішень [Текст] / О.М. Рева. - Кіровоград: ДЛАУ, 1998. - 33 с.

15. Бурков, В.Н. Теория активных систем: состояние и перспективы [Текст] / В.Н. Бурков, Д.А. Новиков. – М.: Синтег, 1999. – 128 с.

16. Новиков, Д.А. Курс теории активных систем / Д.А. Новиков, С.Н. Петраков. – М.: СИНТЕГ, 1999. – 104 с.

17. Волкова, В.Н. Основы теории систем и системного анализа [Текст]: учеб. / В.Н. Волкова, А.А. Денисов. – СПб.: Изд-во СПбГТУ, 2001. – 512 с.

18. Оцінка ефективності функціо-нальної організації диспетчерської зміни методами теорії графів [Текст] / О.М. Рева, С.Д. Кульназаров, Б.Ф. Сагун [та ін.] // Наукові праці академії/ Мін-во освіти і науки України, Державна льотна академія України. - Кіровоград: ДЛАУ, 1998. - Вип. ІІІ. - Ч.П. Моделювання та управління в аеронавігаційних системах. - С. 30-35.

19. Рева, О.М. Методи прикладної теорії інформації в оцінці ефективності структурної організації невеликої групи авіаційних операторів [Текст] / О.М. Рева, Н.В. Борота // Вісник Київськ. міжнар. ун-ту цив. авіації. - К.: КМУЦА, 1999. - № 2. - С. 272-278.

20. Рева, А.Н. Показатели структурной эффективности организации диспетчерской смены как малой группы авиационных операторов [Текст] / А.Н. Рева, С.Д. Кульназаров // Перспективы развития гражданской авиации и подготовка высококвалифицированных кадров: 1 Междунар. конф. 18-22 сент. 2000 г. [Алматы]: сб. тр. / под ред. проф. К.Б. Алдамжарова. - Алматы, 2000. - Ч.І. - С. 83-92.

21. Рева, О.М. Оцінка ефективності структурної організації екіпажей повітряних суден як невеликих груп операторів [Текст] / О.М. Рева, С.А. Іванов, І.В. Коцарь, Я.В. Лішанков // Наукові праці академії / Мін-во освіти і науки України, Державна льотна академія України. – Кіровоград, 2000. – Вип. IV. – Ч. І. – С. 240-251.

22. Заде, Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений [Текст]: пер. с англ. / под ред. Н. Н. Моисеева, С. А. Орловского. - М.: Мир, 1976. - 165 с.

23. Берж, К. Теория графов и ее применение [Текст]: пер. с. франц. / К. Берж. - М.: ИЛ, 1962. – 320 с.

24. Зигель, А. Модели группового поведения в системе "человек - машина" (с учетом психосоциальных и производственных факторов) [Текст]: пер. с англ. / А. Зигель, Дж. Вольф; под ред. Г.Е. Журавлева. - М.: Мир, 1973. - 263 с.

25. Месарович, М.Д. Теория иерархических многоуровневых систем [Текст] / М.Д. Месарович, Д. Мако, И. Такахара. - М.: Мир, 1973. - 344 с.

26. Янбых, Г.Ф. Проектирование структуры отраслевой сети вычислительных центров [Текст] / Г.Ф. Янбых, Г.Ф. Этингер. - Л.: Энергия, 1974. - 104 с.

27. Цвиркун, А.Д. Структура сложных систем [Текст] / А.Д. Цвиркун. - М.: Советское радио, 1975. - 198 с.

28. Душков, Б.А. Основы инженерной психологии [Текст]: учеб. для вузов / Б.А. Душков, Б.Ф. Ломов, В.Ф. Рубахин; под ред. Б.Ф. Ломова. - М.: Высш. шк., 1986. – 448 с.

29. Бурков, В.Н. Теория графов в управлении организационніми системами [Текст]: учеб. пособие / В.Н. Бурков, А.Ю. Заложнев, Д.А. Новиков. – М.: СИНТЕГ, 2001. – 124 с.

30. Организационная психология [Текст] / Л.А. Верещагина, П.К. Власов, И.М. Карелина, Л.А. Киселева, С.Г. Тарасов, Г.В. Суходольский. – Х.: Изд-во Гуманитарный центр, 2004. – 256 с.

31. Заложнев, А.Ю. Внутрифирменное управление. Оптимизация процедур функционирования [Текст] / А.Ю. Заложнев. – М.: ЗАО ПМСОФТ, 2005. – 290 с.

32. Занковский, А.Н Организационная психология [Текст]: учеб. пособие для вузов / А.Н. Занковский. – М.: Флинта: МПСИ, 2006. – 648 с.

33. Герасимов, Б.М. Організаційна ергономіка: Методи та алгоритми досліджень і проектування: моногр. [Текст] / Б.М. Герасимов. В.В. Камишин. – К.: Інфосистем, 2009. – 212 с.

34. Садовский, В.Н. Задачи, методы и приложения общей теории систем [Текст] / В.Н. Садовский, Э.Г. Юдин // Исследования по общей теории систем. – М.: Прогресс, 1969. – С. 3-23.

35. Рева, О.М. Оцінка структурної ефективності служби руху (на прикладі Красноярського центра обслуговування повітряного руху) [Текст] / О.М. Рева, В.І. Вдовиченко, І.М. Устименко // Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2012. - № 10 (97). – С. 176-186.

36. Miller, G. The magical number seven, plus or minus two: some limits on or capacity for processing information [Text]/ G. Miller // Psychological Review. – 1956. – № 63. – P.81-97.

37. Козелецкий, Ю. Психологическая теория решений [Текст]: пер. с польск. / Ю. Козелецкий; под ред. Б.В. Бирюкова. - М.: Прогресс, 1979. – 504 с.

38. Психология труда [Текст]: пер. со словац. / Петер Крбатя, Й. Мюллнер [и др.]; общ. ред. и предисл. К.К. Платонова. – М.: Профиздат, 1979. - 216 с.

39. Паркинсон, С.Н. Законы Паркинсона [Текст]: пер. с англ. / С.Н. Паркинсон. - М.: Прогресс, 1989. - 448 с.

40. Ивашкин, Ю.А. Структурный анализ и синтез систем человеко-машинных систем управления производством [Текст] / Ю.А. Ивашкин // Приборы и системы управления. – 1978. – № 7. – С. 1-4.

41. Человеческий фактор: Эргономика в автоматизированных системах [Текст]: пер. с. англ. в 6 т. /М. Вайсер, Б. Шнейдерман, Р. Уиллидж и др. – М.: Мир, 1991. – Т.6. - 522 с.

42. Толочек, В.А. Современная психология труда [Текст]: учеб. пособие / В.А. Толочек. – СПб.: Питер, 2009. – 479 с.

Надійшла до редакції 12.04.2013, розглянута на редколегії 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Єпіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків.

ЕФЕКТИВНІСТЬ ОРГАНІЗАЦІЇ КОМУНІКАЦІЙ В СИСТЕМІ АЕРОНАВІГАЦІЙНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ПОЛЬОТІВ (НА ПРИКЛАДІ КРАСНОЯРСЬКОГО ЦЕНТРУ ОБСЛУГОВУВАННЯ ПОВІТРЯНОГО РУХУ)

О.М. Рева, І.М. Устіменко, В.М. Колтаков

Орієнтуючись на ознаки так званої безпечної організації, що сформульовані ІКАО, адаптований математичний апарат теорії графів для проактивного дослідження ефективності комунікацій в авіаційних структурах. Досліджена офіційна топологія функціональної організації служби руху Красноярського центру обслуговування повітряного руху, поданою у вигляді моделі-графа, сумісної з його цілями, характеристиками актуального навколишнього середовища і що відображає існуючу організацію комунікацій між її складовими, активними елементами з урахуванням відповідного ступеня складності, стандартизованих процедур, централізованого ухвалення рішень. Можливості системи і обмеження на реалізацію намічених цілей і основних напрямів її розвитку оцінені коефіцієнтами масштабності, зв'язності, рівномірності навантаження, ізольованості робочих постів.

Ключові слова: безпека авіаційних систем, методи теорії графів і структурно-функционального аналізу, служба руху, показники ефективності актуальної організації комунікацій, стратифікована форма уявлення структур.

EFFICIENCY OF THE ORGANIZATION COMMUNICATIONS IN A SYSTEM OF AERONAVIGATION SERVICE OF FLIGHTS (ON THE EXAMPLE OF KRASNOYARSK AIR TRAFFIC SERVICE CENTER)

A.N. Reva, I.M. Ustimenko, V.N. Koltakov

Being guided by the signs of the so-called safe organization formulated by IKAO, the mathematical apparatus of the graph theory for pro-active research of communications efficiency in aviation structures is adapted. The official topology of the functional organization of a traffic department of the Krasnoyarsk air traffic service center is investigated. It's presented in the form of the graph model compatible with its purposes, actual environment characteristics and displaying the existing organization of communications between its compound, active elements taking into account the corresponding degree of complexity, standardized procedures and centralized decision-making. System capabilities and restrictions on realization of the planned purposes and the main directions of its development are estimated by factors of scale, connectivity, uniformity of loading, isolation of working positions.

Keywords: aviation systems safety, methods of the graph theory and the structurally functional analysis, a traffic department, indicators of efficiency of the actual organization of the communications, the stratified form of representation of structures.

Рева Алексей Николаевич – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры автоматизации производственных процессов Кировоградского национального технического университета, Кировоград, Украина, e-mail: ran54@meta.ua.

Устименко Иван Михайлович – старший диспетчер-инструктор тренажера отдела профессиональной подготовки персонала обслуживания воздушного движения Госкорпорации по организации воздушного движения «Аэронавигация Центральной Сибири», Красноярск, Российская Федерация, e-mail: ustimenkoivan@inbox.ru.

Колтаков Василий Николаевич – заместитель директора по управлению персоналом Госкорпорации по организации воздушного движения филиала «Аэронавигация Центральной Сибири», Красноярск, Российская Федерация, e-mail: koltakov@cs.gkovd.ru.

УДК 004.89

М.А. ДАНОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

МЕТОДИКА ВЫБОРА ПРИОРИТЕТОВ ПРИ ПРОГНОЗИРОВАНИИ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО РАЗВИТИЯ КРУПНОМАСШТАБНЫХ ОБЪЕКТОВ НА ОСНОВЕ ТЕХНОЛОГИИ ФОРСАЙТ

Проведен обзор публикаций, посвященных особенностям применения технологии Форсайт для прогнозирования научно-технического развития крупномасштабных объектов (КМО). Приведена постановка задачи формирования методики выбора приоритетов при прогнозировании научно-технического развития (НТР) КМО на основе технологии Форсайт. Отражены процедуры формирования, оценки и уточнения исходного перечня тематических направлений НТР КМО и системы критериев их оценки. Описана общая методика выбора приоритетов при прогнозировании НТР КМО. Приведено краткое содержание методов t-упорядочения и Парето-оптимальности.

***Ключевые слова**: методика выбора приоритетов, Парето оптимальность, многокритериальные задачи, научно-техническое развитие, форсайт, компьютерная система прогнозирования.*

Введение

В настоящее время в большинстве передовых стран мира периодически формируются специальные программы, определяющие приоритетные области развития науки и техники [1 – 3]. Методы, используемые в процессе разработки этих программ, получили обобщающее название Форсайт, от английского Foresight – «предвидение», и к настоящему моменту зарекомендовали себя как наиболее эффективный инструмент выбора приоритетов в сфере науки и технологий [4]. На основе Форсайта разрабатываются средне- и долгосрочные, на 5 – 30 лет, стратегии развития экономики, науки, технологий, нацеленные на повышение конкурентоспособности и максимально эффективного развития социально-экономической сферы. Этот подход применяется не только на уровне страны в целом, но и при прогнозировании развития отдельных отраслей экономики и регионов [1 – 3].

На сегодня значительное количество работ посвящено исследованию теоретических и практических аспектов применения Форсайт технологии. Среди украинских и зарубежных ученых наиболее известными в данной области являются: Б.А. Малицкий, О.С. Попович, В.М. Глушков, Г.М. Добров, В.С. Михалевич, М.З. Згуровский, В.Г. Зинов, Н.В. Гапоненко, Ю.П. Воронов, Н.Я. Колюжнова, И.Р. Куклина, В.П. Третьяк. М. Бен, П.Беккер, К. Дайхем, М. Кинэн и др. В работах этих авторов обсуждаются общетеоретические и практические вопросы применения Форсайт технологии для средне- и долгосрочного прогнозирования развития крупномасштабных объектов (КМО), таких как отрасль, регион и государство в целом.

Украинский вариант методологии Форсайт предполагает реализацию набора этапов, путем анкетирования группы экспертов, при этом компьютерная обработка заключается только в фиксации данных от экспертов. Это обстоятельство в следствие субъективности, присущей экспертному оцениванию, обуславливает недостаточную эффективность данного варианта методологии Форсайт в приложении к задачам прогнозирования НТР КМО.

Анализ отечественных и зарубежных источников показал, что существует необходимость дальнейшего исследования проблемы, связанной с автоматизацией Форсайт технологии. Поэтому, для повышения эффективности процесса прогнозирования научно-технического развития (НТР) КМО необходима полная компьютеризация на основе формальных методов. Наибольшую трудность на этом пути представляет собой формальное представление процесса формирования исходных перечней тематических направлений и системы критериев их оценки, а также оценки и уточнения этих перечней.

Цель статьи состоит в изложении методики выбора приоритетов при прогнозировании НТР КМО с использованием математического аппарата теории принятия решений и методов наукометрии, библиометрии, text mining и патентного анализа.

1. Постановка задачи

Исходными данными для компьютеризации научно-технического прогнозирования являются

© М.А. Данова

обязательные этапы методики прогнозно-аналитических исследований на основе Форсайт технологии, проводимой в Украине [5].

Необходимо разработать формальные средства представления и реализации таких процедур как: формирование исходного перечня тематических направлений и системы критериев их оценки, а также оценку и уточнение этих перечней.

Исходя из особенностей предметной области «Научно-техническое прогнозирование», наиболее адекватным математическим аппаратом представляющим процедуру оценки и уточнения перечней тематических направлений следует считать методы t-упорядочения и Парето-оптимальности. Для формирования как исходного перечня тематических направлений, так и системы критериев их оценки наиболее подходящими являются методы библиометрии, наукометрии, патентного анализа и text mining.

2. Общая методика выбора приоритетов при прогнозировании НТР КМО

В течение 2004–2006 годов по решению Кабинета Министров Украины выполнялась Государственная программа прогнозирования научно-технологического и инновационного развития [6]. Методика проведения предусмотренных Государственной программой прогнозно-аналитических исследований [5], разработанная украинскими учеными (Б.А. Малицким, О.С. Поповичем, В.П. Соловьевым) и основанная на комбинации методов Форсайт технологии состоит из следующих этапов:

– первый из этапов предполагает решение задачи выбора экспертов, которые будут учавствовать в прогнозно-аналитическом исследовании. При формировании группы эскпертов используется метод «снежного кома».

