

УДК 539.3

Н. Г. ШУЛЬЖЕНКО, Б. Ф. ЗАЙЦЕВ, А. В. АСАЕНОК

Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ РЕАКЦИИ КОНСТРУКЦИЙ НА ИМПУЛЬСНОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ

Представлена расчетная методика оценки реакции трехмерных систем на кратковременные нагрузки с учетом возможных трещин с контактирующими берегами на основе использования МКЭ и применения прямого численного интегрирования конечно-разностных уравнений. Приводятся результаты оценки влияния упругоинерционных характеристик элементов измерительной аппаратуры на определяемые параметры конкретной системы. Установлено значительное изменение параметров движения рассмотренной тонкостенной конструкции (прежде всего ускорений), что следует учитывать при сопоставлении результатов расчетных и экспериментальных исследований.

Ключевые слова: расчет конструкций, импульсное нагружение, трехмерная модель, учет трещины.

Введение

Эксплуатация аэрокосмических конструкций может сопровождаться короткоимпульсными силовыми воздействиями (50–200 мкс), вызванными срабатыванием систем разделения или воздействием аэродинамической волны. Нагрузки при этом локализуются или распределяются на поверхности конструкции и возбуждают волновые процессы, переходящие со временем в свободные колебания. При численном моделировании колебаний таких систем [1, 2] целесообразно трехмерное представление даже тонкостенных конструкций с необходимой дискретизацией их по пространственным координатам и процессов по времени. Значительное влияние могут оказывать динамические контактные явления в разъемных соединениях конструкций или наличие трещин, берега которых испытывают односторонний контакт [3]. Решение осуществляется в этих случаях в постановке динамической контактной задачи теории упругости и достигается итерациями ряда линеаризованных задач.

В данной работе описывается методическое обеспечение для расчета динамики конструкций, в том числе аэрокосмического назначения с разъемными элементами или гипотетическими трещинами. Приводятся результаты исследования влияния упругоинерционных характеристик элементов экспериментальной измерительной аппаратуры (ЭИА) на развиваемые процессы при импульсном силовом нагружении конструкции.

1. Постановка задачи и методика исследований

Рассматривается произвольное тело или конструкция, для которых в общем случае допускается наличие трещин или разъемов, берега или стороны

которых испытывают контактные усилия. Разрабатывается методико-программное обеспечение для расчета нестационарных колебательных процессов, в том числе и при кратковременных воздействиях, когда могут наблюдаться волновые явления. В качестве базового принимается МКЭ.

Уравнения динамического состояния тела с трещиной в матричной форме представляются в виде

$$[M]\ddot{u} + [C]\dot{u} + [K]u = F, \quad (1)$$

где u – вектор узловых перемещений;

$[C]$ – матрица демпфирования;

F – вектор узловых сил от внешней нагрузки;

$[K]$, $[M]$ – матрицы жесткости и масс тела.

Методика включает построение конечноэлементной (КЭ) модели тела с трещиной, учет контактирования ("дыхания") ее берегов и решение нелинейной начально-краевой задачи.

Построение КЭ-модели тела с трещиной [4] заключается в разрыве связей между узлами ее КЭ-сетки по поверхности, разделяющей берега трещины. Полученная модифицированная сетка конечных элементов содержит разделяющую поверхность, имеющую не связанные между собой двойные узлы, представляющие берега трещины.

На рис. 1, а, б показана трансформация КЭ-сетки для введения трещины. Исходное состояние (рис. 1, а) соответствует регулярной сетке без трещины, где ПТ – поверхность трещины; ЛТ – линия трещины; А, В, С, D – конечные элементы. Трансформация исходной и образование нерегулярной КЭ-сетки с трещиной (рис. 1, б) осуществляется выделением узлов, первоначально расположенных на разделяющей поверхности (отмеченных символом $\times$) и смещением к ним соседних узлов (обозначенных символом $\bullet$) (рис. 1, а). В результате на разделяющей поверхности образуются двойные узлы

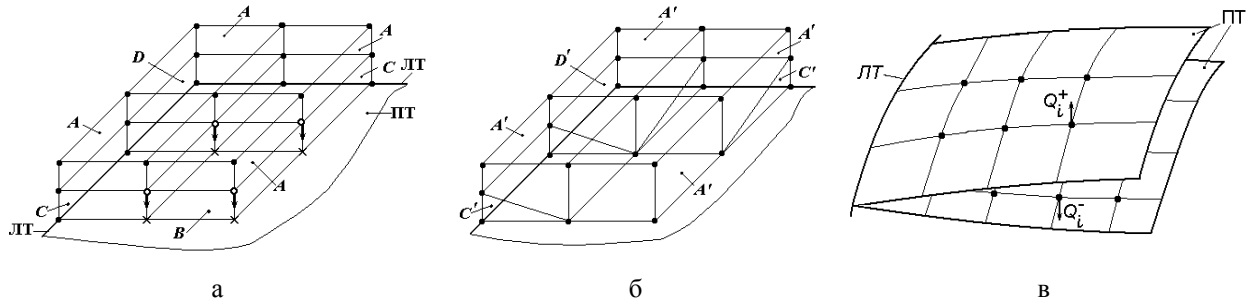


Рис. 1. Схемы трансформации сетки:
а, б – при введении трещины; в – при введении диполей в двойных узлах

(рис. 1, б), при этом конечные элементы А преобразуются в А', элементы С, D вырождаются в С', D', а элементы В упраздняются. Применение описанной схемы введения разрезов для учета трещины приводит к изменению основных характеристик КЭ-модели – матриц жесткости $[K]$ и масс $[M]$. Их формирование для элементов А (рис. 1, а) осуществляется с учетом изменения ряда координат узлов, а для элементов В – обособлением узлов x с диагонализацией матриц относительно этих узлов

$$[K_B] = G \cdot \sum_j i_j i_j, [M_B] = g \cdot \sum_j i_j i_j,$$

где принята диадная форма представления тензоров (матриц);

i_j – вектор, у которого только j -я компонента отлична от нуля и равна единице;

j – индекс, указывающий на узлы x и компоненты перемещений в этих узлах;

$G \gg 1, g \ll 1$ – соответственно большое и малое числа.

Для изменения конечных элементов С, D (рис. 1, а), в которых число граней и узлов уменьшается, применяются формализованные процедуры матричных преобразований. Модифицированные матрицы жесткости $[K']$ и масс $[M']$ этих элементов определяются по зависимостям

$$[K'] = [A]^T \cdot [K] \cdot [A] + G \cdot \sum_j i_j i_j,$$

$$[M'] = [A]^T \cdot [M] \cdot [A] + g \cdot \sum_j i_j i_j,$$

где $[A] = E - \sum_j i_j i_j + \sum_{j,k} i_j i_k$ – матрица преобразования;

$$E = \sum_s i_s i_s - \text{единичная матрица};$$

k – относится к узлам o и перемещениям в них.

Описанная схема позволяет моделировать трещины со сложной поверхностью, например состоящей из состыкованных или пересекающихся плос-

костей различных направлений, и не накладывает ограничения на количество вводимых трещин.

При колебаниях тела берега трещины могут входить в односторонний контакт, когда отрыв возможен, а взаимное проникновение берегов отсутствует.

В рассматриваемой постановке контактирование берегов задается по нормали к поверхности трещины [5]. При этом допускается проскальзывание без трения. Условие непроникновения берегов трещины имеет вид

$$\delta_{in} = u_{in}^+ - u_{in}^- \geq 0, \quad (2)$$

где u_{in}^+, u_{in}^- – перемещения по нормали $\bar{n}$ в i -м двойном узле на положительной (+) и отрицательной (–) поверхностях трещины;

δ_{in} – сближение по нормали в i -м двойном узле. Знаку равенства в (2) соответствует состояние контакта берегов трещины.

Силы, возникающие при контактировании берегов трещины (в зонах раскрытия они отсутствуют) определяются с помощью системы контактных сил $Q_i \{Q_i^+, Q_i^-\}$, приложенных в двойных узлах [5], парно равных по величине ($Q_i^+ = Q_i^-$) и противоположных по направлению и подлежащие определению, причем $i = 1 \div m$, где m – число двойных узлов на поверхности трещины.

В соответствии с терминологией, принятой в теории упругости, их можно назвать диполями (рис. 1, в).

В уравнении (1) матрицы жесткости и масс для тела с трещиной, берега которой не контактируют, заменяются модифицированными матрицами, а к внешним силам F добавляются переменные поверхностные силы, действующие по берегам трещины, в виде системы диполей $Q \{Q_i\}$ после чего оно приобретает вид

$$[M]\ddot{u} + [C]\dot{u} + [K]u = F + Q(u). \quad (3)$$

Распределение контактных сил – диполей $\mathbf{Q}\{Q_i\}$ изменяется во времени и определяется из решения контактной задачи для берегов трещины до выполнения условий (2).

Применяемая методика учета трещины построена на вычислении матриц при полностью открытой трещине, а введение диполей позволяет учесть в правой части уравнений движения (3) изменение формы тела при изменении зон контакта. Это позволяет не перевычислять матрицы жесткости и масс при изменении условий контактирования.

Решение начальной задачи (3) при расчете колебаний тела выполняется прямым интегрированием, для чего используются часто употребляемые двухслойные неявные конечноразностные схемы по методу Ньюмарка и θ -методу Вильсона, являющиеся безусловно устойчивыми [6] и используемыми для матричных дифференциальных уравнений второго порядка. В задачах оценки перегрузок при импульсных нагружениях за критериальные параметры принимаются ускорения, в этом случае предпочтительнее является схема θ -метода Вильсона.

Конечноразностные соотношения по θ -методу Вильсона представляются в виде

$$[\hat{\mathbf{K}}]\mathbf{u}_{t+\Delta t} = \hat{\mathbf{R}}_{t+\Delta t}, \quad (4)$$

где $[\hat{\mathbf{K}}]$ – модифицированная матрица жесткости;

$\mathbf{u}_{t+\Delta t}$ – вектор перемещений для конца шага;

$\hat{\mathbf{R}}_{t+\Delta t}$ – модифицированная правая часть уравнений (3) для момента времени $t+\Delta t$.

Модифицированный вектор правой части может быть представлен в виде

$$\hat{\mathbf{R}}_{t+\Delta t} = \tilde{\mathbf{R}}_{t+\Delta t} + \mathbf{Q}_{t+\Delta t},$$

где $\tilde{\mathbf{R}}_{t+\Delta t}$ соответствует известной части модифицированного вектора правой части;

$\mathbf{Q}_{t+\Delta t}$ – наперед неизвестная часть, но в конце шага должна быть такой, чтобы удовлетворялись условия контакта (2).

Перемещения в конце шага $\mathbf{u}_{t+\Delta t}$ можно представить в виде

$$\mathbf{u}_{t+\Delta t} = \tilde{\mathbf{u}}_{t+\Delta t} + \bar{\mathbf{u}}_{t+\Delta t},$$

где $\tilde{\mathbf{u}}_{t+\Delta t}$ – вектор перемещений, соответствующий известной (вычисленной) части выражения (4);

$\bar{\mathbf{u}}_{t+\Delta t}$ – вектор дополнительных перемещений от контактных сил $\mathbf{Q}_{t+\Delta t}$.

Перемещения $\tilde{\mathbf{u}}_{t+\Delta t}$ определяются при решении системы (4) с известной правой частью, а перемещения $\bar{\mathbf{u}}_{t+\Delta t}$ – после нахождения $\mathbf{Q}_{t+\Delta t}$ методом итераций до выполнения условий контактирования (2). После определения контактных усилий перемещения $\bar{\mathbf{u}}_{t+\Delta t}$ могут быть вычислены

$$\bar{\mathbf{u}}_{t+\Delta t} = [\mathbf{B}]_{\Delta t} \mathbf{Q}_{t+\Delta t},$$

где $[\mathbf{B}]_{\Delta t}$ – матрица коэффициентов влияния размерностью $N \times m$ (N – число переменных в узлах).

Элементы строк матрицы $[\mathbf{B}]_{\Delta t}$ вычисляются предварительно и равны динамическим смещениям в теле за промежуток времени Δt от единичных диполей, приложенных поочередно в каждом из двойных узлов.

2. Приложение методики

При отработке функционирования конструкций, а также технологий их разделения выполняются экспериментальные исследования для съема информации о перегрузках при действии короткоимпульсных воздействий. При этом элементы (датчики) устанавливаемой измерительной аппаратуры, подсоединяемые к исследуемой конструкции, фактически становятся ее частью, изменяя массовые и жесткостные характеристики. Однако основным фактором искажения является снятие информации с некоторой площадки, по которой происходит контакт датчика и конструкции, а не в условной точке постановки датчика. Фактически при этом происходит усреднение измеряемой характеристики.

В связи с этим применительно к представленной конструкции выполнены численные исследования по определению влияния присоединяемых ЭИА на расчетные характеристики узла космической конструкции, нагруженной двумя сосредоточенными импульсными силами $Q(t)$ (длительность импульса $T=100$ мкс),

$$Q=Q_0 \sin(\pi t/T) \text{ при } 0 \leq t \leq T, \quad Q=0 \text{ при } t \geq T.$$

Для этого рассмотрены две расчетные модели, одна из которых не учитывает влияния ЭИА, а другая – учитывает. В обоих случаях характеристики (ускорения, скорости, перемещения) определяются в указанной на схеме рис. 2 точке, в которой первоначально считается установленным датчик.

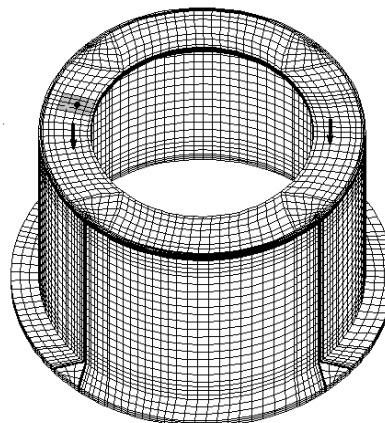


Рис. 2. Конечноэлементная модель, схема нагружения рассчитываемой конструкции

При моделировании присоединения ЭИА учитывалась добавочная масса, которая распределялась по площадке контакта ЭИА с конструкцией (затемненная на рис. 2). Т.к. датчик является сравнительно жестким элементом, то его крепление приводит к ужесточению части конструкции, относящейся к площадке контакта. Эта особенность учитывалась повышенными характеристиками материала слоя КЭ у площадки крепления ЭИА.

Результаты расчетных исследований приводят на рис. 3: перемещения (рис. 3, а), скорости (рис. 3, б) и ускорения (рис. 3, в) в направлении действия импульсных сил.

Полученные результаты свидетельствуют о значительном влиянии ЭИА на измеряемые под ним параметры исследуемой конструкции. При этом колебательные процессы в точке измерений качественно подобны, но значительно отличаются по уровню экстремальных значений, причем наибольшее отличие наблюдается для ускорений.

Заключение

Создано методико-программное обеспечение расчета динамических реакций пространственных конструкций аэрокосмического назначения на импульсные воздействия. Методика позволяет учесть неплотности разъемов или трещины, стороны или берега которых контактируют при колебаниях.

Численно установлено значительное влияние присоединенных к конструкции элементов измерительной аппаратуры (датчиков) на определяемые характеристики, что следует учитывать при сопоставлении расчетных и экспериментальных данных.

Литература

1. Шульженко, Н. Г. Реакция оболочечных элементов космических аппаратов на импульсное воздействие [Текст] / Н. Г. Шульженко, П. П. Гонтаровский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 9(106). – С. 53–58.
2. Оценка резонансных режимов колебаний космического аппарата [Текст] / В. П. Трякин, Н. Г. Шульженко, П. П. Гонтаровский и др. // *Космічна наука і технологія*. – 2003. – Т. 9, № 4. – С. 40–44.
3. Шульженко, Н. Г. Задачи термпрочности, вибродиагностики и ресурса энергоагрегатов (модели, методы, результаты исследований) [Текст] : моногр. / Н. Г. Шульженко, П. П. Гонтаровский, Б. Ф. Зайцев. – Saarbrücken, Germany : LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co.KG, 2011. – 370 с.
4. Асаёнок, А. В. Методика введения разрывов в схеме метода конечных элементов в задачах статики и собственных колебаний трехмерных конструкций [Текст] / А. В. Асаёнок, Б. Ф. Зайцев, Н. Г. Шульженко // *Проблемы машиностроения*. – 2003. – Т. 6, № 3. – С. 58–63.
5. Метод расчета колебаний тел, содержащих трещины с контактирующими берегами [Текст] / Б. Ф. Зайцев, Н. Г. Шульженко, А. В. Асаёнок, Н. Е. Ерецькая // *Проблемы машиностроения*. – 2008. – Т. 11, № 4. – С. 34–42.
6. Бате, К. Численные методы анализа и метод конечных элементов [Текст] / К. Бате, Е. Вильсон. – М. : Стройиздат, 1982. – 448 с.

Поступила в редакцию 4.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

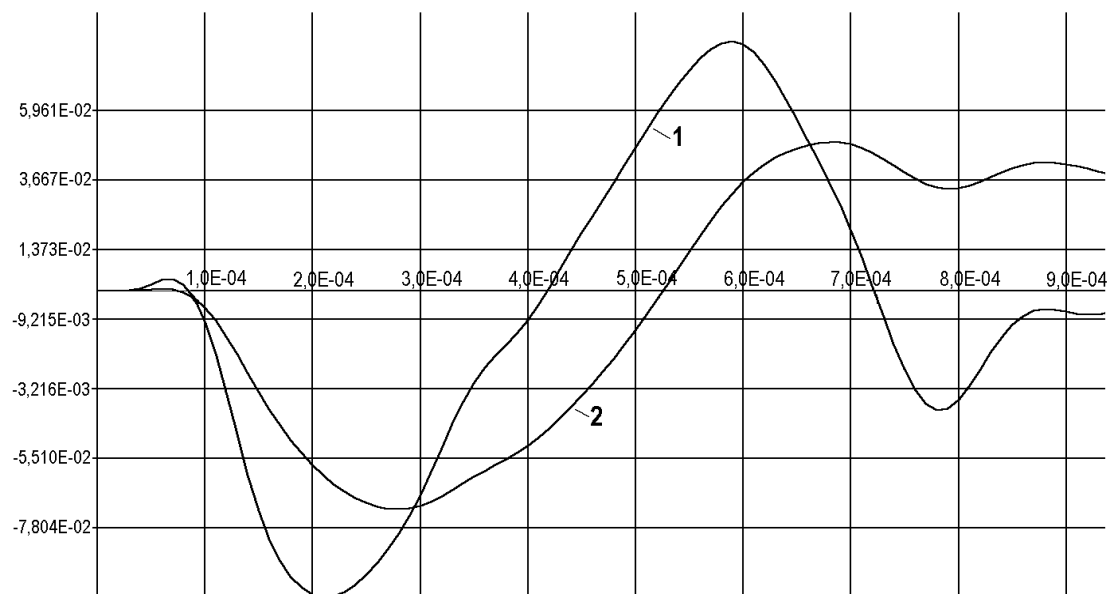
Рецензент: д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник К. В. Аврамов, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного Национальной академии наук Украины, Харьков.

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІЧНОЇ РЕАКЦІЇ КОНСТРУКЦІЙ НА ІМПУЛЬСНИЙ ВПЛИВ

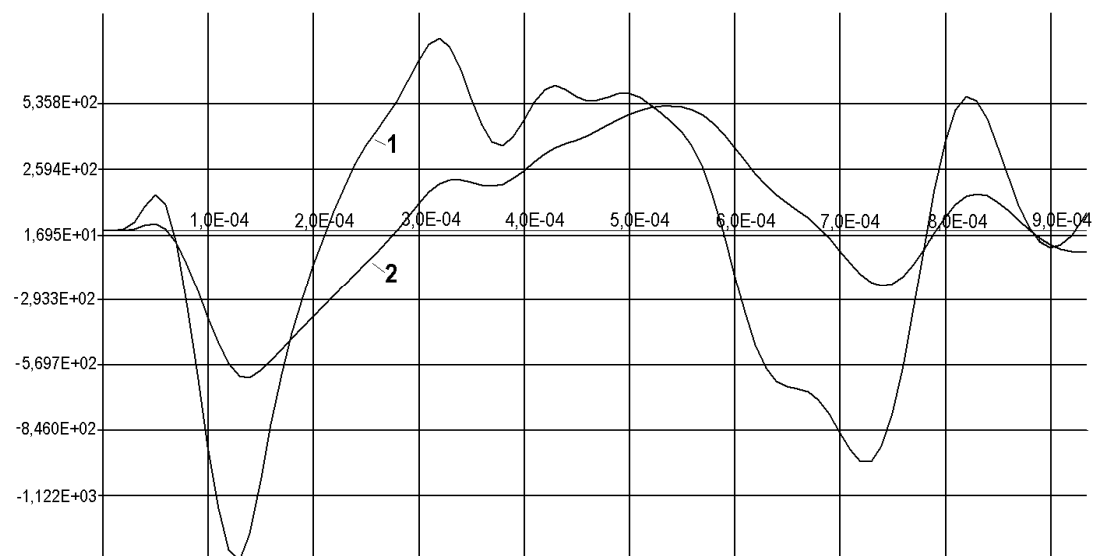
М. Г. Шульженко, Б. П. Зайцев, О. В. Асайонок

Представлено розрахункову методику оцінки реакції тривимірних систем на короткочасні навантаження з урахуванням можливих тріщин з контактуючими берегами на основі використання МСЕ та застосування прямого чисельного інтегрування кінцево-різницевих рівнянь. Приводяться результати оцінки впливу пружноінерційних характеристик елементів вимірювальної апаратури на параметри конкретної системи, що визначаються. Встановлено значну зміну параметрів руху розглянутої тонкостінної конструкції (насамперед прискорень), що варто враховувати при зіставленні результатів розрахункових і експериментальних досліджень.

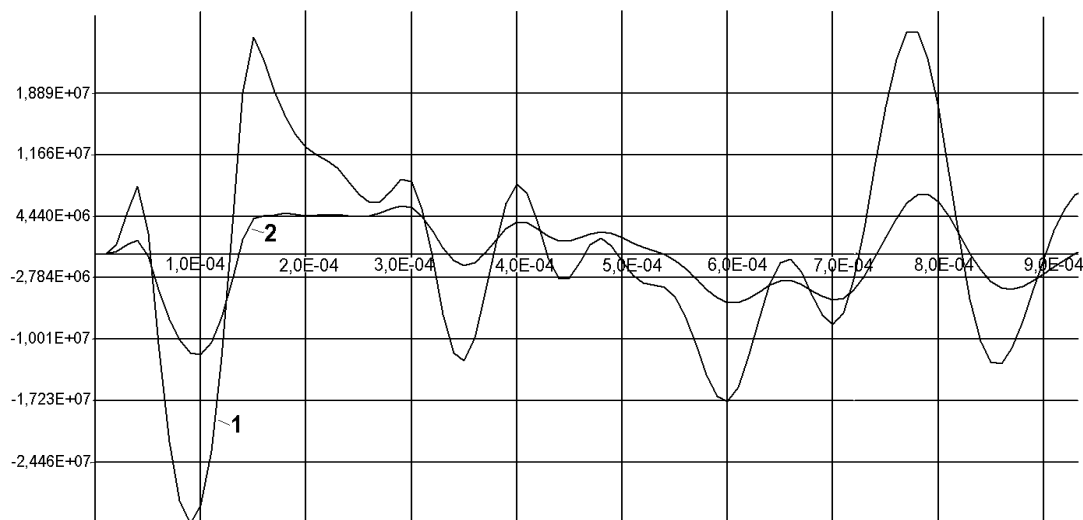
Ключові слова: розрахунок конструкцій, імпульсне навантаження, тривимірна модель, урахування тріщини.



а



б



в

Рис. 3. Перемещение (а), скорость (б), ускорение (в) в точке измерений:
1 – без учета ЭИА; 2 – с учетом ЭИА

NUMERICAL SIMULATION OF DYNAMIC RESPONSE OF STRUCTURE UNDER IMPULSE IMPACT

M. G. Shulzhenko, B. P. Zajtsev, A. V. Asajenok

The calculation method for estimation of three-dimension systems on short-term load is presented. Possibility of contact between edges of the crack is taken into account. This method is based on finite element method and direct numerical integration of finite difference equations. Results of impact assessment of elastically inertial characteristics of elements of measuring equipment on parameters of specific system are shown. Significant variation of motion parameters of thin-walled construction (primarily acceleration) is determined. These results should be considered during comparison of calculated and experimental researches.

Key words: analysis of construction, impulse loading, three-dimensional model, consideration of crack.

Шульженко Николай Григорьевич – д-р техн. наук, проф., зав. отделом вибрационных и термопрочностных исследований, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, г. Харьков, Украина, e-mail: shulzh@ipmach.kharkov.ua.