– на втором и третьем этапах, при помощи экспертных опросов, патентного анализа, а также «эталонного анализа» (сравнение с другими странами или регионами) происходит формирование предварительного переченя тематических направлений и системы критериев их оценки, относительно главных целей НТР КМО.

– на третьем этапе экспертам необходимо оценить полученные тематические направления по заданным критериям. Данная процедура осуществляется при помощи метода Дельфи, предполагающего опрос (анкетирование) экспертов и организации обратной связи (через проведение трех туров опроса). Результаты исследования включают сводные оценки по каждой теме, а также аналитические обзоры по тематическим направлениям.

– заключительный этап представляет собой согласование и утверждение полученных на предыдущем этапе перечней тематических направлений НТР КМО.

Приведенное выше описание основных этапов украинского форсайт-проекта позволяет утверждать, что наиболее критичным в аспекте автоматизации являются этапы «Исходный перечень тематических направлений» и «Оценка и уточнение перечней тематических направелний», что влечет за собой разработку специализированных моделей и методов их реализации.

2.1. Процедура формирования исходного перечня тематических направлений НТР КМО и системы критериев их оценки

Для формирования исходного перечня тематичсеких направлений привлекаются не только научные организации и учреждения, а также и координационные советы существующих Государственных программ. Исходными данными являются: утвержденные ранее перечни тематических направлений НТР КМО; данные зарубежных научно-технических прогнозов; украинская патентная база; данные о научной литературе и периодике (УкрИНТЭИ, Scopus, украинские электронные ресурсы свободного доступа [7]).

Процедура формирования исходного перечня тематических направлений и системы критериев их оценки заключается в применении к указанным выше исходным данным методов наукометрии (метод анализа цитирования ("цитат-индекс"), контент-анализ, тезаурусный и сленговый методы), библиометрии (статистический метод, метод подсчета количества публикаций), патентного анализа (методика комплексной оценки патентного массива Н.М. Тимофеевой), а также метода text mining (классификация, кластеризация, анализ связей). В результате формируются более совершенные перечни научно-технических направлений развития КМО, а также системы критериев их оценки.

2.2. Процедура оценки и уточнения исходного перечня тематических направлений НТР КМО

Исходными данными для выбора приоритетных направлений являются перечни целей и тематических направлений НТР объекта прогнозирования, а также система критериев их оценки, причем каждый из критериев имеет качественное или количественное значение по каждому из тематических направлений. Компьютеризация же описанного этапа строится на применении методов t-упорядочения и Парето-оптимальности, которые позволят проранжировать тематические направления относительно главных целей по заданным критериям.

2.3. Методика выбора приоритетов при прогнозировании НТР КМО

Указанные выше соображения лежат в основе подхода к частичной компьютеризации составления прогноза НТР КМО и могут быть оформлены в виде специализированная *методики*:

1. Формирование группы экспертов, которые будут учавствовать в прогнозно-аналитическом исследовании.

2. Определение исходного перечня тематических направлений НТР КМО на этапе «Исходный перечень тематических направлений»

2.1. Выявление перечней приоритетных направлений НТР КМО путем библиометрического, наукометрического и патентного анализов, оценкой зарубежных НТ прогнозов, а также добавлены утвержденные ранее приоритетные направления.

2.2. Классификация альтернатив, т.е. разбиение по тематическим направлениям.

3. Выявление критериев оценки приоритетных направлений НТР КМО на этапе «Система критериев оценки»

3.1. Выявление совокупности критериев (атрибутов, параметров, признаков), описывающих приоритетные направления. Классификация критериев.

3.2. Нормирование, шкалирование критериев.

3.3. Расчет значений каждого критерия для каждой из альтернатив (библиометрический, наукометрический, патентный анализы, статистические данные, экспертные опросы, методы text mining, экономические показатели).

3.4. Расстановка превосходства одного критерия над другим (в диалоге с компьютером).

4. На этапе «Оценка и уточнение перечней тематических направлений» При помощи методов t-упорядочения и Парето оптимальности отбирается множество наилучших тематических направлений, т.е. приоритетов НТР КМО.

5. Отправка в высшую инстанцию уточненных тематических направлений НТР КМО для согласования и утверждения.

3. Математический аппарат формального представления задачи выбора приоритетов при прогнозировании НТР КМО

Данная задача относится к классу многокритериальных задач принятия решений, поскольку задача принятия решений (ЗПР) возникает, когда присутствует несколько вариантов действий (альтернатив) для достижения заданного или желаемого результата [8]. При этом требуется выбрать наилучшую в определенном смысле альтернативу. Формально ЗПР D можно записать в следующем обобщенном виде:

$$D = < F, A, X, G, P >.$$

Здесь F – формулировка задачи принятия решения, которая включает в себя содержательное описание стоящей проблемы и при необходимости ее модельное представление, определение цели или целей, которые должны быть достигнуты, а также требования к виду окончательного результата. X – совокупность возможных вариантов (альтернатив), из которых производится выбор. A – совокупность признаков (атрибутов, параметров), описывающих варианты и их отличительные особенности. G – совокупность условий, ограничивающих область допустимых вариантов решения задачи. P – предпочтения одного или нескольких лиц принимающих решение, которые служат основой для оценки и сравнения возможных вариантов решения проблемы, отбора допустимых вариантов и поиска наилучшего или приемлемого варианта.

В терминах ЗПР альтернативам соответствуют тематические направления НТР КМО; критерии – совокупность признаков, описывающих альтернативы; граничные условия – нормы критериев по каждому тематическому направлению, а выявление превосходства одного критерия над другим относится к предпочтению лиц принимающих решение.

Данный класс задач имеет свои методы решения, к которым относятся методы t-упорядочения и Парето оптимальности.

3.1. Реализация задачи оценки и уточнения перечня тематических направлений методом Парето-оптимальности

Математическая модель многокритериальной ЗПР для нашего случая может быть представлена в виде

$$D_f =< X, f_1, f_2, ..., f_m >,$$

где X – множество допустимых альтернатив (исходов); f_j – числовая функция, заданная на множестве X, при этом $f_j(\alpha)$ есть оценка исхода $\alpha \in X$ по j-му критерию (j=1,m).

В многокритериальной ЗПР цель принимающего решение – получение исхода, имеющего как можно более высокие оценки по каждому критерию.

Пусть Y_j – множество значений функции f_i, т.е. множество всех оценок по j-му критерию (j=1,n)

$$Y = \prod_{j=1}^{m} Y_j.$$

Любой элемент $y \in Y$ представляет собой вектор $y=(y_1,y_2,\ldots,y_m)$, где $y \in Y_j$. Для всякого исхода $\alpha \in X$ набор его оценок по всем критериям, т.е. набор $(f_1(\alpha), f_2(\alpha),\ldots, f_m(\alpha))$ есть векторная оценка исхода α.

Векторная оценка содержит полную информацию о ценности (полезности) этого исхода для принимающего решение и сравнение любых двух исходов заменяется сравнением их векторных оценок.

Основное отношение, по которому производится сравнение векторных оценок (значит, и сравнение исходов), − это отношение доминирования по Парето. Здесь предпочтительным считается такой исход, для которого не существует другого исхода лучше данного хотя бы по одному критерию и не хуже него по всем остальным. Отношение доминирования по Парето определяется следующим образом.

Говорят, что векторная оценка $y=(y_1,y_2,\ldots,y_m)$ доминирует по Парето векторную оценку $y`=(y`_1,y`_2,\ldots,y`_m)$, если выполняется неравенство $y_j \geq y`_j$, причем по крайней мере для одного индекса $j=1,\ldots,n$ неравенство должно быть строгим [8].

Перенеся данные понятия на исходы получим, что исход α_1 доминирует по Парето исход α_2, если векторная оценка исхода α_1 доминирует по Парето векторную оценку исхода α_2.

Содержательно условие доминирования по Парето означает, что исход α_1 не хуже, чем исход α_2 по любому из рассматриваемых критериев, причем по крайней мере, по одному из этих критериев α_1 лучше α_2.

Исход $\alpha^* \in X$ называется Парето-оптимальным исходом в множестве X, если он не доминируется по Парето никаким другим исходом из множества X [8]. Парето-оптимальность исхода α^* означает, что он не может быть улучшен ни по одному из критериев без ухудшения по какому-нибудь другому критерию, т.е. что нельзя дальше улучшать значение одного критерия, не ухудшая при этом хотя бы одного из остальных.

3.2. Реализация задачи оценки и уточнения перечня тематических направлений методом t – упорядочения для сужения области Парето

При наличии дополнительной информации о системе предпочтений пользователя могут быть применены различные методы сужения исходного множества альтернатив – ставится задача сужения множества Парето с целью выбора нескольких альтернатив в качестве окончательного результата. Одним из таких методов является метод t - упорядочения, учитывающий предпочтения лица принимающего решение.

Пусть решается детерминистская многокритериальная задача

$$f_i(x) \to \max,\ f_i : X \to R,\ i = \overline{1,m},$$

где X– произвольное абстрактное множество.

Все критериальные функции отражают "полезность" объекта с позиций различных критериев и являются соизмеримыми - значения каждой критериальной функции изменяются в одних и тех же пределах [a, b]:

$$\forall x \in X : 0 \leq a \leq f_i \leq b,\ i = \overline{1,m}.$$

Нормированные критерии f_i и f_j называются равноценными [9] (что записывается в виде $f_i = f_j$), если всякие две векторные оценки Z, W, где

$$Z = (z_1;\ldots;z_i;\ldots;z_j;\ldots;z_m),\ Z = f(x),\ x \in X$$

$$W = (z_1;\ldots;z_i+\delta;\ldots;z_j-\delta;\ldots;z_m)$$

одинаковы по предпочтительности при любом δ (большем или меньшем нуля), удовлетворяющем неравенствам:

$$a \leq z_i + \delta \leq b,\ a \leq z_j - \delta \leq b.$$

Критерий f_i более важен, чем критерий f_j [9] (что записывается в виде $f_i > f_j$), если векторная оценка

$$Z = (z_1;\ldots;z_i;\ldots;z_j;\ldots;z_m)$$

менее предпочтительна, чем оценка

$$W = (z_1;\ldots;z_i+\delta;\ldots;z_j-\delta;\ldots;z_m),$$

где $\delta \in \{\delta > 0 \mid z_i + \delta \leq b,\ a \leq z_j - \delta\}$.

Таким образом, перенос δ единиц ($\delta > 0$) с частной оценки z_j на частную оценку z_i приводит к улучшению ситуации, если $f_i > f_j$.

Приведенные в этих определениях интерпретации ординальной информации лица, принимающего решения позволяют строить отношения доминирования более сильные, чем отношение Парето.

Выводы

1. Проведен анализ публикаций, посвященных состоянию проблемы компьютеризации процесса прогнозирования НТР КМО на основе Форсайт технологии.

2. Проанализированы особенности адаптации Форсайт технологии для ее реализации в Украине.

3. Изложена методики выбора приоритетов при прогнозировании НТР КМО.

Полученные результаты служат методической основой для создания системы комплексной автоматизации процесса прогнозирования НТР КМО.

Литература

1. Об утверждении плана мероприятий по реализации основ политики Российской Федерации в области развития науки и технологий на период до 2010 года и дальнейшую перспективу [Текст]: распоряжение Правительства РФ от 7 февраля 2006 г. № 156 // Собр. законодательства РФ. – 2003. – № 30. – С. 150.

2. Про пріоритетні напрями розвитку науки і техніки [Текст]: закон України від 11 липня 2001р. № 2623-III // Відомості Верховної Ради України, 2001. – № 48. – С. 253.

3. Loveridge, D. United Kingdom Foresight Programme [Text] /D. Loveridge, L. Georghiou, M. Neveda. – PREST. – University of Manchester, 2001. – 200 p.

4. Шелюбская, Н.В. Форсайт – механизм определения приоритетов формирования общества знаний стран Западной Европы [Текст] / Н.В. Шелюбская. – К.: Фенікс, 2007. – 60 с.

5. Маліцький, Б.А. Методичні рекомендації щодо проведення прогнозно-аналітичного дослідження в рамках Державної програми прогнозування науково-технологічного та інноваційного розвитку України [Текст] / Б.А. Маліцький, О.С. Попович, В.П. Соловйов. – К.: Фенікс, 2004. – 52 с.

6. Про затвердження Державної програми прогнозування науково-технологічного та інноваційного розвитку на 2004–2006 роки [Текст]: постанова Кабінету Міністрів України від 25 серпня 2004 р. № 1086.

7. Украинские электронные ресурсы свободного доступа [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://library.sumdu.edu.ua/index.php?option=com_content&view=article&id=51&lang=ru&Itemid=. – 3.05.2013.

8. Петровский, А.Б. Теория принятия решений : учебник для студ. высш. учеб. заведений [Текст] / А.Б. Петровский. – М.: Изд-во Академия, 2009. – 400 с.

9. Поспелова, И.И. Многокритериальные задачи принятия решений [Текст]: учеб. пособие / И.И. Поспелова, Л.А. Лотов. – М.: МАКС Пресс, 2008. – 197 с.

Поступила в редакцию 03.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Программная инженерия С.Ю. Шабанов-Кушнаренко, ХНУРЭ, Харьков.

МЕТОДИКА ВИБОРУ ПРІОРИТЕТІВ ПРИ ПРОГНОЗУВАННІ НАУКОВО-ТЕХНІЧНОГО РОЗВИТКУ ВЕЛИКОМАСШТАБНИХ ОБ'ЄКТІВ НА ОСНОВІ ТЕХНОЛОГІЇ ФОРСАЙТ

М.О. Данова

Проведений огляд публікацій, присвячених особливостям вживання технології Форсайт для прогнозування науково-технічного розвитку великомасштабних об'єктів (ВМО). Наведено постановку задачі формування методики вибору пріоритетів при прогнозуванні науково-технічного розвитку (НТР) ВМО на основі технології Форсайт. Відображено процедури формування, оцінки та уточнення початкового переліку тематичних напрямів НТР ВМО і системи критеріїв їх оцінки. Описана загальна методика вибору пріоритетів при прогнозуванні НТР ВМО. Наведено короткий зміст методів t-впорядкування та Парето - оптимальності.

Ключові слова: методика вибору пріоритетів, Парето оптимальність, багатокритеріальні задачі, науково-технічний розвиток, форсайт, комп'ютерна система прогнозування.

METHODS OF SELECTION PRIORITIES FOR FORECASTING THE SCIENTIFIC AND TECHNICAL DEVELOPMENT OF LARGE-SCALE OBJECTS ON THE BASIS OF TECHNOLOGY FORESIGHT

M.A. Danova

The review of the publications devoted to features of application of technology Foresight for forecasting of scientific and technical development of large-scale objects (LCO) is carried out. The problem statement of formation methods for the selection of priorities in the forecasting of scientific and technical development (STD) of LCO on the basis of technology Foresight is given. Procedures of formation, assessment and elaboration of the original enumeration of subject direction STD of LCO and criteria for their evaluation are reflected. A general methods of selection priorities for forecasting STD of LCO is described. The brief content of the methods t-ordering and Pareto optimality is given.