Зайцев Борис Филиппович – д-р техн. наук, вед. науч. сотр., ст. науч. сотр., Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, г. Харьков, Украина, e-mail: shulzh@ipmach.kharkov.ua.

Асаенко Александр Викторович – канд. техн. наук, науч. сотр., Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, г. Харьков, Украина, e-mail: shulzh@ipmach.kharkov.ua.

УДК 621.454

А. М. ТЕРЕШИН, А. Ф. ЧЕВАГИН

*Центральный Аэрогидродинамический Институт им. проф. Н. Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия***ИССЛЕДОВАНИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНЫХ УСТРОЙСТВ
ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПВРД**

К настоящему времени в авиационной практике накоплен большой опыт по разработке и исследованию сверхзвуковых воздухозаборных устройств традиционных схем, представляющих собой одноканальные сверхзвуковые диффузоры в лобовой или примыкающей к фюзеляжу или крылу летательного аппарата компоновке. Все внутренние и внешние газодинамические характеристики таких воздухозаборных устройств достаточно хорошо изучены и подробно исследованы для атмосферных летательных аппаратов всевозможных конструкций и назначений, использующих в составе силовой установки двигателя различного класса (ГТД, ПВРД, РДТТ и т.п.). Однако многоканальные воздухозаборные устройства, состоящие из двух и более сверхзвуковых диффузоров и обслуживающих один двигатель, в сравнении с одноканальными по своим характеристикам обладают рядом принципиальных отличий. И эти отличия, обусловленные газовой динамикой внутреннего течения в многоканальных воздухозаборных устройствах, в свою очередь могут накладывать (или снимать) определенные ограничения по реализации возможностей таких воздухозаборных устройств в составе силовой установки. В ЦАГИ проведены обширные стендовые и расчетные исследования сверхзвуковых воздухозаборных устройств, состоящих из 4-х диффузоров, объединенных общей камерой смешения ПВРД.

Ключевые слова: *прямоточный воздушно-реактивный двигатель, воздухозаборное устройство, угол атаки, коэффициент восстановления полного давления, коэффициент расхода воздуха.*

Введение

В ЦАГИ проведены обширные модельные и расчётные исследования сверхзвуковых воздухозаборных устройств (ВЗУ) серийных ракет, состоящих из 4-х диффузоров, объединенных общей камерой смешения ПВРД. На рис. 1 представлена фотография типичной ракеты, регулярно показываемой на различных международных выставках, в частности на МАКС-ах в Жуковском [1].

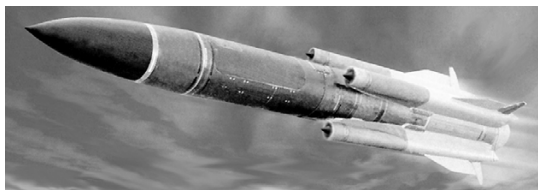


Рис. 1. Летательный аппарат с четырёхканальным ВЗУ

Полученные результаты экспериментальных исследований с привлечением расчетно-теоретических методов позволили определить основные закономерности в протекании газодинамических процессов в многоканальных ВЗУ.

Тип, конструктивный облик и характеристики ВЗУ ракеты были определены в результате большого объема экспериментальных и доводочных работ

на стендовых, модельных и полноразмерных образцах. Критериями отбора были:

- компоновочные условия интеграции ВЗУ с корпусом летательного аппарата (ЛА);
- условия совместимости диффузоров ВЗУ с расположением крыльев и рулей ракеты при ее ориентации по схеме «Х»;
- неизменность проточного тракта на всех режимах полёта;
- диапазон скоростей полета, соответствующий числам $M = 1.8 \dots 3.5$;
- диапазон углов атаки и скольжения при заданных уровнях тяги на всех режимах $\alpha, \beta = \pm 7^\circ$;
- обеспечение работоспособности двигателя до углов атаки $\alpha = 13^\circ$;
- обеспечение запасов устойчивости не ниже нормированного уровня 5% при всех эксплуатационных условиях.

Из многих альтернативных вариантов ВЗУ по результатам модельных исследований интегральной компоновки был выбран вариант с четырьмя осесимметричными диффузорами, равномерно расположенными по окружности корпуса ракеты и объединенными в общую камеру смешения. По проведенным оценкам, такая схема ВЗУ наиболее удовлетворяет перечисленным выше критериям.

Экспериментальные исследования ВЗУ прово-

дились как на моделях, так и на натурном изделии. Исследования исполнительных моделей четырехканального ВЗУ проводились на стендах ЦАГИ СВС-2 и ТПД. Модели одиночных диффузоров исследовались на стенде ЦИАМ УВ16-Т. ВЗУ натурной ракеты исследовалось на стендах ЦАГИ ТПД и Т-109. Расчетные оценки проведены в ЦАГИ.

Результаты исследований

В процессе экспериментов были исследованы дроссельные характеристики ВЗУ в диапазоне чисел $M = 1.8 \dots 4.2$ и углов атаки $\alpha = 0 \dots 13^\circ$. Исследовалось влияние на дроссельные характеристики величины относительной площади горла ВЗУ, величины угла конуса центрального тела, угла поднутрения обечайки, влияние относительного удлинения фюзеляжа и формы его оживала, влияние других факторов. На рис. 2 в качестве примера представлены экспериментально полученные на моделях дроссельные характеристики ВЗУ для $M = 2.5$ и $\alpha = 0 \dots 13^\circ$ (здесь в координатах: v – коэффициент восстановления полного давления; f – коэффициент расхода воздуха).

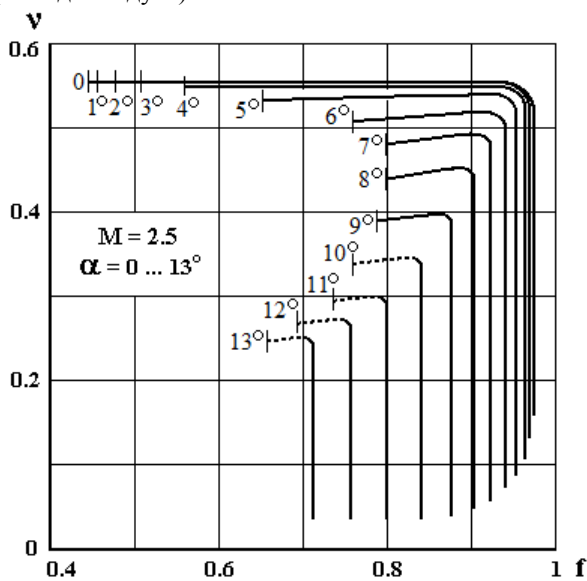


Рис. 2. Дроссельные характеристики ЛА с четырёхканальным ВЗУ

Основной отличительной особенностью четырехканального ВЗУ исследованной компоновки является существенная зависимость его внутренних характеристик от угла атаки α . Начиная с угла атаки $\alpha = 6^\circ \dots 7^\circ$ начинается резкое падение коэффициента восстановления полного давления v и коэффициента расхода воздуха $f_{\max}$: при $\alpha = 13^\circ$ снижение v достигает 50%; снижение $f_{\max}$ – 15...40% (в зависимости от числа M набегающего потока). Наглядно это видно на рис.3, где на графике относительные вели-

чины v_α/v_0 и f_α/f_0 для различных чисел M представлены в зависимости от угла атаки α (здесь v_0, f_0 – максимальные значения коэффициентов восстановления полного давления и расхода воздуха ВЗУ на нулевых углах атаки; v_α, f_α – на углах атаки α). Схема обтекания корпуса ракеты и ВЗУ набегающим потоком также представлена на рис. 3. В основном ракета исследовалась при установке её на стенде по схеме «X» (см. рис. 3), однако в некоторых экспериментах были установки по схеме «+», имитирующие полет одновременно на углах атаки и углах скоса.

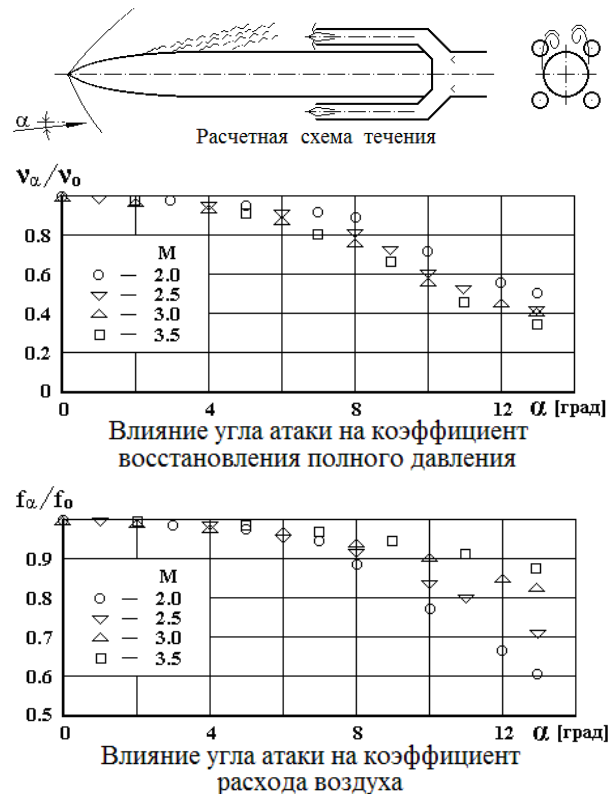


Рис. 3. Интегральные характеристики четырёхканального ВЗУ

Характер поведения внутренних характеристик ВЗУ на углах атаки объясняется существенно различным влиянием корпуса ракеты на структуру течения перед диффузорами, расположенными с наветренной стороны (нижние диффузоры), и подветренной стороны (верхние диффузоры). На углах атаки верхние диффузоры находятся в значительной степени неравномерном и срывном потоке, и они определяют суммарный уровень потерь полного давления в ВЗУ. Нижние же диффузоры находятся в относительно равномерном потоке, и они обуславливают основной расход воздуха через ВЗУ.

Также существенно на реализацию рабочего процесса и характеристики влияет наличие общей камеры смещения ВЗУ. Как показали исследования, из-за возможности перетока воздуха в общей камере

смещения у многоканальных ВЗУ на углах атаки происходит перераспределение расхода воздуха между подветренными диффузорами и наветренными (на режимах полета с $\alpha = 0$ расход у диффузоров одинаков). С увеличением угла атаки отличие в расходах через верхние и нижние диффузоры возрастает и может достигнуть больших значений. На исследованном ВЗУ ракеты X-31 на углах атаки $\alpha > 13^\circ$ вообще реализуется отрицательный расход воздуха через верхние подветренные диффузоры, причем даже при полностью «раскрытом» двигателе (расход топлива $G_{\text{топл}} = 0$). Такое перераспределение расхода воздуха показывают и экспериментальные исследования, и расчетные оценки.

На рисунке 4 для чисел $M = 2 \dots 3.5$ представлены величины отношения расхода воздуха через верхние диффузоры $G_{\text{верх}}$ к расходу через нижние диффузоры $G_{\text{низ}}$ в зависимости от угла атаки α : $G_{\text{верх}}/G_{\text{низ}} = \varphi(\alpha)$. Темными значками отмечены значения $G_{\text{верх}}/G_{\text{низ}}$, полученные из эксперимента путем измерения расхода воздуха в нижних диффузорах и измерения суммарного расхода через ВЗУ. Расчетные оценки представлены светлыми значками. Расчет производился по полученной А. М. Терешиним полуэмпирической зависимости:

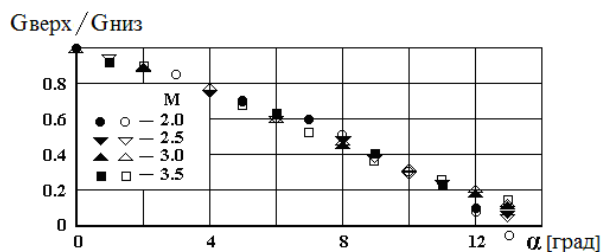
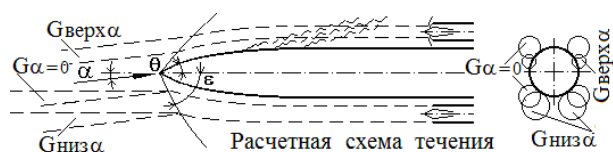
$$G_{\text{верх}}/G_{\text{низ}} = 2 \cdot (f_\alpha/f_0) \cdot \sin \varepsilon / \sin(\varepsilon + \alpha) - 1.$$

Здесь f_α и f_0 максимальные значения, полученные из эксперимента, коэффициента расхода воздуха через ВЗУ на угле атаки α и при $\alpha = 0$, соответственно; ε – угол наклона конического скачка уплотнения от носовой части корпуса ЛА с наветренной стороны (для рассматриваемой ракеты полуугол заострения $\Theta = 13^\circ$). Расчетная схема течения представлена на рис. 4.