Key words: methods of selection priorities, Pareto optimality, multicriterion problems, scientific and technical development, the foresight, the computer system of forecasting.

Данова Мария Александровна – аспирант каф. инженерии ПО Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: danovamariya@gmail.com.

УДК 004.78; 681.5

В.А. ДЕМЬЯНЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

МЕТОД ЗНАНИЕОРИЕНТИРОВАННОЙ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКЕ ПРОИЗВОДСТВА ТОВАРОВ НАРОДНОГО ПОТРЕБЛЕНИЯ НА МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОМ ПРЕДПРИЯТИИ

Проведен анализ комплексной автоматизации процессов подготовки производства товаров народного потребления (ТНП) на многономенклатурных машиностроительных предприятиях (ММП). Показано, что главной проблемой является синтез CALS-системы, способной обеспечивать единство информационного пространства в рамках ММП при одновременном производстве основной продукции и ТНП. В качестве методической основы синтеза рассматриваемой CALS-системы использована агентная парадигма. Изложен метод координации действий отдельных служб ММП при организации ТНП. Реализация метода продемонстрирована на примере технологической подготовки производства ТНП.

Ключевые слова: *многономенклатурное машиностроительное предприятие, товары народного потребления, CALS-система, технологическая подготовка производства, интеллектуальный агент, фасилитатор, система поддержки принятия решений.*

Введение

Современная общемировая тенденция в организации производства на многономенклатурных машиностроительных предприятиях (ММП), выпускающих сложную технику, заключается в комплексной их автоматизации на основе CAD/CAM/CAE/PLM и CALS-систем [1]. Реализация такого подхода требует постоянной координации усилий большого числа специалистов, обеспечивающих различные этапы жизненного цикла изделий. При этом непременным условием эффективной координации работ специалистов при соблюдении единой стратегии является наличие гомогенной информационной среды в рамках отдельного предприятия или концерна. Такая среда призвана не только обеспечить автоматизацию выполнения отдельных подзадач, но и обеспечить обмен информацией между отдельными пользователями для координации их работы по поиску глобально оптимального или близкого к таковому решения (поскольку локально оптимальное решение не учитывает общие для всей системы ограничения) [1]. В настоящий момент действует серия международных стандартов, представляющих CALS-технологии, среди которых требования по обеспечению единой информационной среды регламентирует стандарт ISO 10303 STEP (Standard for Exchange of Product data).

Попытки решения задачи эффективной организации командного взаимодействия в рамках единого информационного пространства предпринимаются различными учеными на протяжении последних 20 лет, при этом исследователи используют следующие методы и средства: технологии распределенного решения задач параллельного проектирования [2], общие архитектуры или платформы инженерных и промышленных приложений [1]. Кроме того, весьма перспективным признан подход, основанный на использовании средств инженерии знаний, прежде всего мультиагентных [2] и мультиэкспертных систем [3].

Существующие в настоящее время CALS-системы [1] имеют ряд характерных особенностей. Они, как правило, разработаны по индивидуальному заказу под конкретную группу предприятий в рамках одного концерна, а также ориентированы на крупносерийное и массовое производство. Вместе с тем, в настоящее время значительную долю в общем объеме выпускаемой продукции на отечественных ММП занимают товары народного потребления (ТНП). Производство ТНП, как правило, осуществляется параллельно выпуску основной продукции, однако специфика их производства существенно отличается от последней. Указанное обстоятельство порождает необходимость разработки специальных средств, которые обеспечили бы однородность информационного пространства при комплексной автоматизации ММП. При этом особую актуальность имеет применение таких средств на этапе технологической подготовки производства (ТПП) ТНП, в силу частых изменений в их номенклатуре и появлении новых модификаций, по сравнению с основной продукцией ММП.

Цель статьи состоит в описании знаниеориентированного метода поддержки принятия решений при ТПП ТНП персоналом технологической службы ММП.

© В.А. Демьяненко

1. Постановка задачи

Исходя из особенностей рассматриваемого объекта, проблематика создания CALS-системы ММП, способной, наряду с выпуском основной продукции, поддерживать комплекс процессов, связанных с производством ТНП, лежит в аспектах разработки математического и программного обеспечения CALS.

Таким образом, задача организации производства ТНП на ММП включает два основных этапа: разработки метода взаимодействия функциональных подсистем (математический аспект разработки CALS ММП); разработка программно-инструментальных средств развертывания и поддержки единого информационного пространства (программный аспект разработки CALS ММП).

2. Агентная парадигма как основа синтеза CALS – системы ММП

Поскольку в комплексе работ по организации производства ТНП, принимает участие большое количество различных служб ММП, каждая из которых, имея в своем составе множество структурных единиц, работает над решением своей локальной задачи, методы поддержки принятия координирующих решений в рамках одной службы (например, технологической) можно распространить и на все предприятие в целом.

Системы поддержки коллективной работы [4] делятся на два класса: мультиэкспертные системы (использующие концепцию «классной доски») и мультиагентные системы.

Под агентом мультиагентной системы принято понимать механизм инкапсуляции и обмена распределенными знаниями и функциями [4]. Каждый агент - это процесс, обладающий определенной частью знаний об объекте проектирования и возможностью обмениваться этими знаниями с остальными агентами. В зависимости от типа, агент может поддерживать и интерфейс с пользователем. Под многоагентной системой будем понимать многокомпонентную систему, состоящую из агентов со специфицированным интерфейсом.

В мультиагентной системе каждый агент строит собственную модель текущего решения, основываясь на своих данных и данных других агентов. В таких системах имеются коммуникационный протокол и формат сообщений (язык коммуникаций), в соответствии с которым должны оформляться запросы и ответы [4]. Обобщенно можно сказать, что агенты автономны и гетерогенны, т.е. отсутствует единое управление. Коммуникации между агентами могут быть синхронными и асинхронными, направленными (peer-to-peer), общими (broadcast) или групповыми (multicast). Важно, что семантика сообщений между агентами должна быть высокого уровня. Это означает не тривиальную пересылку команд на запуск/останов, а полную реализацию информационных потоков между агентами в системе путем обмена сообщениями на языке, аналогичном языку высокого уровня в программировании [2].

Учитывая структуру технологической службы ММП (а именно предметную специализацию подразделений, а также деление их по видам выполняемых работ), а также изложенное выше описание подходов к организации коллективного взаимодействия можно сделать вывод о принципиальной возможности применения именно мультиагентной технологии при синтезе систем поддержки принятия координирующих решений на предприятии. В пользу этого также говорит постановка задач для подразделений технологической службы: расцеховка делает возможной параллельную работу подразделений и независимость на определенном этапе локальных решений между собой.

Применение агентного подхода даст в результате возможность реализации CALS как единой системы управления ММП с распределенным интеллектом, которая имеет множество положительных свойств: это и обработка информации, приближенная к местам ее получения, повышение надежности и отказоустойчивости системы в целом, эффективное распараллеливание работы различных структурных единиц предприятия, обеспечение полной наблюдаемости системы (что абсолютно невозможно в случае использования монолитной системы).

Поддержка моделей взаимодействия, основанных на концепции языка взаимодействия агентов (Knowledge Query and Manipulation Language - KQML), требует соответствующих соглашений между всеми подсистемами [3]. Поэтому первый вопрос, который возникает в процессе сопряжения различных систем или компонент, связан с введением в архитектуру дополнительного уровня или класса агентов, ответственного за преобразование форматов информационного обмена.

Для поддержки обработки описанного выше контекста сообщений между подсистемами могут быть использованы специальные коммуникационные агенты (фасилитаторы, медиаторы или информационные агенты [3]), которые располагаются между отправителем и получателем сообщения и выполняют действия по стандартизации интерфейса, интеграции информации из различных источников, преобразованию запросов и ответов.

Использование фасилитаторов становится особенно важным в условиях интеграции новых информационных систем с существующими, которые не имеют необходимой степени гибкости в преобразовании входных/выходных форматов. Агенты (и другие программные компоненты системы) взаимодействуют с использованием фасилитаторов, которые могут выполнять преобразования специфических внутренних

форматов представления данных (знаний) из/в стандартный формат обмена знаниями (Knowledge Interchange Format - KIF). Таким образом, каждый агент выполняет логический вывод в своих внутренних терминах, а получает и передает информацию другим агентам в необходимой им для понимания форме посредством фасилитаторов.

Каждый фасилитатор отвечает за обеспечение интерфейса между локальным объединением агентов (в рамках подсистемы) и удаленными агентами и преследует тем самым 4 основных цели: 1) обеспечивает надежный механизм передачи сообщений, 2) маршрутизирует сообщения по назначению, 3) преобразует приходящие сообщения в формат представления адресата, 4) осуществляет мониторинг агентов.

Таким образом, использование промежуточных агентов (фасилитаторов), особенно при условии интеграции существующих систем, позволяет получить гомогенное информационное пространство для работы всей системы, а также возможность отслеживания несоответствий при формировании решений в отдельных подсистемах и обеспечения их корректировки для поддержки адекватного формирования согласованных комплексных решений масштаба структурной единицы (или предприятия в целом). Результат будет зависеть от сложности исполнения фасилитаторов и от трактовки выполняемых ими задач (преобразование сообщений, корректировка результатов вывода подсистем и т.д.).

3. Архитектуры и спецификации агентных систем для поддержки единого информационного пространства в рамках технологической службы ММП

Существующие варианты архитектур многоагентных систем и рациональный выбор архитектуры отдельного агента и многоагентной системы в целом существенно зависят концептуальной модели агента, принятого для ее описания формализма и языка спецификаций, математической модели кооперации агентов при совместном функционировании в системе, на какое приложение или класс приложений ориентирована многоагентная система, а также от ряда других факторов.

В настоящее время индустрия агентов регламентируется стандартами MASIF и FIPA, дающих рекомендации к созданию систем мобильных агентов и систем интеллектуальных агентов соответственно.

Серия стандартов FIPA описывает архитектуру мультиагентной системы и структуру самого агента, делая в основном упор на реализуемые агентами функции, и таким образом, могут являться основой для синтеза промышленной системы поддержки принятия координирующих решений на машиностроительном предприятии. Кроме того, стандартах FIPA описывается возможность интеграции агентной системы с существующим программным обеспечением, что является важным свойством создаваемой системы.

4. Метод актуализации текущего состояния производства ТНП в базах знаний и данных CALS –системы ММП

Назначение системы актуализации текущего состояния: поддерживать актуальность данных и значений предикатов баз знаний систем поддержки принятия решений (СППР) представителей административно-управляющего персонала технологической службы, отражать в соответствующих подсистемах все изменения, происходящие в предметной области, получая актуальные данные от системы мониторинга, основанной на технологии PDA [5].

Входные данные: текущие (актуальные на определенный момент времени) значения переменных, определенных для предметной области в виде файла обмена данными определенного формата; правила отражения переменных в виде правил (занесены в базу правил агента).

Результаты работы агента: любые изменения текущего состояния объекта, получаемые от системы мониторинга или из других источников в виде изменения текущих значений переменных, непосредственно отражаются в подсистемах СППР, которые имеют возможность постоянно оперировать актуальными данными.

Режимы работы агента:

1. Наполнение базы правил и настройка параметров работы (в том числе подключение конкретных подсистем) – рис.1.

2. Автономное функционирование в выбранном режиме (постоянно или по запросу).

На рис. 1. показано:

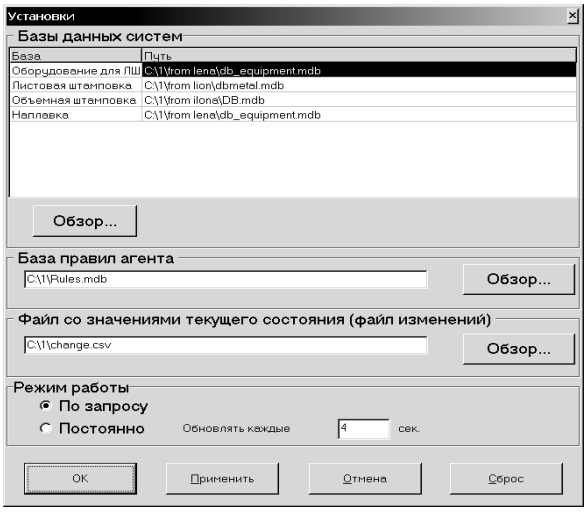


Рис. 1. Интерфейс настройки агента мониторинга – режим выбора связи с базами данных обновления и выбора баз правил и файла изменений

– db_equipment.mdb, dmetal.mdb, DB.mdb – базы данных, содержащие предикаты баз знаний соответствующих подсистем поддержки принятия решений (СППР по выбору оборудования, СППР по листовой и объемной штамповке и по наплавке);

– change.csv – файл с текущими значениями переменных объекта (получен от системы мониторинга);

– rules.mdb – база знаний в виде правил, которая используется для актуализации текущего состояния объекта мониторинга в базах знаний подсистем СППР.

Метод поддержки принятия решений в процессе ТНП включает следующие шаги:

1. Периодически или по запросу считывание файла с текущими данными из каталога обмена (определив предварительно наличие этого файла).

2. Синтаксический разбор считанного файла, удаление комментариев, возможных ошибок, считывание команд (пока что в стадии разработки), получение данных о текущем состоянии (формат согласовывается с системой мониторинга), запись их во внутренний формат агента.

3. Обработка каждой записи данных текущего состояния состоит в изменении предикатов баз знаний соответствующих подсистем и производится на основе правил, которыми заполняется база агента (таким образом реализуется полная независимость данных от кода и гибкость настройки агента под конкретную базу знаний). В процессе вывода имеется возможность отражать изменение одного параметра в нескольких базах знаний, а также отражать изменения сразу в нескольких параметрах в одной базе. Порядок действий агента на этом шаге:

– определение подсистемы, в которой производится обновление текущего состояния;

– поиск необходимой базы данных (как структурной составляющей базы знаний соответствующей подсистемы);

– идентификация изменяемого объекта в базе данных;

– выполнение необходимых действий над объектом (обновление, добавление, удаление);

– запись каждого обновления в общую базу данных текущего состояния с указанием даты и времени поступления данных (формирование базы данных текущего состояния с историй изменений);

– запись результатов действий в файл отчета;

– в случае вызова по запросу программы, осуществляющей мониторинг, посылка этой программе сообщения о результатах обработки полученных данных.

Логически система отражения текущего состояния представляет собой несколько агентов (т.е. является по сути мультиагентной системой), каждый из которых обслуживает определенную подсистему принятия решений. В целях удобства администрирования в прототипе системы конструктивно все агенты выполнены в виде потоков (threads) одного приложения, которое осуществляет все указанные выше действия. Существует возможность запуска одновременно нескольких процессов, осуществляющих обработку данных (при возросшей нагрузке на один модуль), а также разделение агента на несколько модулей, для обеспечения функционирования подсистем на физически различных платформах. Принципиально возможно получение данных от других источников (АРМ, система учета на складе и проч.), для этого необходима настройка базы правил агента и согласование формата обмена данными.