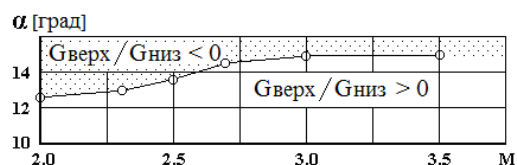
Основным допущением для получения зависимости являлось условие: $(\varepsilon - \Theta) = \text{const}$ при $M = \text{const}$, $\alpha = \text{var}$. Следуя [2, 3], для диапазона углов атаки $\alpha = 0 \dots 15^\circ$ такое допущение вполне справедливо, что и подтверждается вполне удовлетворительным сравнением расчетных и экспериментальных результатов.

На рисунке 4 также представлены области режимов работы ВЗУ по числу M и α на больших углах атаки. Как отмечалось выше, компоновка многоканального ВЗУ с объединенной камерой смещения даже при полностью «раскрытом» двигателе на больших углах атаки реализует устойчивый рабочий процесс с обратным течением через верхние подветренные диффузоры. Это в обязательной степени следует иметь в виду при рассмотрении общего рабочего процесса с горением в КС, т.е. на дроссельных режимах работы ВЗУ.

На дроссельных режимах наличие перетока между нижними и верхними диффузорами будет полностью определять внутренние характеристики ВЗУ. Как показали исследования, на углах атаки при дросселировании ($G_{\text{топл}} > 0$) в первую очередь на докритический режим вплоть до появления срыва течения выходят верхние диффузоры; нижние диффузоры при этом работают в закритическом режиме с постоянным расходом воздуха. Однако наиболее значительные отличия многоканальные ВЗУ по сравнению с одноканальными имеют на режимах реализации их неустойчивой работы.



Влияние угла атаки на распределение расхода воздуха между верхними и нижними диффузорами



Области режимов работы ВЗУ без перетока и перетоком воздуха через верхние диффузоры ($G_{\text{топл}} = 0$)

Рис. 4. Распределение расхода воздуха через верхние и нижние диффузоры ВЗУ на углах атаки

Неустойчивая работа многоканального ВЗУ имеет принципиальные отличия по сравнению от ее реализации в одноканальном ВЗУ. Как показали исследования, при умеренных углах атаки $\alpha = 0 \dots 4^\circ$ при определенной степени дросселирования (зависит от числа M набегающего потока) неустойчивая работа ВЗУ проявляется в виде возникновения помпажа вначале в верхних диффузорах, а затем нижних. При этом (также зависит от числа M набегающего потока) на дроссельных характеристиках возможно появление разрывов. При более высоких значениях угла атаки ($\alpha = 5^\circ \dots 7^\circ$) помпаж реализуется только в верхних подветренных диффузорах; нижние при этом работают в закритическом режиме или в области угловой точки своей дроссельной характеристики. Дальнейшее увеличение угла атаки на дроссельных режимах приводит к качественно но-

вой картине неустойчивой работы ВЗУ: из-за низкой напорности потока с подветренной стороны и наличия перед верхними диффузорами срывов течения с корпуса ЛА помпажные колебания в них прекращаются, в ВЗУ реализуется переток воздуха через камеру смешения из нижних диффузоров в верхние с выбросом во внешний поток. Дросселирование ВЗУ происходит путем переброса воздуха через верхние диффузоры. Этот процесс, хотя и характеризует «неэксплуатационную» работу ВЗУ, протекает вполне устойчиво без каких-либо колебаний давления вплоть до полного дросселирования двигателя: нижние диффузоры работают на закритическом режиме, а верхние – с отошедшей ударной волной и обратным течением.

Такая различная реализация неустойчивой («неэксплуатационной») работы многоканальных ВЗУ приводит к необходимости разделять эту неустойчивость по углу атаки на дроссельные характеристики: при умеренных углах атаки дросселирование приводит к помпажу; при больших углах – к возвратному течению с отошедшей ударной волной и без помпажных колебаний давления. К примеру, для $M = 2.5$ помпаж ВЗУ при дросселировании реализуется в диапазоне $\alpha = 0...9^\circ$; при $\alpha > 9^\circ$ реализуется безпомпажное возвратное течение. На рисунке 2 для этих режимов ($\alpha = 10^\circ...13^\circ$) пологие ветви дроссельных характеристик отмечены пунктирными линиями.

Здесь следует иметь в виду, что хотя на больших углах атаки при дросселировании помпажа нет, эти режимы для ПВРД с многоканальным ВЗУ не являются эксплуатационными, т.к. при перетоке в камере смешения непосредственно перед камерой сгорания реализуется существенно неравномерное поле течения с противотоками, что недопустимо для устойчивой работы двигателя как с точки зрения устойчивого эффективного горения, так и с точки зрения возможного прогара конструкции в зоне обратных токов. Устранить это отрицательное явление очевидно можно, выполнив дополнительно какие-либо специальные конструктивные мероприятия в камере смешения.

Отдельно следует отметить режим работы многоканального ВЗУ при работе ПВРД с нулевыми расходами воздуха, т.е. при $f=0$. Этот режим реализуется при разгоне ЛА стартовым двигателем (СД), размещенным в камере сгорания маршевого ПВРД (такая компоновка выполнена на рассматриваемой ракете); в этом случае проток через двигатель закрыт, и расход через ВЗУ отсутствует. В отличие от одноканального ВЗУ, которое при нулевых расходах воздуха через двигатель находится в глубоком помпаже, многоканальное воздухозаборное устройство в зависимости от угла атаки работает в качественно различных режимах. Экспериментальные исследования натурных образцов

ракеты в аэродинамических трубах ЦАГИ Т-109 и ТПД с имитацией работы СД показали следующее: во всем проверенном диапазоне чисел $M = 1.7...3$ при $\alpha = 0...3^\circ$ переток между диффузорами отсутствует и ВЗУ находится в режиме помпажа; при $\alpha \geq 5^\circ$ и $M \geq 2.2$ помпажа ВЗУ нет, и верхние диффузоры работают с отошедшей ударной волной и обратным течением (при $\alpha < 5^\circ$, $M < 2.2$ и $\alpha < 8^\circ$, $M = 1.7$ – помпаж); при $\alpha \geq 8^\circ$ во всем проверенном диапазоне чисел $M = 1.7...3$ помпажа нет, между диффузорами реализуется переток воздуха. Наглядно это в координатах M , α представлено на рис. 5.

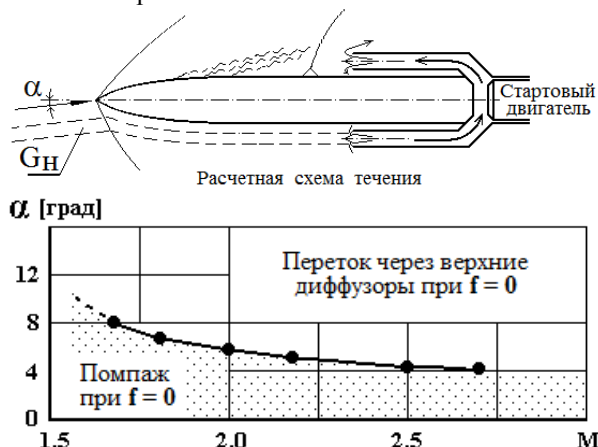


Рис. 5. Влияние угла атаки на характер неустойчивой работы ВЗУ при $f = 0$

На рис. 6 представлены замеренные в канале перед СД относительные величины колебания статического давления $2A / P_{ст} = f(M, \alpha)$.

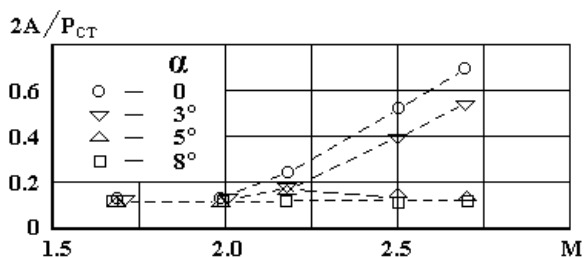


Рис. 6. Влияние угла атаки на величину амплитуды статического давления в канале ВЗУ при $f = 0$

Подобная картина течения наблюдается и в двух-трехканальных ВЗУ, исследованных на моделях при поисковых работах ЦАГИ. Одновременный помпаж всех диффузоров у этих ВЗУ также наблюдается только на умеренных углах атаки. На увеличенных углах из-за перетока в общей камере смешения помпаж реализуется у подветренных диффузоров, а при более высоких значениях угла атаки происходит интенсивный переток без помпажных колебаний с реализацией отошедшей ударной волны у подветренных диффузоров.

Следует отметить, что проведенные анализ и результаты рабочего процесса в многоканальном ВЗУ при полете ЛА на углах атаки полностью распространяются для режимов полета ЛА на углах скоса, но при условии осесимметричной конфигурации ЛА.

Таким образом, проведенные исследования показали существенные отличия газодинамических характеристик многоканальных воздухозаборных устройств по сравнению с традиционными одноканальными ВЗУ.

Выводы

Проведенные в настоящей работе экспериментальные и расчетно-теоретические исследования позволили определить качественные и количествен-

ные оценки по реализации возможных режимов работы ПВРД с многоканальными ВЗУ, включая режимы с неустойчивой работой.

Литература

1. *Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, наземные [Текст].* – М. : ООО АКС-Конверсалт, 2000. – 120 с.
2. *Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика [Текст] / Г. Н. Абрамович.* – М. : Наука, 1976. – 350 с.
3. *Шевелев, Ю. Д. Пространственные задачи вычислительной аэрогидродинамики [Текст] / Ю. Д. Шевелев.* – М. : Наука. 1986. – 220 с.

Поступила в редакцию 5.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, гл. науч. сотр. А. К. Трифонов, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ), г. Жуковский, Россия.

ДОСЛІДЖЕННЯ ПОВІТРОЗАБІРНИХ ПРИСТРОЇВ ВИСОКОШВИДКІСНИХ ППРД

О. М. Терешин, О. Ф. Чевагин

У поточний час в авіаційній практиці накопичено великий досвід розробки і дослідження надзвукових повітрозабірних пристроїв традиційних схем, які являють собою одноканальні надзвукові дифузори в лобовій або тій, що примикає до фюзеляжу чи крилу літального апарата компоновці. Усі внутрішні та зовнішні газодинамічні характеристики таких повітрозабірних пристроїв достатньо добре вивчені та детально досліджені для атмосферних літальних апаратів різноманітних конструкцій і призначень, які використовують у складі силової установки двигуни різних класів (ГТД, ППРД, РДТП і т.п.). Однак багатоканальні повітрозабірні пристрої, які складаються з двох чи більше надзвукових дифузоров, що обслуговують один двигун, у порівнянні з одноканальними за своїми характеристиками мають ряд принципових відмін. І ці відмінні, які обумовлено газовою динамікою внутрішньої течії в багатоканальних повітрозабірних пристроях, в свою чергу, можуть створювати (або знімати) певні обмеження по реалізації можливостей таких повітрозабірних пристроїв у складі силової установки. В ЦАГІ проведено великі стендові та розрахункові дослідження надзвукових повітрозабірних пристроїв, які складаються з 4-х дифузоров, об'єднаних загальною камерою змішування ППРД.

Ключові слова: прямоточний повітряно-реактивний двигун, повітрозабірний пристрій, кут атаки, коефіцієнт відновлення повного тиску, коефіцієнт витрати повітря.

RESEARCHES AIR INLETS OF HIGH-SPEED RAMJET

A. M. Tereshin, A. F. Chevagin

Nowadays wide experience in development and research of traditional supersonic inlets is gained. They are composed of single-channel supersonic diffuser either forward or adjacent to fuselage or wing of the aircraft. All internal and external gas-dynamic characteristics of such inlets have already been investigated in detail for atmospheric aircraft of different designs and purposes, which use various engines in structure of a power-plant (gas-turbine engine, ramjet, BSRM, etc.). However multichannel air inlets consisting of two or more supersonic diffusers connected to single engine have a number of basic differences in characteristics in comparison with single-channel one. These differences caused by gas dynamics of internal flow in multichannel inlet can in turn impose (or remove) certain restrictions on characteristics of such air inlets in structure of the power-plant. Extensive experimental and computational research of supersonic ramjet inlets composed of 4 diffusers connected to common mixing chamber have been carried out in TSAGI.