База правил агента структурирована относительно подсистем, поэтому обновление может происходить параллельно, не вызывая задержек и коллизий.

Программная реализация – подсистема актуализации данных мониторинга реализована с помощью интегрированной среды программирования Delphi 6.0 с применением возможностей многопоточной обработки данных.

Так как агент функционирует автономно, следовательно сведен к минимуму его прикладной интерфейс, который позволяет настраивать основные параметры работы агента и просматривать совершенные им действия.

Во время работы основное окно, а также окно настроек агента скрыто для пользователя, агент проявляет себя только значком в системном лотке Windows.

В результате актуализации баз знаний пользователь получает новое качество исходной системы: постоянно обновляемую базу знаний, которая может осуществлять вывод на знаниях, основываясь на текущем состоянии ресурсов. При разработке системы также была проведена реализация прототипа подобной системы на основе существующего стандарта ДСТУ на использование технологии CORBA для построения распределенных систем.

5. Разработка типового фрагмента мультиагентной CALS-системы по технологической подготовке производства ТНП на ММП

На основании обзора агентных систем был выбран стандарт FIPA на создание программных агентов, т.к. именно этот стандарт полностью реализует идеи интеграции создаваемой СППР в существующую систему (в данном случае АСУ).

На рис. 2. применительно к разрабатываемой СППР коммуникационный канал реализован в виде протокола обмена сообщениями между агентами, агент-брокер используется только при реализации СППР с использованием технологии CORBA, агент-обложка реализован в виде модуля, вызывающего функции программного интерфейса существующего

программного обеспечения (например, API САПР ТП «Компас-Вертикать»), агент-клиент представляет собой типовой блок разрабатываемой СППР (т.е. координатора и распознавателя, связанных между собой).

После выбора принципиальной агент ной платформы необходимо синтезировать типовую структуру блока принятия решений, описываемого гибридным автоматом. Такая структура представлена ниже на рис. 2. Для общения между агентами может быть использован стандартный агентный «язык» KQML, но по причине необходимости передачи информации лишь в форме предикатов, для конкретной реализации был выбран формат обмена на основе XML. С его помощью была реализована передача предикатов в создаваемой системе (например, для обмена информацией между координатором и распознавателем).

После представления общей структуры решающего блока (агента) необходимо синтезировать структуру СППР в целом (или типового ее фрагмента).

Эти структуры изображены на рис. 2 и 3.

Интеграция СППР показана на примере пакета «Компас-Автопроект», который чаще всего используется на отечественных ММП и имеет развитый программный интерфейс, позволяющий получать всю необходимую информация как о технологическом процессе сборки или изготовления детали (вплоть до отдельных переходов), так и о параметрах каждой операции таких технологических процессов.

Программный комплекс КОМПАС-Автопроект состоит из двух взаимосвязанных подсистем: КОМПАС-Автопроект-Спецификации и КОМПАС-Автопроект-Технология.

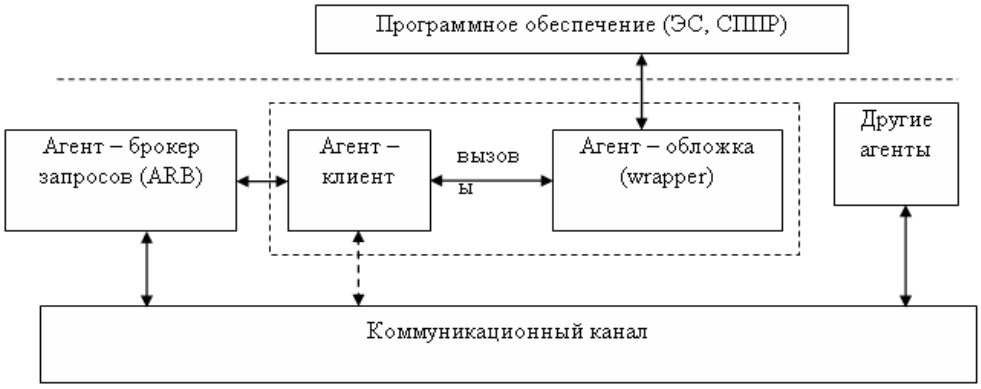


Рис. 2. Схема интеграции агента с существующим программным обеспечением (FIPA ‘2000)

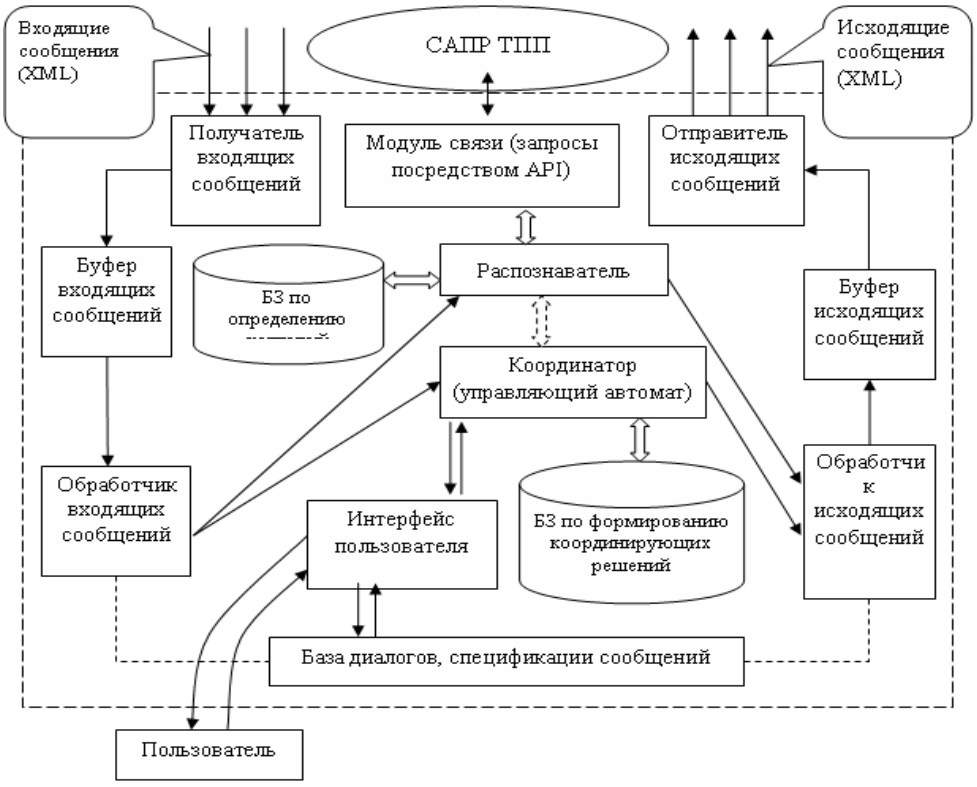


Рис. 3. Функциональная схема автоматной реализации СППР по формированию координирующих решений при организации производства ТНП на ММП

В первой из названных подсистем концентрируются технологические задачи, связанные с составом изделия, а во второй — с проектированием технологиче-ских процессов. Такая схема построения продиктована необходимостью интеграции технологического модуля с PDM-системами — как собственными, так и внешними. Также обеспечивается возможность доступа ко всей информации в системе через развитый программный интерфейс (Application Programming Interface – API).

Выводы

В статье проведен анализ возможностей применения существующих методов и средств построения информационных систем класса CALS для комплексной автоматизации подготовки производства ТНП и основной продукции на ММП. Изложен метод координации действий отдельных служб ММП в процессе подготовки производства ТНП. В основу метода положена многоагентная парадигма, в рамках которой осуществлена программная реализация типового фрагмента СППР в виде интеллектуального агента.

Показан вариант реализации метода для задачи ТПП ТНП в виде прототипа агента актуализации текущего состояния производства в базах знаний и данных СППР.

Литература

1. Норенков, И.П. Информационная поддержка наукоемких изделий. CALS-технологии [Текст] / И.П. Норенков, П.К. Кузьмик. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – 320 с.

2. Алиев, Р.А. Методы интеграции в системах управления производством [Текст] / Р.А. Алиев. – М.: Энергоатомиздат, 1989. – 269 с.

3. Алиев, Р.А. Методы и алгоритмы координации в промышленных системах управления [Текст] / Р.А. Алиев, М.И. Либерзон. – М.: Радио и связь, 1987. – 208 с.

4. Шостак, И.В. Интеллектуализация процессов технологической подготовки производства на основе мультиагентной технологии [Текст] / И.В. Шостак, А.С. Топал // Вестник двигателестроения. – 2003. – № 2. – С. 187–191.

5. Топал, А.С. Формирование комплексных решений в интеллектуальных производственных системах [Текст] / А.С. Топал // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 26. – Х., 2005. – С. 106–110.

Поступила в редакцию 8.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры программной инженерии С.Ю. Шабанов-Кушнаренко, ХНУРЭ, Харьков.

МЕТОД ЗНАННЯОРІЄНТОВАНОЇ ПІДТРИМКИ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ ПРИ ТЕХНОЛОГІЧНІЙ ПІДГОТОВЦІ ВИРОБНИЦТВА ТОВАРІВ НАРОДНОГО СПОЖИВАННЯ НА МАШИНОБУДІВНОМУ ПІДПРИЄМСТВІ

В.А. Дем'яненко

Проведено аналіз комплексної автоматизації процесів підготовки виробництва товарів народного споживання (ТНС) на багатономенклатурних машинобудівних підприємствах (БМП). Показано, що головною проблемою є синтез CALS-системи, здатної забезпечувати єдність інформаційного простору в рамках БМП при одночасному виробництві основної продукції та ТНС. В якості методичної основи синтезу розглянутої CALS-системи використана агентна парадигма. Викладено метод координації дій окремих служб БМП при організації ТНС. Реалізація методу продемонстрована на прикладі технологічної підготовки виробництва ТНС.

Ключові слова: багатономенклатурне машинобудівне підприємство, товари народного споживання, CALS-система, технологічна підготовка виробництва, інтелектуальний агент, фасилітатор, система підтримки прийняття рішень.

THE KNOWLEDGE-ORIENTED METHOD OF SUPPORT OF DECISION-MAKING BY TECHNOLOGICAL PREPARATION OF PRODUCTION OF CONSUMER GOODS AT MACHINE-BUILDING ENTERPRISE

V.A. Demyanenko

The analysis of complex automation the process of preparation of production of the consumer goods (CG) at the multiproduct engineering enterprises (MEE) is carried out. It is shown that the main problem is synthesis of the CALS-system, capable to provide common information space within MEE by simultaneous production of the main production and CG. As a methodical basis of synthesis of considered CALS-system the agent paradigm is used. The method of coordination the actions of separate services MEE of the CG organization is stated. Implementation of a method is shown on the example of technological preparation of production the CG.

Keywords: multiproduct engineering enterprise, consumer goods, CALS system, technological preparation of production, intellectual agent, facilitator, decision making support system.

Демьяненко Владислав Анатольевич – ассистент каф. Инженерии ПО Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: dvavlad@mail.ru.

УДК 681.5

В.В. ЛЮБЧЕНКО

Національний авіаційний університет, Україна

ОБРОБКА ІНФОРМАЦІЇ В СИСТЕМІ КЕРУВАННЯ ПРОМИСЛОВИМ ПІДПРИЄМСТВОМ

Розроблена функціональна схема автоматизованого виробництва промислового підприємства, яка зображено у вигляді сукупності організаційних, інформаційно-керуючих і виконуючих систем. У структурну схему внесений блок системи управління інформаційними потоками виробництва, що дозволяє контролювати, надсилати всі інформаційні потоки автоматизованого виробництва, а також зберігати їх у базі даних. Розглянуто метод оцінки й аналізу кількості інформації що передається по комп'ютерній системі підприємства, наведено основні її властивості. Показана кількісна статистична міра інформації.

Ключові слова: *інформація, кількість інформації,, статистичний підхід, обробка інформації, інформаційні системи, ентропія системи.*

Вступ

Сучасний етап розвитку економіки України характеризується необхідністю розвитку перспективних напрямків науки і техніки та підвищенням ефективності виробництва з метою підвищення якості продукції до світових стандартів. Для вирішення цих задач керівництву підприємства необхідна оперативна та достовірна інформація про фактичний стан виробництва, кількості матеріальних ресурсів, а також інформація про ситуацію на ринку.

Одним із ефективних напрямків удосконалення управління підприємством є розробка і впровадження сучасних інформаційно-управляючих систем із необхідними засобами обробки інформації, які дозволяють:

– швидко, якісно та надійно здійснювати отримання, передачу, зберігання, обробку інформації, а також її захист від несанкціонованого доступу;

– скоротити витрати часу на внесення змін до виробничого процесу;

– забезпечити якісною і надійною інформацією в оптимальні терміни керівництво і управлінсько-технічний персонал підприємства;

– мінімізувати час отримання достовірної інформації по оперативному управлінню підприємством;

– удосконалення організації виробництва на базі широкого застосування багатоцільового технологічного устаткування [1].

Від управління інформаційними і матеріальними потоками, на всіх стадіях виробництва, залежить ефективна діяльність сучасних промислових підприємств. Автоматизоване робоче місце дозволяє в реальному часі обробити інформацію та контролювати технологічний процес [2].

Основне завдання синтезу підсистеми обробки інформації в системі управління виробництвом, відповідають державним науково-технічним програмам. Тому ця задача є актуальною.

Постановка задачі. Необхідно визначити кількість інформації, яка передається, обробляється в системі управління промисловим підприємством і розглянути методи її оцінки.

1. Функціональна схема управління підприємством

Одним із найбільш поширених методів управління підприємством є розроблений в США стандарт MRP II(Manufacturing Resource Planning): набір провірених на практиці принципів, моделей і процедур управління і контролю. Для досягнення росту і якості виробництва використовують міжнародний стандарт ISO 9000, а також використання CALS- технологій (Continuous Acquisition and Life cycle Support) дозволяє підвищити ефективність підприємства за рахунок використання інформаційних технологій, забезпечуючи протікання процесів на всьому етапі виробництва.

Управлінські інформаційні системи послідовно реалізують принципи єдності виробничого процесу та інформаційного процесу супроводу через застосування технічних засобів збору, накопичення, обробки і передачі інформації в поєднанні з використанням аналітичних методів математичної статистики, моделей прогнозно-аналітичних розрахунків та інших необхідних прикладних засобів. У виробни-

© В.В. Любченко

чо-господарській структурі підприємства забезпечується узагальнення інформації «знизу - нагору», конкретизація інформації «зверху - униз», а також уніфікується інформаційний процес, спрямований на отримання науково-технічної, планової, контрольної, облікової й аналітичної інформації.