Keywords: ramjet, air inlet, angle of attack, total pressure recovery ratio, air capture ratio.

Терешин Александр Михайлович – д-р техн. наук, академик Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского, вед. науч. сотр., Центральный Аэрогидродинамический Институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ), г. Жуковский, Россия.

Чевагин Александр Федорович – канд. техн. наук, академик Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского, начальник отделения, Центральный Аэрогидродинамический Институт им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ), г. Жуковский, Россия.

УДК 621.438.001 2 (02)

А. И. ГРЕЦКОВ, В. А. ГРИГОРЬЕВ, А. О. ЗАГРЕБЕЛЬНЫЙ, В. М. РАДЬКО

*Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева (национальный исследовательский университет), Россия***К ОЦЕНКЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТА В ЗАДАЧЕ ВЫБОРА ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД СТ**

В работе показано одно из направлений решения задачи повышения эффективности газотурбинного двигателя. Выполнение этой задачи осуществляется на начальном этапе проектирования. С современных позиций опережающего проектирования в работе рассмотрена оценка аэродинамических характеристик вертолета при выборе и обосновании значений параметров рабочего процесса авиационных газотурбинных двигателей со свободной турбиной. Данный метод расчета аэродинамических характеристик позволяет учитывать практический диапазон скоростей, что необходимо для качественного определения потребных мощностей для полета вертолета. Знание в каждой точке траектории полета расхода топлива обеспечивает начальное проектирование ГТД СТ, базирующееся на моделировании функционирования СУ в составе ЛА.

Ключевые слова: выбор значений параметров, газотурбинный двигатель со свободной турбиной, рабочий процесс, аэродинамические характеристики, математическая модель, вертолет.

Введение

Малоразмерные ГТД СТ составляют большую часть силовых установок вертолетов. Такие двигатели даже с высокими параметрами рабочего процесса имеют удельный расход топлива на 20...25%, а удельную массу на 45...55% выше, чем у лучших образцов полноразмерных ГТД. Используемые значения степени повышения давления π_k у МГТД почти на 8...10 единиц, а $T_{г.мах}^*$ на 100...200 К ниже, чем у полноразмерных ГТД.

Одним из главных путей решения этой проблемы следует признать повышение эффективности вертолетных ГТД на этапе начального проектирования посредством выбора рациональных значений параметров рабочего процесса.

Достижение этой цели предполагает решение ряда задач, в том числе:

- разработка модели вертолетного ГТД в системе вертолета;
- формирование моделей критериев оценки эффективности системы вертолет - ГТД;
- разработка методов и средств, позволяющих определять и исследовать рациональные параметры рабочего процесса МГТД.

Основной особенностью начального проектирования ГТД СТ является необходимость осуществления оптимального согласования основных параметров силовой установки (СУ) и вертолета на основе их системных критериев эффективности. В свою очередь это предполагает энергетическое и массовое согласования силовой установки и летательного аппарата на базе определенной аэродинамической модели вертолета.

Постановка задачи исследования

При наиболее общем варианте начала проектирования следует задать дальность полета L_p , высоту полета H_p , скорость V_p и величину перевозимой коммерческой нагрузки $M_{кн}$ ($M_{пн}$) [1].

Аэродинамический расчет вертолета и расчет его массы являются основными этапами расчета летно-технических характеристик, на основе которых устанавливается влияние параметров рабочего процесса двигателя на эти показатели вертолета [2].

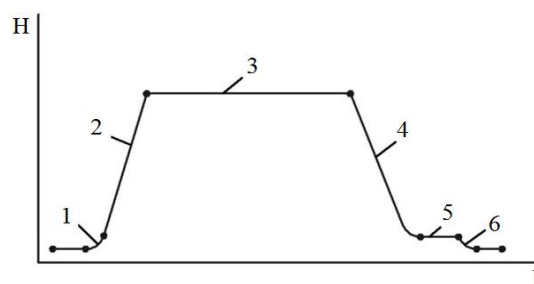


Рис. 1. Траектория полета вертолета:
1 - взлет; 2 - набор высоты; 3, - крейсерский полет;
4 - снижение; 5 - предпосадочное маневрирование;
6 - посадка

Полет вертолета по траектории (рис. 1) является многоэтапным процессом. Поскольку перемещение ЛА на различных участках описывается разными условиями (высотой и скоростью полета, балансом масс, характеристиками несущей системы и СУ), то его моделирование на этапе начального проектирования ГТД СТ целесообразно осуществлять путем последовательного рассмотрения каждого

этапа полета. Значения параметров состояния вертолета в конце очередного этапа являются начальными условиями для моделирования следующего.

Для обеспечения горизонтального полета вертолета требуется обеспечить потребную мощность, которая состоит из трех составляющих: индуктивной, идущей на создание тяги; профильной, расходуемой на обеспечение вращения несущего винта, и мощности, необходимой на преодоление лобового сопротивления вертолета.

Аэродинамическая оценка вертолета

Применительно к начальному проектированию СУ для определения потребной мощности можно использовать обобщенные поляры несущего винта (НВ) и поляры планера вертолета. Такой подход позволяет определить потребную мощность двигателей на трех режимах: на режиме висения; при полете в диапазоне скоростей от 100 км/ч до 250 км/ч; в полете со скоростью свыше 250 км/ч.

Потребная взлетная мощность с учетом потерь на пылеочистку и привод рулевого винта (РВ) можно определять как

$$N_{\text{взл потр}} = N_{\text{вис}} \frac{1}{(1 - \zeta_{\text{пф}}) \zeta_{\text{РВ}}},$$

где $\zeta_{\text{пф}}$ – коэффициент отбора мощности на пылеочистку;

$\zeta_{\text{РВ}}$ – коэффициент отбора мощности на привод рулевого винта.

Мощность на режиме висения зависит от полетной массы M_0 (которая изменяется с течением времени, вследствие расхода топлива) вертолета и характеристик несущего винта. Для определения $N_{\text{вис}}$ предварительно нужно вычислить коэффициент тяги несущего винта

$$C_P = \frac{2M_0 g}{F_{\text{ом}} \rho (\omega R_{\text{НВ}})^2},$$

где $F_{\text{ом}}$ – площадь ометаемой поверхности;

ρ – плотность воздуха;

ω – угловая скорость вращения несущего винта;

$R_{\text{НВ}}$ – радиус НВ.

Далее с помощью типовой характеристики несущего винта (рис. 2) можно определить коэффициент крутящего момента $m_{\text{кр}}$.

Для типовых значений линейной скорости вращения винта на периферийном диаметре $\omega R_{\text{НВ}} = 210$ м/с

$$m_{\text{кр}} = 1 \cdot 10^6 (C_P)^5 - 6,4667 \cdot 10^4 (C_P)^4 + 1,18 \cdot 10^3 (C_P)^3 - 7,3833 (C_P)^2 + 8,07 \cdot 10^{-2} C_P.$$

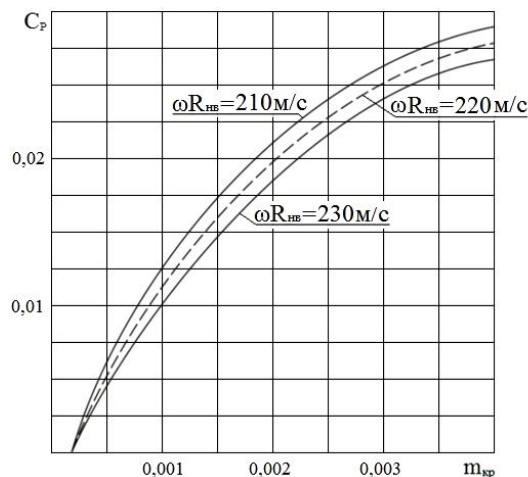


Рис. 2. Типовые характеристики несущего винта

Для $\omega R_{\text{НВ}} = 220$ м/с

$$m_{\text{кр}} = 7 \cdot 10^7 (C_P)^6 + 5 \cdot 10^6 (C_P)^5 + 1,34676 \cdot 10^5 (C_P)^4 - 1,7155 \cdot 10^4 (C_P)^3 + 1,1168 \cdot 10^1 (C_P)^2 + 4,2 \cdot 10^{-2} C_P + 1,001 \cdot 10^{-2}.$$

Для $\omega R_{\text{НВ}} = 230$ м/с

$$m_{\text{кр}} = 5 \cdot 10^7 (C_P)^6 - 4 \cdot 10^6 (C_P)^5 + 1,08843 \cdot 10^5 (C_P)^4 - 1,4359 \cdot 10^3 (C_P)^3 + 1,009 \cdot 10^1 (C_P)^2 + 2,41 \cdot 10^{-2} C_P + 1 \cdot 10^{-4}.$$

В свою очередь величины $m_{\text{кр}}$ являются составной частью выражений для потребной мощности на режиме висения, которая определяется как сумма индуктивной и профильной мощностей.

$$N_{\text{вис}} = N_i + N_{\text{пр}}.$$

Для условий $H_{\text{п}} = 0$, $V_{\text{п}} = 0$ км/ч определяется потребная мощность на преодоление индуктивных потерь

$$N_i + N_{\text{пр}} = \frac{m_{\text{кр}} F_{\text{ом}} \rho (\omega R)^3}{1973,3}.$$

Для условий $H_{\text{п}} = 0$, $V_{\text{п}} = 100 \dots 250$ км/ч определяется потребная мощность на преодоление индуктивных потерь:

$$N_i = \frac{(M_{\text{в2g}})^2}{1973,3 \rho_2 F_{\text{ом}}} \frac{1}{V_{\text{п}}}.$$

Определяется мощность, расходуемая на преодоление профильных потерь:

$$N_{\text{пр}} = \frac{m_{\text{пр}} F_{\text{ом}} \rho (\omega R_{\text{НВ}})^3}{1973,3},$$

где $m_{\text{пр}} = \frac{C_x \sigma}{4} (1 + 5\mu^2)$ – коэффициент профильного сопротивления,

C_x – коэффициент лобового сопротивления определяется по поляре несущего винта (см. рис. 3);

$$\sigma = \frac{C_P}{0,17};$$

C_p – коэффициент тяги;

$$\mu = \frac{V_{\Pi}}{\omega R_{\text{нв}}}.$$

Вычисляется мощность, обеспечивающая движение с заданной скоростью в расчетных условиях полета

$$N_{\text{движ}} = \frac{\bar{C}_{x\phi} F_{\text{ом}} \rho V^3}{1973,3}.$$

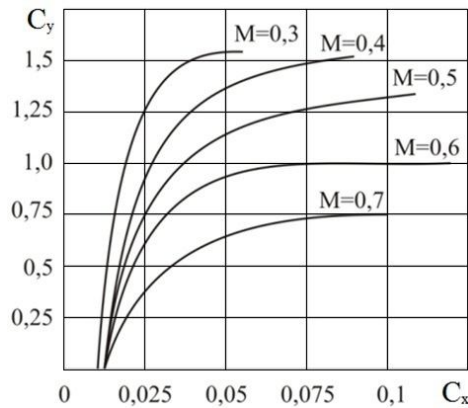


Рис. 3. Типовые зависимости $C_y = f(C_x, M)$

Определяется мощность одного двигателя

$$N_{e0} = \frac{N_{\text{потр2}}}{n_{\text{дв}}} \left[1 - \frac{1}{(1 - \xi_{\text{пф}}) \xi_{\text{рв}}} \right].$$

С учетом условий: $V_{\Pi} = 250 \dots 300$ км/ч, $H_{\Pi} = 0$ определяется потребная мощность для полета вертолета массой $M_{0(i)}$ в условиях $p_{(i)}$, $T_{(i)}$, $V_{(i)}$, $\rho_{(i)}$.

Для данного диапазона скоростей определяется совместно

$$N_i + N_{\text{пр}} = \frac{m_{\text{кр}} F_{\text{ом}} \rho (\omega R_{\text{нв}})^3}{1973,3}.$$

Вычисляется коэффициент тяги несущего винта:

$$C_p = \frac{C_p(\text{при } V_{\Pi}=0)}{1 + 1,5 \mu^2},$$

где $\mu = \frac{V_{\Pi}}{\omega R_{\text{нв}}}$

и затем по зависимости $m_{\text{кр}} = f(C_p)$ определяется величина $m_{\text{кр}}$.

$$N_{\text{движ}} = \frac{C_{x\phi} F_{\text{ом}} \rho V_{\Pi}^3}{1973,3},$$

где $C_{x\phi}$ – коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа, определяется по зависимостям:

- для специального варианта целевой нагрузки (рис. 4)

$$C_{x\phi} = -6 \cdot 10^{-12} \alpha^6 - 2 \cdot 10^{-10} \alpha^5 + 1 \cdot 10^{-8} \alpha^4 + 2 \cdot 10^{-8} \alpha^3 + 4 \cdot 10^{-6} \alpha^2 - 3 \cdot 10^{-6} \alpha + 0,0112;$$

- для транспортного варианта

$$C_{x\phi} = 2 \cdot 10^{-11} \alpha^6 - 3 \cdot 10^{-10} \alpha^5 - 2 \cdot 10^{-10} \alpha^4 + 2 \cdot 10^{-9} \alpha^3 + 6 \cdot 10^{-6} \alpha^2 + 4 \cdot 10^{-6} \alpha + 0,009.$$

На рисунке 5 приведены результаты расчета значений потребной мощности при движении среднего вертолета с различными скоростями полета.

При движении вертолета с определенной скоростью к индуктивной и профильной мощностям добавляется мощность, расходуемая на преодоление лобового сопротивления вертолета

$$N_{\text{потреб}} = N_i + N_{\text{пр}} + N_{\text{движ}}.$$

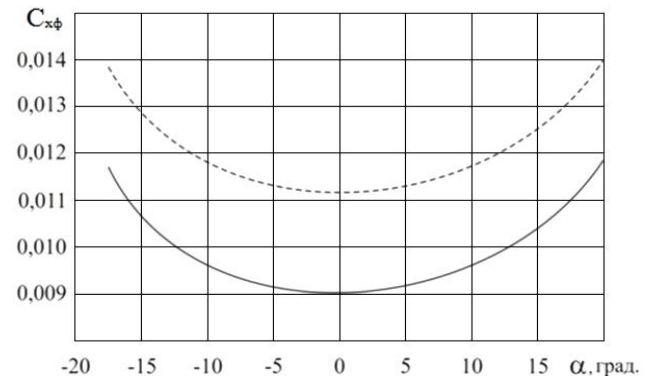


Рис. 4. Зависимости коэффициента сопротивления от угла атаки фюзеляжа:

— — транспортный вариант;
- - - - специальный вариант

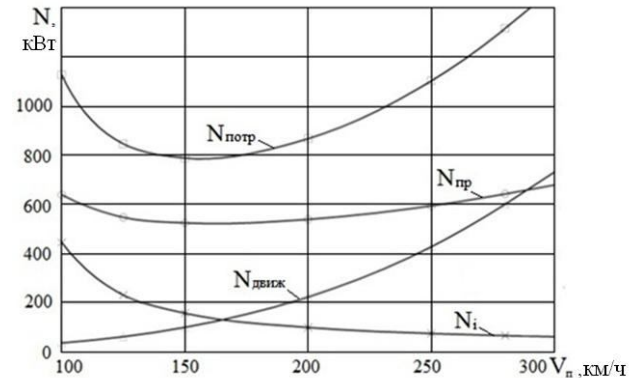


Рис. 5. Результаты расчета значений потребной мощности при движении среднего вертолета

Заключение

Зная потребную для движения вертолета мощность, можно определить мощность двигателя в конкретных условиях полета. Значит в каждой точке траектории будет известен расход топлива ГТД СТ исходя из конкретных условий полета.

В этом случае, уточнение массы топлива потребного на полет вертолета на расчетную дальность по заданной траектории полета с определенной скоростью можно определить как:

$$M_{mL} = \int_0^{t_{\Pi}} M_m(t_i) dt \cong \sum_{i=1}^r \Delta t_i^{n_{\text{ДВ}}} \frac{C_{ei} N_{ei} - C_{e i-1} N_{e i-1}}{\ln(C_{ei} N_{ei} / C_{e i-1} N_{e i-1})}.$$

Масса топлива необходимая на полет является единственной изменяющейся составляющей взлетной массы вертолета M_0 , которая влияет на аэродинамические характеристики вертолета.

Такой подход учета изменения массы топлива, оценки аэродинамических характеристик вертолета, дает возможность проведения исследований в зада-

че поиска оптимальных значений параметров рабочего процесса двигателя.

Литература

1. Тищенко, М. Н. Выбор параметров вертолёта на начальной стадии проектирования [Текст] / М. Н. Тищенко. – М. : МАИ, 2004. – 56 с.
2. Вертолетные газотурбинные двигатели [Текст] / В. А. Григорьев, В. А. Зрелов, Ю. М. Игнаткин и др. ; под общей редакцией В. А. Григорьева и Б. А. Пономарева. – М. : Машиностроение, 2007. – 491 с.

Поступила в редакцию 5.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., Главный конструктор В. П. Данильченко, ОАО «Кузнецов», Самара.

ДО ОЦІНКИ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЬОТА В ЗАДАЧІ ВИБОРУ ЗНАЧЕНЬ ПАРАМЕТРІВ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ ГТД ВТ

О. І. Грецьков, В. О. Григор'єв, А. О. Загребельний, В. М. Радько

У роботі показано один з напрямків вирішення завдання підвищення ефективності газотурбінного двигуна. Виконання цього завдання здійснюється на початковому етапі проектування. З сучасних позицій випереджаючого проектування в роботі розглянуто оцінку аеродинамічних характеристик вертольота при виборі та обґрунтуванні значень параметрів робочого процесу авіаційних газотурбінних двигунів з вільною турбіною. Даний метод розрахунку аеродинамічних характеристик дозволяє враховувати практичний діапазон швидкостей, що необхідно для якісного визначення потрібних потужностей для польоту вертольота. Знання в кожній точці траєкторії польоту витрати палива забезпечує початкове проектування ГТД СТ, що базується на моделюванні функціонування СУ в складі ЛА.

Ключові слова: вибір значень параметрів, газотурбінний двигун з вільною турбіною, робочий процес, аеродинамічні характеристики, математична модель, вертоліт.

AERODYNAMIC CHARACTERISTICS ESTIMATION OF HELICOPTER IN THE PROBLEM OF SELECTION PARAMETER VALUES OF WORK GAS TURBINE ENGINE WITH A FREE TURBINE

A. I. Gretskov, V. A. Grigoryev, A. O. Zagrebelniy, V. M. Rad'ko

The paper shows one of directions of the decision tasks of increasing the effectiveness of the gas turbine engine. Accomplishing this task is carried out at the initial design stage. With modern design outstripping positions, in this paper we consider the aerodynamic characteristics of the helicopter in the selection and justification parameter values of the workflow aviation gas turbine engines with free turbine. This method allows the calculation of aerodynamic characteristics to consider a practical speed range, which is necessary for the qualitative determination of the required power for the helicopter flight. Knowledge at each point of the trajectory fuel consumption provides initial designing of gas turbine engines with free turbine, based on the simulation of the operation propulsion as part of a helicopter.

Key words: parameter values choice, a gas turbine engine with a free turbine, working process, aerodynamic characteristics, mathematical model, helicopter.

Грецьков Александр Игоревич – мл. науч. сотр. научно-исследовательской лаборатории, Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: gretskov@gmail.com.

Григорьев Владимир Алексеевич – д-р техн. наук, проф. каф. теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: grig@ssau.ru.

Загребельный Артем Олегович – магистр, инж. каф. теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: zao_sam156@mail.ru.

Радько Владислав Михайлович – канд. техн. наук, доц. каф. теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: radko@ssau.ru.

УДК 621.44.533.697

Ю. П. КУХТИН, В. М. ЛАПОТКО, А. В. ЕЛАНСКИЙ

ГП «Ивченко-Прогресс», Украина

СОПРЯЖЕННОЕ ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРЕННЕЙ И ВНЕШНЕЙ АЭРОДИНАМИКИ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЬ – КОРПУС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

При построении сопряженной модели внутренней и внешней аэродинамики системы двигатель – летательный аппарат использован зональный подход. В зонах, расположенных в головной части расчетной области течение рассчитывалось как осесимметричное, закрученное с использованием эйлеро-во-лагранжевого представления. В зонах, находящихся в хвостовой части второго контура двигателя, где расположены аэродинамические стойки, а также в наружной части мотогондолы, где расположен пилон летательного аппарата, течение газа рассчитывалось как трехмерное с использованием эйлерового представления. В рассматриваемой модели учитывался подвод импульса и энергии происходящий в вентиляторе, а также преобразование энергии в спрямляющем аппарате второго контура двигателя. Выполнено эффективное распараллеливание вычислительного алгоритма. Представлены результаты расчетов локальных и интегральных параметров модельной системы двигатель-корпус летательного аппарата.

Ключевые слова: осесимметричное течение, уравнения Навье-Стокса, мотогондола, пилон, сопло.

1. Введение

До настоящего времени работы, связанные с проектированием двигателя, мотогондолы и летательного аппарата (ЛА), слабо связаны друг с другом. В настоящее время существует уже мнение, что изменения в эффективности конструкции ЛА могут быть достигнуты путем интеграции двигателя и планера. Последние нововведения в конструкцию системы двигатель–мотогондола–планер направлены на снижение веса, расхода топлива, улучшение полетных характеристик, а также на сокращение расходов на техническое обслуживание.

Применение численного моделирования аэродинамики таких систем может существенно повысить эффективность научно-исследовательских работ за счет сокращения доли дорогостоящего, натурного эксперимента. Однако уровень развития современных компьютеров все еще не позволяет применять целостные, “точные” модели таких комплексных авиационных систем. Трудность моделирования таких сложных систем связана с широкомасштабностью, трехмерностью и нестационарностью явлений, сопровождающих течения рабочей среды.

В связи с этим создание новых моделей, позволяющих проводить комплексные численные исследования внешней и внутренней аэродинамики системы двигатель–корпус ЛА, является весьма актуальным.

2. Обозначения

P, ρ, T – давление, плотность и температура;
 u, v, w – компоненты скорости по осям x, r, φ , соответственно;
 u_i – компонент скорости по оси x_i ;
 e – удельная внутренняя энергия;
 Ω – угловая скорость вращения;
 μ – коэффициент динамической вязкости;
 μ_t – коэффициент турбулентной вязкости;
 δ_{ij} – символ Кронекера;
 q – удельный тепловой поток;
 α – угол входа потока;
 P^0, T^0 – полное давление и полная температура;
 P_a, T_a – давление и температура на свободной границе;
 N – количество лопаток в венце;
 k – энергия пульсационного движения;
 ε – диссипация энергии пульсационного движения;
 M – число Маха;
 η – коэффициент полезного действия.

3. Описание модели

Учитывая широкомасштабность моделируемой системы, которая характеризуется большой протяженностью расчетной области, наличием в ней мелкомасштабных объектов: рабочее колесо, спрямляющий аппарат, пристеночные пограничные слои, зоны взаимодействия свободных струй, которые

оказывают существенное влияние на работу системы в целом, принято решение использовать зональный подход.

Сущность этого подхода состоит в выделении отдельных составных частей этой системы, а также в использовании для моделирования работы этих выделенных частей специальных методов матема-

тического описания и численных алгоритмов. Так, на рис. 1 показана расчетная область, состоящая из некоторой части внешнего пространства, включающего в себя пилон, мотогондолу, тракт второго контура, а также сопло первого контура экспериментальной модели двигателя. Область разделена на 9 зон.

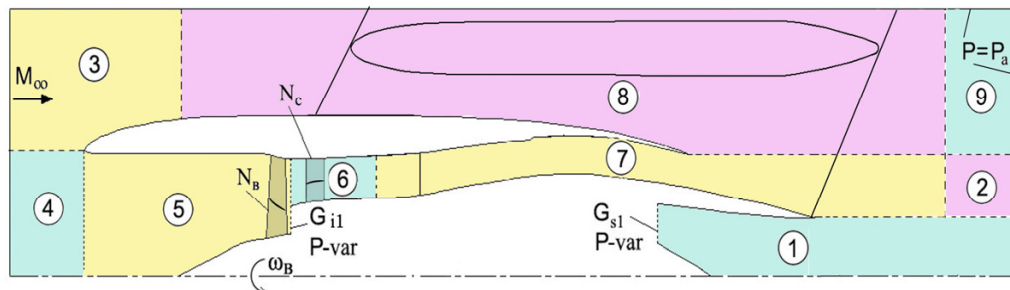


Рис. 1. Блочная структура расчетной области

Представленное разбиение на зоны обусловлено необходимостью с максимально возможной точностью и эффективностью описать физический процесс в каждой зоне расчетного пространства.