Підвищення ефективності використання інформаційних систем досягається шляхом наскрізної структури та сумісності інформаційних систем, які дозволяють усунути дублювання і забезпечують багатократне використання інформації, встановлюють визначені інтеграційні зв'язки, обмежують кількість показників, зменшують обсяг інформаційних потоків, підвищують рівень використання інформації. Інформаційна система повинна підтримувати такі функції, як надання інформації та створення найзручніших умов для її поширення, обробки і зберігання [3].

Структуру системи автоматизованого виробництва промислового підприємства можна подати у вигляді сукупності організаційних систем, інформаційно-керуючих систем і виконуючих систем (рис. 1).

Основою інформаційної системи промислового підприємства є підсистеми: прийняття рішення на основі аналізу даних, бази даних а також автоматизована система виробництва продукції [4].

До системи управління інформаційними потоками надходить інформація про роботу всіх підсистем, де вона частково копіюється в базу даних і надсилається по необхідному адресату.

Ця схема виробництва дозволяє контролювати весь процес виробництва, вносити зміни на всіх етапах, і своєчасно отримати інформацію про причини призупинення виробництва.

Відповідно до структурної схеми автоматизованого виробництва, можна відзначити, що інформаційні потоки між різними підрозділами мають різні об’єм переданої інформації, та інформації що стоїть в черзі на обробку.

2. Кількість інформації і методи оцінки

Для оцінки і визначення кількості інформації використовуються підходи: статичний, структурний, прагматичний, семантичний. Історично найбільший розвиток отримав статичний підхід.

Використовуючи статичний підхід теорії інформації можемо провести опис і оцінку методів передачі, зберігання і класифікації інформації. В ньому приділяється увага ймовірності розподілу появи окремих повідомлень і побудови узагальнених характеристик для оцінки кількості інформації в повідомленні або в їх сукупності [1].

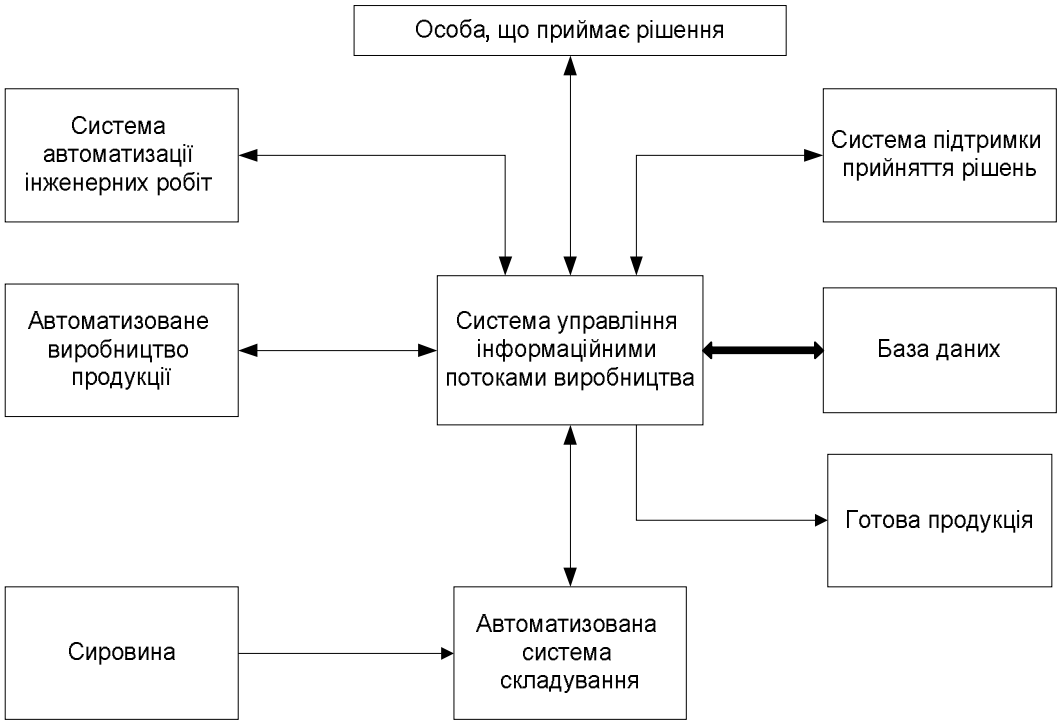


Рис. 1. Функціональна схема
автоматизованого виробництва промислового підприємства

В теорії інформації введено поняття кількість інформації як міри невизначеності стану системи, яка змінюється при отриманні інформації. Кількісне вираження невизначеності стану отримала назву ентропії. При отриманні інформації зменшується невизначеність системи тобто зменшується ентропія. При умові, що ентропія дорівнює нулю, то про стан системи відома вся інформація та спостерігачу вона подається повністю упорядкованою.

Зменшуючи невизначеність стану системи визначимо кількість інформації:

$$I(X) = H(X) - H'(X),$$

де X – інформація про систему, I(X) – отримання додаткової інформації про систему, H(X) – апріорна ентропія, H′(X) – невизначеність стану системи після отримання інформації.

Якщо система X має дискретний стан (тобто переходить із стану в стан дискретно) і їх кількість дорівнює N, а ймовірність знаходження системи в кожному із станів $P_1, P_2, P_3, ..., P_N$, якщо $\sum_{i=1}^{N} P_i = 1$ і $P_i \le 1$, то згідно теореми К. Шеннона ентропія системи дорівнює :

$$H(X) = -K_0 \sum_{i=1}^{N} P_i \log_a P_i ,$$

де K_0 і основа логарифму a визначають систему одиниць виміру кількості інформації. Логарифмічна міра інформації була запропонована Хартлі для представлення технічних параметрів систем зв'язку, як більш зручна і більш близька для сприйняття людиною.

Знак мінус використовується для того, щоб значення ентропії було додатнім, так як $P_i < 1$ і алгоритм в цьому випадку від'ємний. Якщо всі стани в системі рівно можливі ($P_i = \frac{1}{N}$), то ентропію розраховують по формулі:

$$H(X) = -K_0 \sum_{i=1}^{N} \frac{1}{N} \log_a = K_0 \log_a N .$$

Ентропія H має наступні властивості:

– H=0 у випадку, коли всі ймовірності дорівнюють нулю, крім одної, яка в свою чергу дорівнює одиниці. Таким чином H=0 тільки у випадку повної визначеності стану системи;

– при заданому числу станів системи N величина H максимальна і дорівнює $K_0 \log_a N$, коли всі P_i рівні.

Використовуючи формулу Хартлі:

$$I = \log_2 N \qquad (1)$$

покажемо , що для знаття невизначеності системи із рівно можливими станами залежить тільки від кількості цих станів.

Інформація про стани системи представляється оператору (одержувачу) у формі повідомлень, які можуть бути представлені у різній формі, наприклад у формі кодових комбінацій, використовуючи m різних символів і n розрядів. Якщо код не надлишковий, то кожна кодова комбінація відображає один із станів системи. Кількість кодових комбінацій буде:

$$N = m^n .$$

Підставимо це у формулу 1 і отримаємо:

$$I = n \log_2 m .$$

Якщо код двійковий, то кількість інформації в повідомленні становить n двійкових одиниць (біт). Уведена кількісна статистична міра інформації широко використовується в теорії для оцінки власної, спільної, умовної та інших видів інформації.

Визначимо інформацію системи управління інформаційними потоками виробництва, що зберігається в даному конкретному повідомленні, яке дає користувачу інформацію про можливості існування конкретного стану системи. Із цього випливає, що кількість інформації, в повідомленні X_i визначається як:

$$I(X_i) = -\log_2 P(X_i) .$$

Розглянемо основні властивості власної інформації:

– власна інформація не від'ємна;

– чим менша ймовірність виникнення повідомлення тим більше інформації воно зберігає;

– якщо повідомлення має ймовірність виникнення 1, то це повідомлення не несе ніякої інформації, так як зарані відомо, що прийде це повідомлення і ніякої нової інформації воно не надасть;

– власній інформації притаманна властивість адитивності, тобто кількість інформації кількох незалежних повідомлень дорівнює сумі власної інформації повідомлення:

$$I(X_i Y_i) = -\log_2 P(X_i) - \log_2 P(Y_i) \approx I(X_i) + I(Y_i)$$

при умові, що повідомлення Y_i і X_i статично незалежні, тобто

$$P(X_i Y_i) = P(Xi) * P(Y_i),$$

де Y_i - повідомлення системи [5].

Структурний підхід пов'язаний із проблемою зберігання,обробки та виведення інформації. По мірі збільшення об'ємів збереженої інформації в комп'ютерах все більшого значення набуває вибір структури інформаційної бази даних. Від структури залежать такі параметри, як час доступу до даних, час запису і зчитування інформації.

Висновок

В роботі запропонована функціональна схема автоматизованого виробництва промислового підприємства, в якій показаний процес обробки інформаційного потоку при виробництві готової продукції.

Показано метод оцінки інформації при статистичному підході обробки, передачі та зберіганню інформації.

Література

1. Советов, Б.Я. Информационные технологии [Текст] / Б.Я. Советов, В.В. Цехановский. – 2-е изд. – М.: Высш. шк., 2006. – 263 с.

2. Информационные системы и технологии в экономике [Текст] / Т.П. Барановская, В.И. Лойко, М.И. Семенов, А.И. Трубилин. – 2–е изд. – М.: Финансы и статистика. – 2005. – 416 с.

3. Прохоренко, Д.В. Синтез структури організаційного механізму управління промисловим підприємством [Електронний ресурс] / Д.В. Прохоренко // Наукові праці ВНТУ. – 2009. – № 1. – Режим доступу: http://archive.nbuv.gov.ua/e-journals/vntu/2009-1/2009-1.files/uk/09dvpcms_ua.pdf. – 12.05.2013 г.

4. Охріменко, В.М. Інформаційні системи і технології на підприємствах: конспект лекцій [Текст] / В.М. Охріменко, Т.Б. Воронкова. – Харків: ХНАМГ, 2006. – С. 14-15.

5. Колесник, В.Д. Курс теории информации [Текст] / В.Д. Колесник, Г.Ш. Полтырев. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1982. – С. 24-27.

Поступила в редакцию 03.04.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедри інформаційних технологій В.П. Квасніков, ,Національний авіаційний університет, Київ.

ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ПРОМЫШЛЕННЫМ ПРЕДПРИЯТИЯМ

В.В. Любченко

Разработана функциональная схема автоматизированного производства промышленного предприятия, которая изображена в виде совокупности организационных, информационно-управляющих и исполняющих систем. В структурную схему внесен блок системы управления информационными потоками производства, что позволяет контролировать, направлять все информационные потоки автоматизированного производства, а также сохранять их в базе данных. Рассмотрен метод оценки и анализа количества передаваемой информации по компьютерной системе предприятия, приведены основные ее свойства. Показана количественная статистическая мера информации.

Ключевые слова: информация, количество информации, статистический подход, обработка информации, информационные системы, энтропия системы.

PROCESSING OF INFORMATION MANAGEMENT SYSTEM INDUSTRIES

V.V. Lyubchenko

Developed a functional diagram of the automated production of industrial enterprises, which is displayed in the form of a set of organizational, management information systems and performing. In the block diagram of the listed unit of information management system of production, which allows you to control the flow of information to direct all automated production, and save them in a database. Presents a method of assessing and analyzing the amount of information transmitted by the computer system of the company, given its fundamental properties. Shows a quantitative statistical measure of information.

Key words: information, amount of information, statistical approach, information processing, information system, entropy of system.

Любченко Володимир Вікторович – аспірант кафедри інформаційних технологій Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: vov_l@mail.ru.

УДК 004.78; 681.5

М.В. ПОТАПОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

МЕТОДИКА УПРАВЛЕНИЯ БИЗНЕС-ПРОЦЕССАМИ В СОФТВЕРНОЙ ФИРМЕ НА ОСНОВЕ ПРИНЦИПА НЕДООПРЕДЕЛЕННОСТИ

Описана методика календарного планирования программных проектов (КППП) на основе принципа недоопрделенности. Основными этапами методики являются: задание множества общепроектных ограничений; реализация задачи удовлетворения ограничений; установление недоопределенного расширения ограничений на реализацию портфеля проектов софтверной фирмы; синтез ансамбля н-моделей портфеля проектов; построение модели компетенций команды исполнителей. Результатом реализации методики КППП является стабильная сеть, отражающая взаимодействие ансамбля н-моделей основных параметров портфеля проектов софтверной фирмы

Ключевые слова: *программный проект, софтверная фирма, календарное планирование, недоопределенность, н-модель.*

Введение

В современных условиях эффективность функционирования компаний по производству программного обеспечения во многом определяется качеством процессов календарного планирования проектов. Задачу календарного планирования конкретного проекта принято сводить к расчету возможных сценариев его реализации и нахождению оптимального сочетания в треугольнике «время-цена-качество» в условиях неопределенности [1, 2]. При этом причинами возникновения неопределенности являются, как правило, изменения, инициированные участниками проекта, и изменения, вызванные наступлением различного рода рисков. Определение оптимального количества принятых к реализации программных проектов усложняется тем, что сам результат проекта не определен, или определен в некотором приближении, поэтому вероятность изменений в них очень высока. Соответственно, экономический эффект от реализации проекта определить точно заранее не представляется возможным. В ситуации, когда неопределенными являются три параметра из трех, традиционное планирование проекта теряет всякий смысл, поэтому в программных проектах имеет смысл говорить о некой вероятности достижения неких результатов по срокам, цене и качеству.

Существующие системы управления проектами [1] в основном ориентированы на учет достигнутых показателей и прогнозирование результатов. Такие системы получили наибольшее распространение в традиционных отраслях проектной деятельности – строительстве, инженерии и в оборонной промышленности. Специализированные инструментальные средства для организации коллективной работы над программным проектом, например, Team Foundation Server компании Microsoft (TFS), могут интегрироваться с системами управления проектов общего назначения. Общими недостатками доступных инструментальных средств и известных методов планирования является отсутствие учета неполноты и приблизительности исходных данных, а также отсутствие гибкости анализа, то есть возможности уточнения параметров плана в процессе его выполнения [1].

Таким образом, необходимость создания специальной методики для компьютерной поддержки календарного планирования программных проектов объясняется существованием:

– неопределенности и многозначности самого понятия «эффективность проекта»,

– значительного количества ограничений между отдельными элементами плана проекта при сравнительно небольшом числе известных функциональных зависимостей между ними.

Задача удовлетворения ограничений впервые была сформулирована в 1970-ых годах [3]. В начале 1980-ых годов А.С. Нариньяни был предложен метод недоопределенных вычислений [4]. Концепция недоопределенности базируется на сопоставлении каждому объекту не одного точного значения, а некоторого подмножества из множества допустимых значений. Принцип недоопределенности трактует состояние частичной определенности как решение задачи, которое возможно на данном уровне знаний о задаче. При переходе задачи от более широкого пространства допустимых значений к более узкому возможна ситуация, когда становятся применимы другие (например, специализированные) методы решения, которые нельзя было применять в исходной постановке.

© М.В. Потапова

Цель статьи состоит в изложении, в рамках концепции недоопределенных вычислений, методики управления бизнес процессами в компании по производству программного обеспечения, в частности, календарным планированием реализации программных проектов.