При этом необходимо учесть, что расчет проводился в два этапа:

1. Этап (разгонный). Во всех зонах течение рассматривалось как осесимметричное, закрученное. Использовался эйлерово-лагранжев подход [1]. Начиная с начального заполнения расчетного поля, соответствующего M полета, обороты вращения ротора поднимались до достижения расчетных значений. Происходило установление течения.

Этап (уточняющий). В расчетных зонах 3, 4, 5, 6 течение по-прежнему рассчитывалось как осесимметричное, закрученное с использованием эйлерово-лагранжева подхода. В зонах 7, 8 течение

рассчитывалось как трехмерное в эйлеровом представлении. В зонах 1, 2, 9 течение рассчитывалось как закрученное, осесимметричное в эйлеровом представлении.

Учитывая симметричность течения относительно осерadiaльной плоскости, проходящей через середину пилон, моделирование трехмерного течения газа проводилось в области пространства с окружной протяженностью равной 180° . Полагалось, что в наружной зоне 8 располагается пилон летательного аппарата, а в зоне 7 аэродинамические стойки, одна из которых (самая объемная) в области сопла второго контура переходила в пилон.

В зонах 7, 8 решались осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса в приближении тонкого слоя для сжимаемого газа, записанные в дивергентной форме в цилиндрической системе координат (1):

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial G}{\partial \varphi} - \frac{1}{r} \frac{\partial F_v}{\partial r} - \frac{1}{r} \frac{\partial G_v}{\partial \varphi} = \frac{1}{r} H;$$

$$W = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{pmatrix}; E = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e + P)u \end{pmatrix}; F = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + P \\ \rho vw \\ (e + P)v \end{pmatrix}; G = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + P \\ (e + P)w \end{pmatrix};$$

$$F_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xr} \\ \tau_{r\varphi} \\ \tau_{\varphi r} \\ u\tau_{xr} + v\tau_{r\varphi} + w\tau_{\varphi r} - q_r \end{pmatrix}; G_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{x\varphi} \\ \tau_{r\varphi} \\ \tau_{\varphi\varphi} \\ u\tau_{x\varphi} + v\tau_{r\varphi} + w\tau_{\varphi\varphi} - q_\varphi \end{pmatrix}; H = \begin{pmatrix} -\rho v \\ -\rho uv \\ \rho((w + \Omega r)^2 - v^2) \\ -2\rho v(w + \Omega r) \\ \rho v \Omega^2 r^2 - (e + P)v \end{pmatrix},$$

$$\text{где } \tau_{ij} = (\mu + \mu_T) \left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right] - \frac{2}{3} \delta_{ij} \rho k.$$

Для замыкания системы уравнений (1) использовалась стандартная k-ε модель турбулентности (Лаундера, Сполдинга), описанная в [2]. Граничные условия для кинетической энергии турбулентности k и скорости диссипации ε на стенке определялись с помощью пристеночной функции.

Решение уравнений (1) проводилось с помощью численной схемы, имеющей 2-й порядок точности по пространству и использующей процедуру распада произвольного разрыва С. К. Годунова. Вязкие компоненты аппроксимировались центральными разностями.

4. Краевые условия

Кроме геометрических параметров, описывающих обводы второго контура ТРДД и внешней части мотогондолы, необходимо определить геометрические формы профилей лопаток вентилятора, спрямляющего аппарата, аэродинамических стоек второго контура и пилон летательного аппарата.

Все условия, устанавливающие поведение решений на различных границах расчетной области можно разделить на внешние и внутренние краевые условия.

Внешние краевые условия. На свободных границах задавалось условие $P=P_a$. На границе входа задавалось условие $M=M_\infty$. На оси симметрии выдерживалось условие симметричности течения.

Внутренние краевые условия. На непроницаемых поверхностях выполнялись условия прилипания. На вертикальных, неподвижных поверхностях стыка 4-5, 5-6, 6-7, 7-2, 3-8, 8-9 необходимо обеспечить стыковку решений. Такая стыковка решений состояла в обеспечении консерватизма потоков параметров, а также в сохранении параметров поля. На поверхности стыка 3-4 выполнялось условие, соответствующее поверхности контактного разрыва параметров. На поверхностях стыков 7-8, 2-9, 1-7, 1-2 обеспечивалось условие консерватизма потоков параметров, а также сохранение параметров поля.

На поверхности входа в первый контур задавались полные параметры и угол входа потока. Заданный расход G_{i1} обеспечивался соответствующим подбором статического давления.

На поверхности выхода из первого контура задавались полные параметры, а также угол выхода потока. Для обеспечения расхода G_{s1} варьировалось статическое давление.

Подводимые энергия и импульс определялись оборотами вращения колеса вентилятора ω_b , коли-

чеством лопаток и их формой. Процесс же преобразования энергии в спрямляющем венце определялся только количеством спрямляющих аппаратов и их формой.

5. Результаты расчетов

В качестве примера представлены результаты расчета на максимальном крейсерском режиме сопряженного течения газа во втором контуре и в наружной части мотогондолы экспериментальной модели ТРДД, при наличии во внешней области течения самолетного пилон.

Все величины приводились к безразмерному виду. В качестве эталона длины принят радиус среза сопла второго контура. В качестве эталонов давления и температуры принимались, соответственно, значения P_a , T_a на свободной границе. Эталоном скорости служила изотермическая скорость звука. Физическая вязкость не менялась во всей расчетной области и соответствовала физической вязкости, взятой на свободной границе. В представленных результатах все расходы газа приводились к расходу газа, определенному на входе в двигатель. Все значения реактивных тяг приводились к идеальной тяге, которая определялась по полным параметрам газа после спрямляющего аппарата и условиям полета.

Фоновая турбулентность течения составляла 0,1%. Показатель адиабаты $k=1,38$, газовая постоянная $R=287$ Дж/(кг К). Полетное число Маха – 0,8. Обороты вращения рабочего колеса вентилятора 4100 об/мин. Рабочее колесо состояло из 35 лопаток. Число лопаток спрямляющего аппарата - 64.

Расход газа на входе в первый контур $G_{i1} = 0,09012$, а также расход газа через сопло первого контура $G_{s1}=0,08906$ подбирались путем изменения статического давления.

Используемый метод расчета, основанный на методе установления, позволяет проводить комплексные исследования аэродинамики сопряженных поверхностей самолета и двигателя с целью оптимизации их обтекания на различных режимах полета. В числе регулируемых параметров – размеры, форма лопаток, частота вращения колеса вентилятора, положение, размеры и форма спрямляющего аппарата, различные величины отборов и выдува газа во втором контуре, а также в наружной части мотогондолы.

Структура расчетной сетки в зонах 7 и 8 показана на рис. 2. Результаты расчетов представлены полем параметров течения на рис. 3-9.

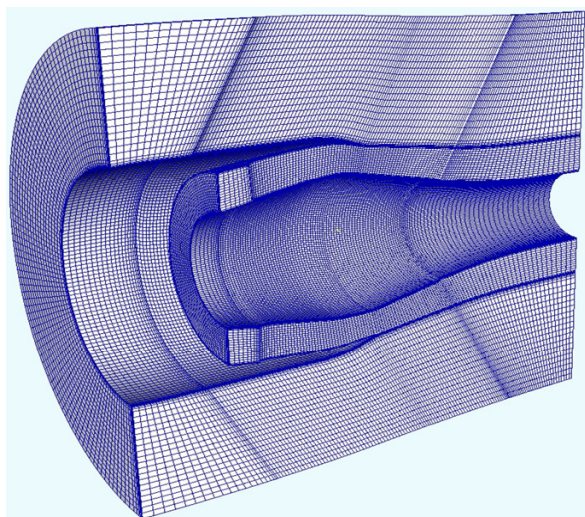


Рис. 2. Расчетная сетка в зонах 7 и 8

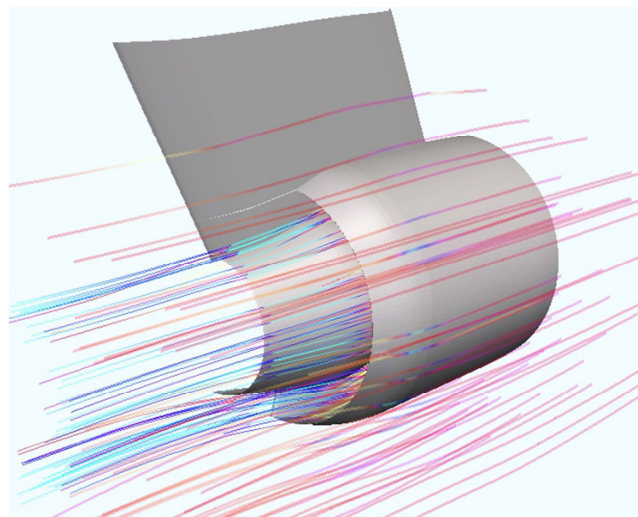


Рис. 3. Линии тока в зонах 7 и 8

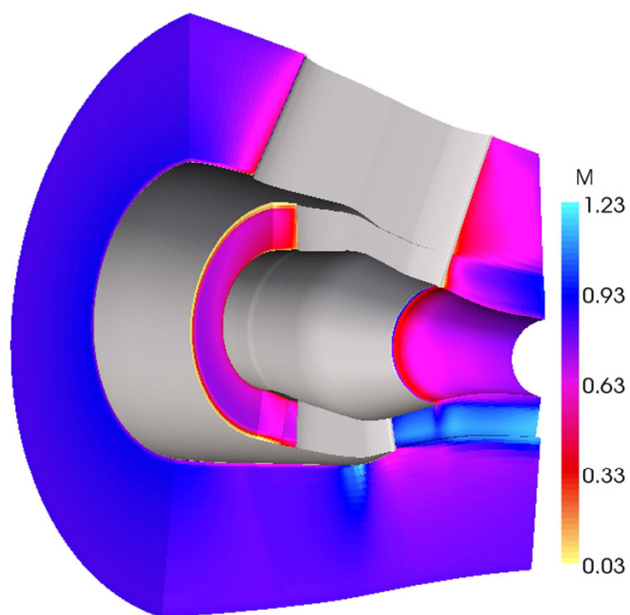
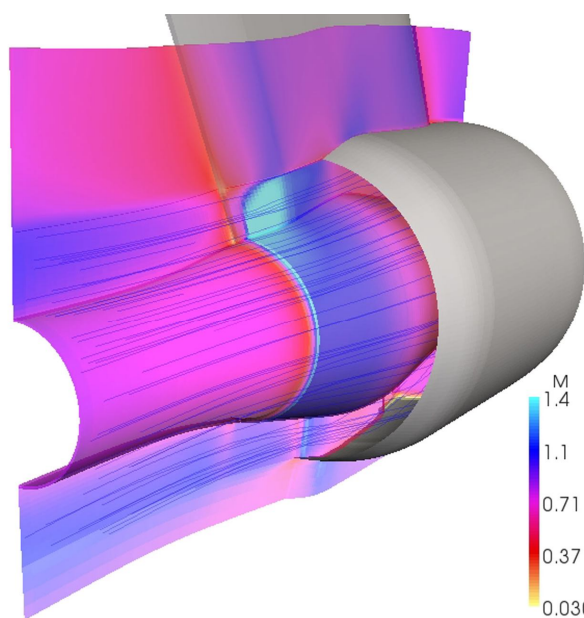


Рис. 4. Распределение числа M вблизи поверхности пилона, а также на поверхностях спутных струй в кормовой части