1. Постановка задачи разработки методики календарного планирования программных проектов в IT - компании

В парадигме программирования в ограничениях постановка задачи реализации календарного планирования программных проектов формулируется следующим образом. Пусть на переменные x_1, x_2 ..., x_n, областями значений которых являются множества X_1 , X_2 , ..., X_n , заданы ограничения на: фонд заработной платы; общую трудоемкость работ; средний уровень занятости исполнителей в проекте; на степень участия каждого исполнителя в конкретных работах проекта; период времени участие каждого исполнителя в проекте; допустимый период времени отсутствия нагрузки (простоя) для каждого исполнителя в ходе проекта; узкие места в проекте. Перечисленные выше ограничения формально заданы следующим образом: $C_i (x_1 , x_2 , ..., x_n)$, $i = \overline{1,k}$. Требуется найти наборы значений $<a_1 , a_2 , ..., a_n>$ ($a_i \in X_i$), которые бы удовлетворяли всем ограничениям одновременно.

Одним из наиболее развитых и практически значимых подходов, относящихся к программированию в ограничениях, являются *недоопределенные модели (Н - модели)* [5]. Технология Н-моделей выделяется среди других подходов вычислительной мощностью, универсальностью и эффективностью. Фактически она является единственной технологией, которая позволяет решать задачу удовлетворения ограничений в самой общей постановке.

Задача удовлетворения ограничений на Н-моделях описывается как множество объектов предметной области, каждому из которых сопоставлено недоопределенное значение, и множество ограничений на этих объектах. При этом каждому объекту приписывается универсум и вид Н-расширения.

Все функции интерпретации ограничений, если их рассматривать как операторы, действующие на множестве Н-значений объектов модели, являются монотонными по включению и нерасширяющими. Двух этих свойств и конечности множества всех Н-значений достаточно для существования *наибольшей* (по включению) *неподвижной точки* произвольной системы таких операторов и гарантированного достижения этой точки за конечное число шагов методом последовательных приближений. Его разновидностью является используемый в Н-моделях потоковый алгоритм вычислений [6].

Указанный алгоритм, дополненный соответствующими условиями проверки корректности полученных решений положен в основу методики календарного планирования программных проектов с учетом недоопределенности

2. Методика календарного планирования программных проектов на основе принципа недоопределенности

Исходными данными для реализации методики календарного планирования программных проектов (КППП) являются три взаимосвязанных интегральных показателя, определяющих эффективность реализации каждого программного проекта: выходной эффект (Q), время реализации проекта (В), затраты на реализацию проекта (З).

Эффективность программного проекта – функционал вида:

$$Э = f(Q, B, З)$$

при определенных ограничениях на выходной эффект (Q), затраты (З) и время реализации проекта (В).

Количественное выражение для критерия Э формальными средствами получить весьма затруднительно из-за отсутствия в рассматриваемой области соответствующей статистической информации. В то же время для оценки по критерию Э целесообразно применить методы группового экспертного оценивания.

Первым этапом предлагаемой методики является задание множества общепроектных ограничений:

а) ограничение на фонд заработной платы

$$\sum_i \left(\text{effort}(t_i) \sum_j \left(\gamma_{t_i, exc_j} \cdot Z_{exc_j} \right) \right) \le Z_\Sigma ,$$

где $\text{effort}(t_i)$ – трудоемкость выполнения работы t_i исполнителями,

γ_{t_i, exc_j} – коэффициент, характеризующий относительный объем работы t_i, выполненной j-м исполнителем exc_j, такой, что:

$$\forall exc_j \in E, \sum_i \gamma_{t_i, exc_j} = 1 ,$$

где Z_{exc_j} – заработная плата j-го исполнителя,

Z_Σ – предельная величина фонда заработной платы;

б) ограничение на общую трудоемкость работ

$$\sum_i \text{effort}\left(t_i\right) \le T_\Sigma ,$$

где T_Σ – предельно допустимая общая трудоемкость работ;

в) ограничения на средний уровень занятости исполнителей в проекте предполагают, что могут быть назначены нижняя $\underline{\beta}$ и верхняя $\overline{\beta}$ границы, характеризующие среднюю занятость исполнителей:

$$\underline{\beta} \le \frac{\sum_i \text{effort}\left(t_i\right)}{\left\|E\right\| \cdot \tau_{T_\Sigma}} \le \overline{\beta} ,$$

где τ_{T_Σ} – общая продолжительность работ;

г) ограничение на период времени участия каждого исполнителя в проекте устанавливает предельно допустимые значения относительной занятости любого человека в проектных работах

$$\forall j, \underline{\beta_j} \le \sum_i \frac{\text{effort}(t_i, exc_j)}{\tau_{T_\Sigma}} \le \overline{\beta_j} ;$$

д) ограничение на допустимый период времени отсутствия нагрузки (простоя) для каждого исполнителя в ходе проекта предполагает, что может быть задан некоторый период времени $t = \left(t_s \,..\, t_f\right)$, в течение которого исполнитель будет задействован в проекте

$$\forall i, \forall j, \begin{cases} t_s \le \min\limits_i \left(\tau_{start_{i,j}}\right), \\ t_f \ge \max\limits_i \left(\tau_{finish_{i,j}}\right) \end{cases},$$

где $\tau_{start_{i,j}}$, $\tau_{finish_{i,j}}$ – время начала, окончания работ, в которых планируется участие j-го исполнителя;

е) ограничение на максимальную продолжительность интервала времени $\tau_{free_{доп}}$, в течение которого простаивание j-го исполнителя (отсутствие загрузки проектными работами) считается допустимым:

$$\forall j, \Delta_{\tau_j} = \max_r \left(\overline{\tau_{free_{r,j}}} - \underline{\tau_{free_{r,j}}} \right) \le \tau_{free_{доп}} ,$$

где $\overline{\tau_{free_{r,j}}}$, $\underline{\tau_{free_{r,j}}}$ – время окончания, начала r-того интервала времени, когда j-ый исполнитель не принимает участия в проектных работах, то есть

$$\forall \tau_j, \overline{\tau_{free_{r,j}}} \le \tau_j \prec \underline{\tau_{free_{r,j}}}, \neg\exists i, \tau_{start_{i,j}} \le \tau_j \prec \tau_{finish_{i,j}} ;$$

е) ограничение на узкие места в проекте, типа «бутылочное горло», когда существует работа, начало выполнения которой задерживается в течение значительного промежутка времени из-за неготовности незначительной доли ее входных продуктов:

$$\exists T_i \in T, \exists \Delta\tau_j \ge \Delta\tau_{доп}, \frac{\left\|WP_{in_{i,\Delta\tau_j}}\right\|}{\left\|WP_{in_i}\right\|} \le \sigma_{i,\Delta\tau_j} ,$$

где T_i – работа, $\Delta\tau_{доп}$ – максимально допустимый интервал времени ожидания недостающих для начала T_i работы входных продуктов $WP_{in_{i,\Delta\tau_j}}$, $\sigma_{i,\Delta\tau_j}$ - минимально допустимая доля входных продуктов, которые необходимы для начала T_i работы.

Вторым этапом методики КППП является реализация задачи удовлетворения ограничений.

Задача удовлетворения ограничений – это тройка P = (X, D, C), обозначаемая CSP(P), где X - конечное множество переменных {x1...xk}, D - функция, отображающая каждую переменную из X на множество объектов произвольного типа: D: X -> {конечное множество объектов некоторого типа}. Будем рассматривать D_{xi} как множество объектов, отображенных из x_i функцией D. Эти объекты называются значениями переменной x_i, а множество D_{xi} - областью x_i; C - конечное (возможно пустое) множество ограничений на произвольном подмножестве переменных из X, то есть C - это множество наборов составных меток.

Каждое ограничение из C имеет вид одной из следующих формул:

$$y = x,$$
$$y = c,$$
$$V = f\{xi, ...,xn\},$$

где x, x_i, y — символы переменных из V,

c – константный символ,

f – функциональный символ арности n.

Более сложные ограничения распадаются на множество более простых (вышеприведенных видов) после введения дополнительных переменных [5].

Решением задачи удовлетворения ограничений (V, C) называется такое приписывание каждой переменной из V некоторого определенного значения из ее универсума, при котором выполняются все ограничения из C.

В общем случае все точные решения задачи, если таковые существуют, должны лежать в декартовом произведении таких н-значений.

Третий этап методики КППП связан с установлением недоопределенного расширения ограничений на реализацию конкретного проекта.

Недоопределенным расширением (н-расширением) универсума X называется любой конечный набор его подмножеств *X, содержащий $\varnothing$, и являющийся замкнутым относительно пересечения.

Эти свойства гарантируют однозначное представление $*[\xi]$ любого подмножества $\xi \subseteq X$ в н-расширении *X, а именно: $*[\xi] = \bigcap\limits_{\xi \subseteq \varsigma \in *X} \varsigma$.

Таким образом, представлением множества ξ в системе *X является минимальное подмножество из н-расширения *X, содержащее ς.

На четвертом этапе методики КППП синтезируется н-модель для конкретного планируемого проекта.

Обобщенная вычислительная модель (н-модель) M состоит из четырех множеств:

$$M=(V, C, W, CORR),$$

где V – множество н-объектов v из заданной предметной области;

C – множество ограничений на н-объектах из V;

W – множество функций присваивания;

CORR – множество функций проверки корректности.

С каждым объектом из V связаны недоопределенный тип данных (недоопределенное расширение некоторого универсума), начальное значение, функция присваивания и функция проверки корректности.

Функция присваивания – это двуместная функция, реализуемая при каждой попытке присваивания очередного значения н-объекту и определяющая его новое значение как пересечение текущего и присваиваемого значений.

Функция проверки корректности — это унарный предикат, который проверяет непустоту значения н-объекта.

Реализация описываемого этапа методики КППП предполагает определение множества н-объектов из заданной предметной области и множества ограничений на этих объектах.

Каждая задача ($t_{i,j,k}$) является структурным расширением интервального н-объекта, включая: трудоемкость выполнения, время начала, время окончания. Отношения непосредственного предшествования между задачами, которые характеризуют частичную упорядоченность задач, задаваемое в виде неравенств входит в общую систему C — множество ограничений на н-объектах из V. В начале вычислений для всех задач времена начала и окончания совпадают с началом и окончанием всего проекта, в результате вычислений происходит уточнение этих сроков.

Пятый этап методики КППП связан с построением модели команды проекта в форме модели компетенций исполнителей.

Модель компетенций определена в декартовом пространстве $E \times T \to F_{experience}$ и представляется целыми константами для каждого сочетания сотрудник-работа, характеризуя имеющийся опыт участников проекта. Модель ролевых запретов определена на пространстве $T \times T \to F_{ban}$ в множестве констант логического типа.

Искомое решение задачи о назначениях ищется в декартовом произведении пространств сотрудники-задачи-время: $E \times T \times \tau \to Works$ как множество вещественных переменных, характеризующих относительную занятость сотрудника на исполнение определенной роли в определенный момент времени, при выполнении неравенств, входящих в общее множество ограничений:

– роль должна соответствовать модели компетенции и возможности исполнителя с определенным уровнем подчиненности ее исполнять;

– для каждого момента времени сумма занятостей сотрудника во всех исполняемых ролях не должна превышать 1.

Алгоритм вычислений, реализованный в н-моделях останавливается, когда сеть стабилизируется или хотя бы один из н-объектов становится некорректным. В последнем случае устанавливается противоречивость исходной н-модели.

Результатом реализации методики КППП является стабильная сеть, отражающая взаимодействие ансамбля н-моделей основных параметров планируемого проекта.

Выводы

1. Предложенная методика КППП предоставляет возможность корректной замены исходной постановки задачи многокритериальной оптимизации на процесс поиска такого множества н- моделей, отражающих варианты работ и исполнителей, при котором все частные показатели эффективности проекта удовлетворяют соответствующим ограничениям.

2. Методика КППП в общем случае содержит два основных блока, соответствующих процессам создания продукта и управления проектом;

3. Методика КППП предполагает построение и реализацию модели субъектов управления – проектной команды, которая предназначена для учета ограничений, характеризующих: опыт решения задач различного типа, запрет на одновременное выполнение двух определенных ролей одним исполнителем, а также фактическую возможность выполнения конкретной задачи определенным исполнителем описание команды проекта.

4. Методика КППП дает возможность учета дополнительных общепроектных ограничений, к которым относятся: ограничение на фонд заработной платы, на общую трудоемкость работ, на средний уровень занятости исполнителей в проекте, на степень участия каждого исполнителя в конкретных работах проекта и т.д.

5. В основу методики КППП положены вычисления на н-моделях, которые по своей природе представляют собой высокопараллельный процесс, управлющийся потоком данных. Изменение значе-

ний переменных, располагающихся в общей памяти, автоматически влечет интерпретацию тех ограничений, для которых эти переменные являются аргументами.

Литература

1. Нарусбаев, А.А. Введение в теорию проектных решений [Текст] / А.А. Нарусбаев. – Л.: Изд-во «Судостроение», 1976. – 221 с.

2. Эддоус, М. Методы принятия решений [Текст] / М. Эддоус, Р. Стэнсфилд. – М.: Аудит, Юнити, 1997. – 590 с.

3. Телерман, В.В. Удовлетворение ограничений в задачах математического программирования [Текст] / В.В. Телерман, Д.М. Ушаков // Вычислительные технологии. – 1998. – Т. 3, № 2. – С. 45–54.

4. Нариньяни, А.С. Недоопределенность в системах представления и обработки знаний [Текст] / А.С. Нариньяни // Изв. АН СССР. Техн. кибернетика. – 1986. – №5. – С. 3–28.

5. Телерман, В.В. Недоопределенные модели: формализация подхода и перспективы развития [Текст] / В.В. Телерман, Д.М. Ушаков // Проблемы представления и обработки не полностью определенных знаний: сб. тр. РосНИИ Искусственного Интеллекта. – М.: Мир, 1996. – С. 7–30.

6. Нариньяни, А.С. Интеллектуальная технология недоопределенного календарно-ресурсного планирования и управления проектами Time-EX [Текст] / А.С. Нариньяни, И.Д. Гофман, Д.А. Иншев // Информационные технологии. – 2010. – № 2. – С. 2–32.

Поступила в редакцию 3.06.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры программной инженерии С.Ю. Шабанов-Кушнаренко, ХНУРЭ, Харьков.

МЕТОДИКА УПРАВЛІННЯ БІЗНЕС-ПРОЦЕСАМИ В СОФТВЕРНІЙ ФІРМІ НА ОСНОВІ ПРИНЦИПУ НЕДОВИЗНАЧЕНОСТІ

М.В. Потапова

Описана методика календарного планування програмних проектів (КППП) на основі принципу недовизначеності. Основними етапами методики є: завдання безлічі загальнопроектних обмежень; реалізація задачі задоволення обмежень; встановлення недовизначеного розширення обмежень на реалізацію портфеля проектів софтверної фірми; синтез ансамблю н-моделей портфеля проектів; синтез ансамблю н-моделей портфеля проектів; побудова моделі компетенцій команди виконавців. Результатом реалізації методики КППП є стабільна мережа, що відображає взаємодію ансамблю н-моделей основних параметрів портфеля проектів софтверної фірми.

Ключові слова: програмний проект, софтверна фірма, календарне планування, недовизначеність, н-модель.

BUSINESS PROCESS MANAGEMENT METHODS IN SOFTWARE FIRM ON THE BASIS OF UNDERDETERMINED PRINCIPLE

M.V. Potapova

The methods of the scheduling of program projects (SPP) on the basis of the principle of an underdetermined is described. The main stages of a methods are: job of a set of all-project restrictions; implementation of the task of satisfaction of restrictions; establishment of underdetermined extension of restrictions on implementation of a projects portfolio of software company; synthesis of ensemble of N-models of a projects portfolio; creation of model of competences of a command of performers. Result of implementation of a technique of SPP is the stable network reflecting interaction of ensemble of N-models of key parameters of a projects portfolio of software company.

Keywords: program project, software company, scheduling, underdetermined, N-model.

Потапова Марина Викторовна – заведующая лабораторией кафедры финансов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: marina-k604@yandex.ru.

УДК 621.01:629.7.01

Г.В. СНІЖНОЙ[1], О.В. ТОМАШЕВСЬКИЙ[1], В.С. ТЕРЬОШИНА[2]

[1] *Запорізький національний технічний університет, Запоріжжя, Україна*
[2] *АТ «Мотор Січ», Запоріжжя, Україна*

СЕРТИФІКАЦІЯ І СИСТЕМА ЯКОСТІ АВІАЦІЙНОГО ПІДПРИЄМСТВА

Показано місце сертифікації продукції у системі управління якістю продукції на авіаційному підприємстві. Визначена послідовність основних етапів сертифікації, що проводиться для новостворюваних зразків авіаційної техніки. Наведена програма і методика проведення сертифікаційних робіт для визначення можливості технічного обслуговування на авіаційному підприємстві певних зразків авіаційної техніки. Зроблена структуризація системі управління якістю авіаційного підприємств. Запропоновані напрями удосконалення національної нормативно-правової бази з питань регулювання авіаційної діяльності в Україні для гармонізації з міжнародними стандартами.

Ключові слова: *сертифікація продукції, система управління якістю, авіаційна техніка, авіаційне підприємство.*

Вступ

З розвитком зовнішньоторговельних і економічних відносин, науки і техніки з'явилася необхідність проведення об'єктивних випробувань виробів, незалежних як від виробника, так і від споживача продукції, тобто третьою стороною, що б гарантувало відповідність виробу певним вимогам якості. Для цього використовується процедура, за допомогою якої третя сторона письмово посвідчує, що продукція або послуга відповідає встановленим вимогам - сертифікація продукції. Згідно Закону України «Про підтвердження відповідності» сертифікацією визнається процедура, за допомогою якої визнаний в установленому порядку орган документально засвідчує відповідність продукції, систем управління якістю, систем управління довкіллям, персоналу встановленим законодавством вимогам [1].

Сертифікація стала одним із важливих механізмів управління якістю, який дає можливість об'єктивно оцінити продукцію, забезпечити контроль за відповідністю продукції вимогам екологічної чистоти, надати споживачу підтвердження її безпеки, а також підвищити її конкурентоспроможність.

Сертифікація продукції повинна забезпечувати ефективну реалізацію основних функцій системи управління якістю продукції. Система управління якістю продукції є однією з основних підсистем загальної системи управління підприємством.

Сертифікація і системи управління якістю в Україні регламентуються відповідною законодавчою базою і нормативно-технічною документацією. Питання сертифікації продукції і послуг в різних галузях висвітлені в науково-педагогічній літературі, досить детальна бібліографія наведена в [2]. Впровадження систем управління якістю на підприємствах регламентовано в [3,4].

Але, у вітчизняній літературі питання сертифікація і управління якістю в авіаційній галузі висвітлені недостатньо. Удосконалення національної нормативно-правової бази з питань сертифікації і управління якістю в авіаційній галузі в Україні присвячена дана робота.

Особливості сертифікації на авіаційному підприємстві

Сертифікаційні роботи в авіаційній галузі - відповідність зразка авіаційної техніки і його компонентів вимогам комплексу вимог з льотної придатності та охорони довколишнього середовища, що розповсюджений на даний зразок авіаційної техніки. Відповідність встановлюється на підставі результатів сертифікаційних робіт: розрахунків, моделювання, аналізу досвіду експлуатації зразка або його прототипів і сертифікаційних (лабораторних, стендових, наземних і льотних) випробувань зразка.

Сертифікаційні роботи проводяться відповідно до діючих методів визначення відповідності. Зазначені методи підлягають схваленню Державною авіаційною службою України (Держававіаслужбою України) і включаються до програм сертифікаційних робіт. Сертифікаційні роботи для новостворюваних зразків авіаційної техніки складаються з наступної послідовності основних етапів:

- подача заявки до Державіаслужби України на одержання Сертифіката типу;

© Г.В. Сніжной, О.В. Томашевський, В.С. Терьошина

- розробка Сертифікаційного базису зразка і затвердження його Державіаслужбою України;

- проведення етапу макета зразка разом із його компонентами;

- сертифікаційні заводські випробування зразка (СЗВ) - етап Заявника;

- сертифікаційні контрольні випробування зразка (СКВ) - етап Державіаслужби України;

- аналіз результатів сертифікації, прийняття рішення і видача Державіаслужбою України Сертифіката типу на зразок.

Одним з основних видів діяльності на авіаційного підприємства повинно бути технічне обслуговування (ТО) авіаційної техніки. Авіаційне підприємство може виконувати тільки ті види робіт і тільки на тому типі авіаційної техніки, які зазначені в відповідному Сертифікаті і тільки на тій виробничій базі, що сертифікована. Сертифікаційні роботи для ех.нічного обслуговування зразків авіаційної техніки потребують, перш за все, сертифікаційної перевірки авіаційного підприємства, що проводиться за Програмою сертифікаційної перевірки, в якій визначаються:

- загальні положення;

- організаційно-методичні заходи;

- оцінка виконання робіт на авіаційній техніці на відповідність сертифікаційним вимогам.

- оформлення результатів сертифікаційної перевірки.

Методика перевірки проводиться в послідовності:

1. Перевірка виконання заходів за результатами попередніх сертифікаційної (в разі продовження терміну дії Сертифіката організації з ТО та зміни додатка до Сертифіката організації з ТО) та інспекційних перевірок.

2. Перевірка наявності документації, що регламентує діяльність Організації за кожним напрямком сертифікаційної перевірки. Порядок управління цією документацією (розробка, введення в дію, облік, зберігання, внесення змін, доведення до виконавців).

3. Оцінка документації на відповідність сертифікаційним вимогам.

4. Перевірка документованого розподілення та закріплення відповідальності управлінського та технічного персоналу Організації за реалізацію та контроль процедур системи якості.

5. Перевірка фактичної реалізації документованих процедур (виконання робіт у відповідності з документацією).

За результатами перевірки системи якості робиться окремий висновок про відповідність (невідповідність) авіаційного підприємства вимогам Державіаслужби.

1. Системи якості на авіаційному підприємстві

Система якості – сукупність організаційної структури, відповідальності, процедур і ресурсів, спрямованих на впровадження комплексного управління якістю.

Наприклад, в організаційній структурі авіаційного підприємства АТ «МОТОР СІЧ» за управління якістю відповідає директор з якості, якому підпорядковуються з відповідними службами: Головний контролер, Головний метролог і Центр менеджменту якості.

Система якості авіаційного підприємства, згідно стандарту ISO 9004 [4], охоплює різні етапи життєвого циклу продукції: етапи остаточного контролю й випробування або етапи від проектування до монтажу й обслуговування. Можна виділити чотири напрями діяльності в сфері якості, з допомогою яких система якості діє на процес формування якості продукції та послуг на різних етапах життєвого циклу: планування; управління; забезпечення; покращання. Кожен напрямок діяльності має свої особливості, і разом вони являють собою чотири основні функціональні підсистеми системи якості.

Життєвий цикл продукції включає в себе всі стадії її існування: від первісного визначення вимог і потреб споживача до кінцевого їх задоволення і представляється у вигляді петлі або спіралі якості, яка включає наступні етапи:

1) маркетинг, пошук і вивчення ринку;

2) проектування і (або) розробка технічних вимог, розробка продукції:

3) матеріально-технічне постачання;

4) підготовка і розробка виробничих процесів;

5) виробництво:

6) контроль, проведення випробувань та обстеження;

7) пакування та зберігання;

8) реалізація і розподіл продукції;

9) монтаж і експлуатація;

10) технічна допомога і обслуговування;

11) утилізація після використання.

Механізм управління якістю продукції є сукупністю взаємозв'язаних об'єктів і суб'єктів управління, використовуваних принципів, методів і функцій управління на різних етапах життєвого циклу продукції і рівнях управління якістю. Він повинен забезпечувати ефективну реалізацію основних функцій управління якістю.

Для характеристики механізму управління якістю продукції доцільно використати методологічний підхід до структуризації складних систем, що припускає виділення у складі механізму управління

якістю продукції загальних, спеціальних і підсистем, що забезпечують (рис. 1).

Рис. 1. Складові механізму управління якістю

Наприклад, на авіаційному підприємстві «МОТОР СІЧ» механізм управління якістю продукції базується на таких документах:

1. «Політика АТ «МОТОР СІЧ» в області якості».

2. «Програма забезпечення якості та підвищення надійності продукції, що виробляється підприємством».

3. «Керівництво з якості».

4. Стандарти та інструкції системи якості.

5. Протоколи перевірки якості.

Документи системи якості оформлюються у вигляді стандартів підприємства системи якості.

На сьогодні одним із основних документів системи якості АТ «МОТОР СІЧ» в галузі технічного обслуговування вертольотів є стандарт підприємства «Положення про управління з розробки та модернізації вертолітної техніки Дослідного Конструкторського Бюро «МОТОР СІЧ». Стандарт підприємства має дві частини:

1) положення про управління з розробки та модернізації вертолітної техніки Дослідного Конструкторського Бюро «МОТОР СІЧ»;

2) посадова інструкція головного конструктора – начальника управління з розробки та модернізації вертолітної техніки ДКБ «МОТОР СІЧ».

2. Удосконалення національної нормативно-правової бази з питань регулювання авіаційної діяльності в Україні

В сучасних умовах у зв'язку з впровадженням в Україні вимог міжнародних і європейських стандартів та створенням передумов для набуття Україною повноправного членства в Об'єднаних Авіаційних Властях (JAA) країн Європи існує необхідність приведення національної системи сертифікації авіаційної техніки до міжнародних стандартів.

Удосконалення національної нормативно-правової бази з питань схвалення змін типової конструкції зразка авіаційної техніки та законодавчого закріплення норм регулювання авіаційної діяльності в Україні вимагає регуляторного акта на необмежений термін дії з унесенням до нього відповідних змін у разі необхідності в зв'язку із розвитком законодавства ЄС та появою змін у документах Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО).

Основними показниками результативності такого регуляторного акта мають бути порівняння показників з надійності авіаційної техніки та безпеки польотів, а також економічних показників підприємств авіаційної промисловості та цивільної авіації.

Введення даного регуляторного акта призведе до збільшення кількості зайнятих працівників в організаціях, що задіяні в доробках зразків авіаційної техніки, зменшенню термінів виконання доробок, збільшенню кількості доробок та, відповідно, збільшенню прибутків підприємств авіаційної промисловості та цивільної авіації.

Відстеження результативності застосування даного регуляторного акта здійснюватиметься Державіаадміністрацією.

Повторне відстеження результативності регуляторного акта буде здійснюватися через рік з дня набрання ним чинності.

Періодичні відстеження результативності регуляторного акта будуть здійснюватися раз на кожні три роки починаючи з дня закінчення заходів з повторного відстеження результативності цього акта.

Вид даних, які використовуватимуться для відстеження – статистичні дані з надійності авіаційної техніки та безпеки польотів.

Контроль за дотриманням вимог проекту наказу буде здійснюватися Державіаадміністрацією.

Висновки

Розглянуто особливості проведення сертифікаційних робіт для новостворюваних зразків авіаційної техніки

Наведена програма і методика проведення сертифікаційних робіт для визначення можливості технічного обслуговування на авіаційному підприємстві певних зразків авіаційної техніки.

Визначено механізм управління якістю продукції для авіаційного підприємства на прикладі АТ «МОТОР СІЧ».

Обгрунтовано необхідність розробки регуляторного акта для приведення національної системи сертифікації авіаційної техніки до міжнародних стандартів.

Література

1. Закон України «Про підтвердження відповідності» [Електронний ресурс] / Документ 2406-14, Редакція від 02.12.2012. – Режим доступу: http://zakon0.rada.gov.ua/laws/show/2406-14. – 12.05.2013 р.

2. Салухіна, Н.Г. Стандартизація та сертифікація товарів і послуг [Текст]: підручник / Н.Г. Салухіна, О.М. Язвінська. – К.: Центр учбової літератури, 2010. – 336 с.

3. ДСТУ ИСО 9000-2007. Системи управління якістю. Основні положення та словник термінів. – Київ, ДЕРЖСТАНДАРТ, 2008. – 29 с.

4. ДСТУ ИСО 9004-2001. Системи управління якістю. Системи управління якістю настанови щодо поліпшення діяльності. – Київ, ДЕРЖСТАНДАРТ, 2001. – 61 с.

Надійшла до редакції 31.05.2013, розглянута на редколегії 12.06.2013

Рецензент: д-р фіз.- мат. наук, проф., зав. каф. В.В. Погосов, Запорізький національний технічний університет, Запоріжжя.

СЕРТИФИКАЦИЯ И СИСТЕМА КАЧЕСТВА АВИАЦИОННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

Г.В. Снежной, А.В. Томашевский, В.С. Терёшина

Показано место сертификации продукции в системе управления качеством продукции на авиационном предприятии. Определена последовательность основных этапов сертификации, которая проводится для новых образцов авиационной техники. Приведена программа и методика проведения сертификационных работ для определения возможности технического обслуживания на авиационном предприятии определенных образцов авиационной техники. Сделана структуризация системы управления качеством авиационного предприятий. Предложены направления усовершенствования национальной нормативно-правовой базы по вопросам регулирования авиационной деятельности в Украине для гармонизации с международными стандартами.

Ключевые слова: сертификация продукции, система управления качеством, авиационная техника, авиационное предприятие.

CERTIFICATION AND QUALITY OF AIRCRAFT ENTERPRISE

G.V. Snizhnoi, A.B. Tomashevskiy, V.S. Teroshina

The place of certification in the system of quality control in the aviation enterprise. The sequence of the main stages of certification, which is held for new aircraft models. Here's a program and methodology for certification work to determine whether the aviation maintenance company specific models of aircraft. Made structuring of the quality management system of aviation enterprises. The directions of improvement of the national legal framework for the regulation of aviation activities in Ukraine to harmonize with international standards.

Keywords: certification of products, Quality Management System, aircraft equipment, aviation Enterprise.

Сніжной Геннадій Валентинович – канд. фіз.-мат. наук, доцент, Запорізький національний технічний університет, Запоріжжя, Україна, e-mail: snow@zntu.edu.ua.

Томашевський Олександр Володимирович – канд. техн. наук, доцент, Запорізький національний технічний університет, Запоріжжя, Україна, e-mail: tmsh@mail.ru.

Терьошина Вікторія Сергіївна – інженер-конструктор III кат., відділ експлуатаційної документації та сертифікації, АТ «МОТОР СІЧ» , Запоріжжя, Україна.

УДК 389.6:629.7.01

С.М. СТЕПАНЕНКО

ГП "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина

ВОПРОСЫ СТАНДАРТИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЕМ В СООТВЕТСТВИИ С АВИАЦИОННЫМИ ПРАВИЛАМИ АПУ-21

Рассматривается вопрос о задачах организаций разработчиков авиационной техники, которые необходимо решить в системе стандартизации управления проектированием, в связи с введением новых Авиационных правил Украины АПУ-21 (Part-21). Авиационные правила АПУ-21 (Part-21) нормативно закрепляют требования к Системе обеспечения проектов предприятия, которая должна обеспечить выполнение проектирования в соответствии с применяемыми требованиями сертификационного базиса типа и требованиям защиты окружающей среды. Основным документом системы должно стать Руководство по проектированию. Его содержание анализируется в статье.

Ключевые слова: *Авиационные правила, управление проектированием, организация разработчик, одобрение, Система обеспечения проектов, Руководство по проектированию, стандартизация.*

1. Авиационные правила АПУ-21

В настоящее время в авиационной отрасли Украины действуют правила сертификации типа авиационной техники (разделы A, B, C, D, E части 21 Авиационных правил Украины "Процедуры сертификации авиационной техники", утвержденных приказом Министерства транспорта Украины от 03 ноября 2000 года № 611, и зарегистрированных в Министерстве юстиции Украины 28 декабря 2000 года за № 959/5180 [1]). Для сертификации организаций разработчиков авиационной техники используются процедуры, основывающиеся на положениях стандарта JAR-21 (раздел JB) совместно с указанными авиационными правилами АПУ-21. При этом для сертификации организаций разработчиков составляется и согласовывается Программа сертификации, которая в основном направлена на проверку функций, подлежащих выполнению организациями разработчикам авиационной техники, чтобы обеспечить успешное получение сертификата типа на проектируемые изделия.

Стремление Украины интегрироваться в мировую экономику ведет к тому, что она гармонизировала свое законодательство и систему стандартизации в соответствии с нормами WTO; уделяет большое внимание сближению и гармонизации национальной стандартизации с международными и региональными системами, а также с прогрессивными национальными системами стандартизации других стран. В этом направлении происходит и развитие нормативной базы, применяемой при создании и сертификации образцов авиационной техники.

На официальном сайте Госавиаслужбы Украины опубликован проект приказа Министерства инфраструктуры Украины «Об утверждении Авиационных правил Украины, Часть 21 «Сертификация воздушных судов, связанных с ними изделий, компонентов и оборудования, а также организаций разработчика и изготовителя». АПУ-21 (Part-21)» [2]. Уже по обозначению Авиационных правил видно, что они гармонизируются с такими же правилами Европейского Союза, Part-21, введенными в действие Постановлением комиссии (ЕС) № 1702/2003 от 24 сентября 2003 г., определяющим основные нормы по сертификации летной годности и уровня воздействия на окружающую среду самолета и соответствующих образцов авиационной техники, компонентов и комплектующих частей, а также по сертификации организаций разработчиков и организаций изготовителей.

Целью настоящей статьи является анализ задач, которые необходимо решить организации разработчику авиационной техники в связи с введением по существу новых Авиационных правил Украины АПУ-21 (Part-21).

2. Новое в авиационных правилах АПУ-21

На предприятии разработчике авиационных двигателей главным нормативным документом, определяющим объем, последовательность и цели проектирования компонентов авиационной техники является стандарт предприятия по управлению проектированием. В таком стандарте устанавлива-

© С.М. Степаненко

ются основные этапы выполнения работ и главные исполнители. К основным этапам относятся: разработка технического предложения (аванпроект), этап эскизного проектирования, проектно-конструкторские работы на стадии выпуска рабочей конструкторской документации двигателя и обеспечение качества выпускаемой документации, подготовка производства (изготовление экспериментальной материальной части, изготовление опытных двигателей), этап доводки двигателя, проведение контрольных сертификационных испытаний двигателя и передача документации серийному производству, конструкторское сопровождение производства, ремонта и эксплуатации серийных двигателей.

Хотя программы Госавиаслужбы Украины по сертификации организаций разработчиков в настоящее время и основываются на положениях стандарта JAR-21 (раздел JB), в котором записано, что организация разработчик должна составлять Справочник, который должен содержать непосредственно или через перекрестные ссылки описание организации, уместных процедур и изделий или изменений, которые вносятся в изделия, однако требование к наличию такого Справочника не является строгим в силу отсутствия утвержденного раздела по сертификации организации разработчика в действующих Авиационных правилах АПУ-21. Поэтому, при сертификациях рассматривается имеющийся на предприятии комплекс стандартов по управлению проектированием и других относящихся к данному вопросу нормативных документов.

С введением в действие новых Авиационных правил Украины АПУ-21 (Part-21) ситуация существенно изменится. Теперь Авиационные правила будут охватывать весь комплекс вопросов, выполнение которых должна продемонстрировать организация разработчик, чтобы получать и потом поддерживать сертификат типа Госавиаслужбы Украины на разрабатываемую продукцию и сертификат организации разработчика.

Анализ содержания Авиационных правил Украины АПУ-21 (Part-21) показывает, что в них, по сравнению с действующими Авиационными правилами АПУ-21, изменились структура изложения требований и их объем. Новые Авиационные правила содержат теперь два основных раздела: Раздел А – Технические требования и Раздел В – Процедуры для компетентных властей. Разделы A, B, C, D, E действующих АПУ-21 стали главами в Разделе А новых АПУ-21 (Part-21). Глава А – Общие положения, Глава В – Сертификаты типа и ограниченные сертификаты типа, Глава С – не используется, Глава D – Внесение изменений в сертификаты типа и ограниченные сертификаты типа, Глава Е – Дополнительные сертификаты типа. В новых Авиационных правилах Украины АПУ-21 (Part-21) появляются дополнительные главы, переводящие в ранг обязательных другие требования процедур сертификации типа авиационной техники, а также организаций разработчика и изготовителя.

Такими дополнительными главами являются:

- Глава F – Производство без одобрения организации изготовителя,
- Глава G – Одобрение организации изготовителя,
- Глава H – Сертификаты летной годности и ограниченные сертификаты летной годности,
- Глава I – Сертификаты по шуму,
- Глава J – Одобрение организации разработчика,
- Глава K – Компоненты и оборудование,
- Глава L – не используется,
- Глава M – Ремонты,
- Глава N – не используется,
- Глава O – Одобрение по европейским техническим стандартам,
- Глава P – Разрешение на выполнение полетов,
- Глава Q – Идентификация изделий, компонентов и оборудования.

В разделе В по всем этим же главам прописаны обязательные требования, касающиеся действий компетентных властей.

Детальнее рассмотрим требования главы J – Одобрение организации разработчика, которые теперь становятся обязательными при подготовке к сертификационным аудитам Госавиаслужбы Украины.

3. Стандартизация управления проектированием с целью получения сертификата организации разработчика

Для того, чтобы выполнить требования, предъявляемые Авиационными правилами Украины АПУ-21 (Part-21) организации разработчику авиационной техники, в организации в собственных стандартах должен быть зафиксирован перечень работ и документов, которые необходимы для демонстрации Госавиаслужбе Украины их соответствия применяемым требованиям.

Во-первых, в организации должно быть задокументировано наличие действенной Системы обеспечения проектов. Проектная организация должна установить и поддерживать Систему обеспечения проектов для управления и надзора за процессом проектирования изделий, компонентов и оборудования, на которые будет подаваться заявка на получение сертификата типа. Кроме того, должно быть обеспеченно управление изменениями, которые вносятся в конструкцию. Система обеспе-

чения проектов должна быть такой, чтобы предоставить проектной организации возможность обеспечивать проектирование изделий, компонентов и оборудования, или проектирование изменений к ним в соответствии с применимыми требованиями сертификационного базиса типа и требованиями защиты окружающей среды. Система обеспечения проектов должна обеспечивать надлежащее выполнение организацией обязанностей соответственно положениям Авиационных правил АПУ-21 (Part-21).

Во-вторых, обязательным становится написание документа, который в АПУ-21 (Part-21) называется Пособием или Руководством по проектированию). В этом Руководстве проектная организация должна непосредственно или через перекрестные ссылки дать описание самой организации (описать структуру, обеспеченность и компетентность руководящих кадров, имеющиеся материальные и человеческие ресурсы и т.п.), существенные процедуры проектирования изделий, порядок проведения в них изменений. Если некоторые компоненты, или оборудование, или изменения изделий проектируются организациями-партнерами или субподрядчиками, Руководство по проектированию должно отображать каким образом проектная организация способна обеспечить соответствие всех таких компонентов и оборудования общим требованиям, предъявляемым к проектируемому изделию. Руководство по проектированию должно содержать непосредственно или через перекрестные ссылки описание и информацию о деятельности по проектированию и об организационной структуре отмеченных партнеров или субподрядчиков.

Авиационные правила АПУ-21 (Part-21) требуют, чтобы копии изменений, вносимых в Руководство по проектированию после получения одобрения организации разработчика и отображающие последующие обновления организации, предоставлялись компетентному органу. То есть, поддержание актуальности Руководства по проектированию становится обязательной оперативной задачей организации разработчика авиационной техники.

Проектная организация должна предоставить компетентному органу информацию о квалификации и опыте руководящего состава и других лиц, которые в организации отвечают за принятие решений, влияющих на летную годность и защиту окружающей среды.

В Руководстве по проектированию, непосредственно или через перекрестные ссылки, должно быть отражено, что персонал всех технических подразделений достаточно укомплектован, имеет необходимый уровень образования, и получил такие полномочия, которые позволяют ему выполнять все возложенные на него обязанности, и всё это, вместе с рабочими местами, производственными мощностями и оборудованием, является достаточным для того, чтобы достичь заданных характеристик изделия, соответствующих нормам летной годности и защиты окружающей среды.

Система обеспечения проектов должна также обеспечивать условия, при которых в пределах подразделений и между подразделениями осуществляется полная и эффективная координация относительно обеспечения при проектировании норм летной годности и защиты окружающей среды. Все это должно найти свое отражение в Руководстве по проектированию.

После получения одобрения организации разработчика каждое существенное изменение Системы обеспечения проектов должно быть одобрено компетентным органом. Организация разработчик должна доказать, что измененная Система продолжает обеспечивать выполнение требований Авиационных правил АПУ-21 (Part-21), а также нормы летной годности и защиты окружающей среды, Заявку для одобрения изменений в компетентный орган следует подавать в письменном виде.

Таким образом, существующий в проектной организации стандарт предприятия по управлению проектированием, после введения в действие Авиационных правил АПУ-21 (Part-21), должен стать составной частью документов, описывающих в совокупности всю Систему обеспечения проектов, функционирующую на предприятии. Кроме того, он должен быть приведен к форме, пригодной для сертификации организации разработчика, как это описано в [3].

Выводы

Введение новых Авиационных правил Украины АПУ-21 (Part-21) ставит перед организациями разработчиками авиационной техники задачу приведения своей системы стандартов, применяемых для управления проектированием, к виду, пригодному для проведения сертификации организации. На предприятии должна быть создана Система обеспечения проектов, полностью описанная в Руководстве по проектированию – документе, по содержанию отвечающем требованиям Авиационных правил АПУ-21 (Part-21).

Литература

1. Авіаційні правила України. Частина 21. Процедури сертифікації авіаційної техніки. – Затверджені наказом Міністерства транспорту України 03.11.2000 р. N 611. [Електронний ресурс]. – 39 с. – Режим доступу: http://aviaservice.kiev.ua /lib/APU-21.pdf. – 15.05.2013 р.

2. Авіаційні правила України. Частина 21. Сертифікація повітряних суден, пов'язаних з ними виробів, компонентів та обладнання, а також організацій розробника та виробника, АПУ-21 (Part-21). [Електронний ресурс]. – 129 с. – Режим доступу: http://www.avia.gov.ua/uploads/documents/8740.pdf. – 15.05.2013 р.

3.Степаненко, С.М. Структурирование стандарта организации по управлению проектированием с целью его использования при сертификации [Текст] / С.М. Степаненко, В.Г. Харченко // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2011. – № 9(86). – С. 100 – 103.

Поступила в редакцию 31.05.2013, рассмотрена на редколлегии 12.06.2013

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., зав. каф. В.В. Погосов, Запорожский национальный технический университет, Запорожье.

ПИТАННЯ СТАНДАРТИЗАЦИИ УПРАВЛІННЯ ПРОЕКТУВАННЯМ ВІДПОВІДНО ДО АВІАЦІЙНИХ ПРАВИЛ АПУ-21

С.М. Степаненко

Розглядається питання про завдання організацій розробників авіаційної техніки, які необхідно вирішити в системі стандартизації управління проектуванням, у зв'язку з введенням нових Авіаційних правил України АПУ-21 (Part - 21). Авіаційні правила АПУ-21 (Part - 21) нормативно закріплюють вимоги до Системи забезпечення проектів підприємства, яка повинна забезпечити виконання проектування відповідно до вживаних вимог сертифікаційного базису типу і вимогам захисту довкілля. Основним документом системи повинне стати Керівництво по проектуванню. Його зміст аналізується в статті.

Ключові слова: Авіаційні правила, управління проектуванням, організація розробник, схвалення, Система забезпечення проектів, Керівництво по проектуванню, стандартизація.

ITEMS OF PROJECT MANAGEMENT STANDARTIZATION ACCORDING TO APU-21 AVIATION REGULATIONS

S.M. Stepanenko

Under consideration is an item related to the problems of aviation product designers to be solved within the system of a project management standardization due to introduction of the latest APU-21 (Part-21) Aviation regulations of Ukraine. The APU-21 (Part-21) Aviation regulations assign normatively the requirements to the System of the company project support, which should ensure execution of projecting in accordance with the applicable type certification basis requirements and the requirements to environment protection. The Project Guidance should be considered as a basic document of the system. The document content is analyzed in this article.

Key words:. Aviation regulations, project management, designer, approval, project supporting system, Project Guidance, standardization.

Степаненко Сергей Михайлович – канд. техн. наук, начальник отдела государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03531@ivchenko–progress.com.