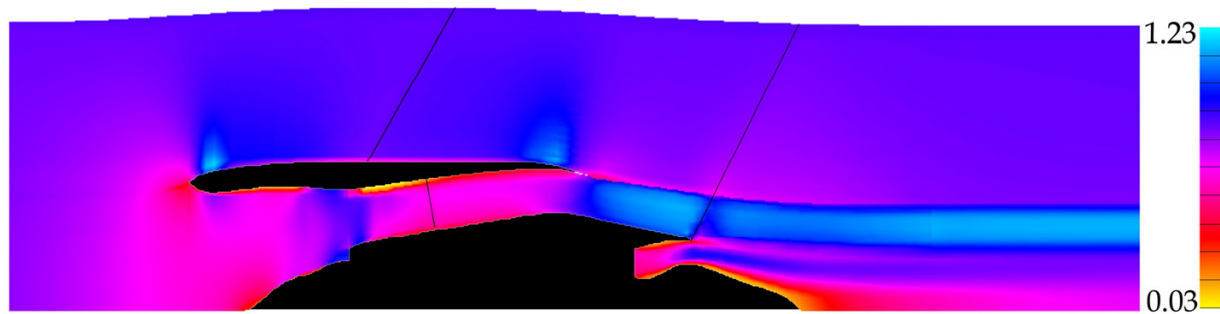


Рис. 5. Осредненное в окружном направлении число M

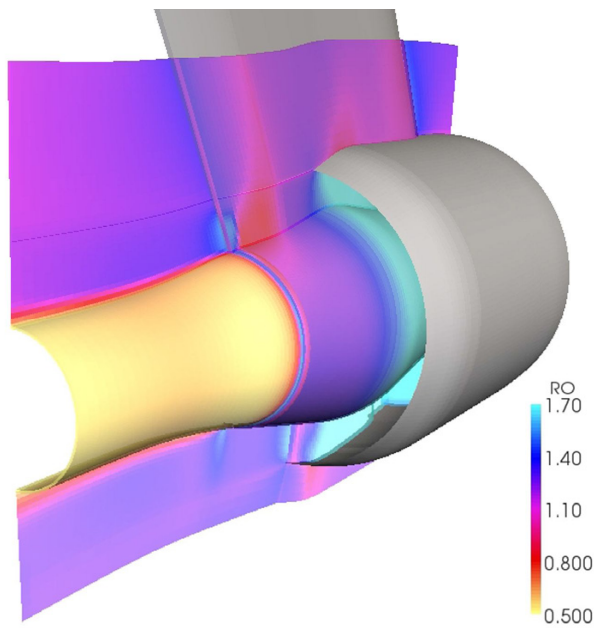


Рис. 6. Распределение плотности вблизи поверхности пилона, а также на поверхностях спутных струй в кормовой части

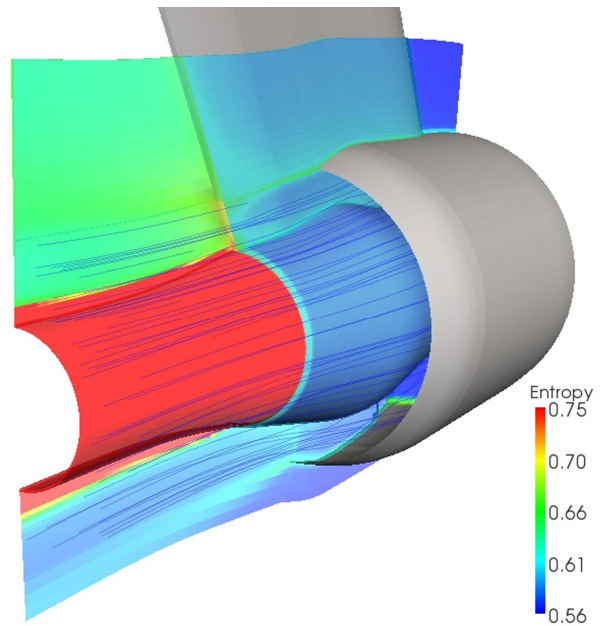


Рис. 7. Распределение энтропийной функции вблизи поверхности пилона, а также на поверхностях спутных струй в кормовой части

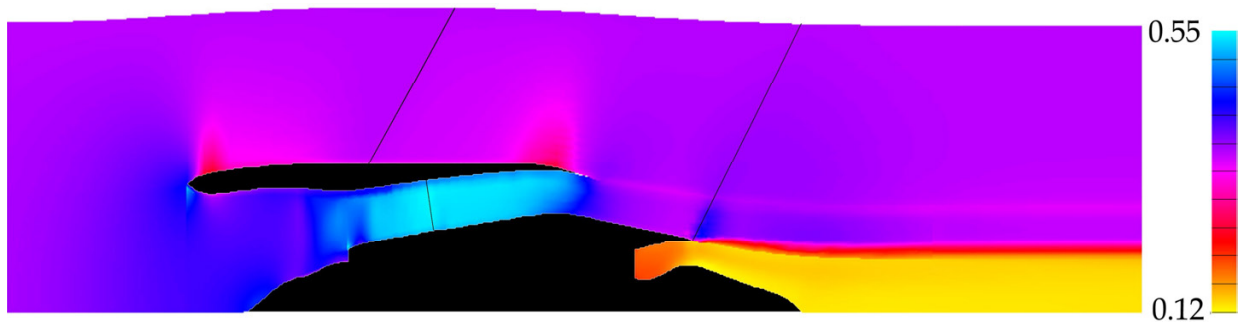


Рис. 8. Осредненная в окружном направлении плотность

Результаты расчета на установлении поля течения характеризуются некоторыми интегральными параметрами. Среди них:

- расход газа на входе в двигатель, расчетное значение которого отличалось от соответствующего значения расхода, полученного на верифицированной модели на 0,6%;

- расход газа на срезе сопла второго контура составил 0,9136. Контрольное значение, полученное на уже верифицированной модели, составило 0,9111;

- внутренняя тяга двигателя, определенная по разности импульсов на входе и выходе двигателя, составила 0,9212.

Расчетные значения внутренней и идеальной тяг находятся в хорошем соответствии с их значениями, полученными расчетным путем с использованием других математических моделей.

В качестве интегрального параметра, характеризующего газодинамическую эффективность кон-

струкции, рассматривался КПД сопел 1-ого и 2-ого контуров, вычисляемый по соотношению

$$\eta = \frac{P_{ou}^0(S) - P_{ou}}{P_{in}^0 - P_{ou}}, \quad (2)$$

где $P_{ou}^0(S)$ – осредненное значение полного давления в выходном сечении расчетной области;

P_{in}^0 – полное давление в сечении входа;

P_{ou} – статическое давление в сечении выхода.

Расчетные значения КПД составили: для 1-ого контура $\eta=0,97$, для 2-ого контура $\eta=0,91$.

Заключение

Разработана сопряженная модель внутренней и внешней аэродинамики системы: второй контур ТРДД – внешняя часть мотогондолы – самолетный

пилон может быть использована для аэродинамической оптимизации комплексной конструкции двигателя – корпус самолета.

Литература

1. Лапотко, В. М. *Сопряженная газодинамическая модель второго контура и наружной части мотогондолы ДТРД [Текст] / В. М. Лапотко,*

Ю. П. Кухтин, Г. И. Слынько // Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – № 3(110). – С. 12-20.

2. Кухтин, Ю. П. *Верификация метода численного моделирования отрывных течений газа [Текст] / Ю. П. Кухтин, В. М. Лапотко, Г. И. Слынько // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 8(105). – С. 35 - 39.*

Поступила в редакцию 30.05.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. теплотехники и гидравлики Г. И. Слынько, Запорожский Национальный технический университет, Запорожье.

СПРЯЖЕНЕ ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ВНУТРІШНЬОЇ І ЗОВНІШНЬОЇ АЕРОДИНАМІКИ СИСТЕМИ ДВИГУН - КОРПУС ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Ю. П. Кухтін, В. М. Лапотко, О. В. Єланський

При побудові спряженої моделі внутрішньої і зовнішньої аеродинаміки системи двигун-літальний апарат використано зональний підхід. У зонах, розташованих у головній частині розрахункової області, течію розраховувано як вісесиметричну, закручену з використанням ейлерово-лагранжевого зображення. У зонах, що знаходяться у хвостовій частині другого контуру двигуна, де розташовано аеродинамічні стійки, а також у зовнішній частині мотогондoli, де розташовано пилон літального апарату, течія газу розраховувалася як тривимірною з використанням ейлерового зображення. У розглянутій моделі враховано підвід імпульсу і енергії, що відбувається у вентиляторі, а також перетворення енергії у спрямному апараті другого контуру двигуна. Виконано ефективне розпаралелювання обчислювального алгоритму. Представлено результати розрахунків локальних і інтегральних параметрів модельної системи двигун - корпус літального апарату.

Ключові слова: вісесиметрична течія, рівняння Нав'є-Стокса, мотогондола, пилон, сопло.

CONJUGATED NUMERICAL MODELING OF INTERNAL AND EXTERNAL AERODYNAMICS OF ENGINE-AIRFRAME SYSTEM

Yu. P. Kukhtin, V. M. Lapotko, A. V. Elansky

For creating a conjugated model of internal and external aerodynamics of the engine airplane system a zonal approach was used. In the zones located in the front section of the computational domain the flow was calculated as an axi-symmetric swirling medium flow, by using the Eulerian-Lagrangian representation. In the zones located in the rear section of the engine bypass air duct, where the aerodynamic struts are arranged, as well as in the outer portion of the engine nacelle, where the airplane pylon is located, the gas flow was calculated as a 3D flow, by using the Eulerian representation. In the model presented taken into account was the addition of momentum and energy in the fan assembly, as well as the energy conversion in the bypass air duct guide vanes. An effective parallelizing of the computational algorithm was performed. Presented are the computational results for the local and integral parameters of the engine-airframe model system.

Key words: axi-symmetric flow, Navier-Stokes equations, engine nacelle, pylon, nozzle.

Кухтин Юрий Петрович – канд. техн. наук, инженер-конструктор, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: flow_gd2@mail.ru.

Лапотко Василий Михайлович – канд. техн. наук, ведущий инженер, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: flow_gd@mail.ru.

Еланский Александр Витальевич – начальник бригады, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

УДК 621.515

М. Ю. ШЕЛКОВСКИЙ

ГП НПКГ “Зоря”-“Машипроект”, Украина

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ОСЕВОГО ДЕСЯТИСТУПЕНЧАТОГО КОМПРЕССОРА СТАЦИОНАРНОГО ГТД

Десятиступенчатый осевой компрессор для стационарного малоразмерного ГТД был перепрофилирован с помощью метода аэродинамического совершенствования лопаточных венцов на основе центрального композиционного планирования и симплекс метода оптимизации. Для расчетов трехмерного вязкого сжимаемого течения использовалась аэродинамическая параметрическая модель компрессора, созданная с помощью программного комплекса ANSYS CFX и верифицированная по результатам эксперимента. Показан рост эффективности компрессора с оптимизированной геометрией лопаточных венцов при комплексном введении парусности рабочих лопаток, обратной S-образности выходных кромок периферийных сечений лопаток рабочих колес, тангенциального навала в лопатках направляющих аппаратов. Рассмотрены расчетные характеристики компрессорных решеток с оптимальным профилированием лопаточных венцов.

Ключевые слова: компрессор, оптимизация, средняя линия, навал, характеристика, коэффициент полезного действия.

Введение

Расчетно-экспериментальные исследования являются основным инструментом аэродинамического совершенствования компрессоров газотурбинных двигателей (ГТД) на этапе их доводки. В настоящее время существуют программные комплексы FlowER, Numeca, ANSYS CFX, Fluent, FlowVision, и др. для решения прямой задачи газодинамики в трехмерной вязкой постановке, с помощью которых можно оценить эффективность различных мероприятий по аэродинамическому совершенствованию лопаточной системы компрессора. Поиск оптимального решения даже применительно к одной ступени является сложной задачей ввиду многокритериальности, многопараметричности, многоэкстремальности, наличия взаимного влияния между источниками потерь.

1. Постановка задачи

Для ускорения поиска оптимальной формы профиля пера лопатки, в существующие программные комплексы (ПК) прямых трехмерных аэродинамических расчетов включают управляющие программы с диалоговой или автоматизированной оптимизацией [1, 2]. В работе [3] оптимизация углов установки рабочих колес (РК) и направляющих аппаратов (НА) семиступенчатого осевого компрессора с использованием ПК Numeca и методов планирования эксперимента позволила повысить его КПД на $(0,5 \div 1,2)\%$. Совершенствование геометрических параметров многоступенчатого компрессора [4] с помощью CFD расчетов, наряду с использованием CDA-профилирования, по-

зволило увеличить массовый расход на 7% и КПД на $(0,8 \div 1,0)\%$. В работах [5, 6] перепрофилирование многоступенчатых осевых компрессоров привело к росту их КПД на $(0,5 \div 1,0)\%$.

Изменение геометрии лопаточных венцов осевых ступеней компрессора путем применения навала, парусности, S-образности с “управляемой” диффузорностью профилей и т.д. приводит к повышению их эффективности [7-9]. В связи с этим, целью работы являлась аэродинамическая оптимизация лопаточных венцов РК и НА десятиступенчатого осевого компрессора стационарного малоразмерного ГТД [10] путем комплексного пространственного профилирования на основе метода их совершенствования, предложенного в работе [11] с использованием ПК ANSYS CFX.

2. Решение задачи

Десятиступенчатый компрессор (рис. 1) имеет следующие расчетные параметры: $G_{Впр} = 21,3$ кг/с, $\pi_k^* = 9,0$; $\eta_{ск}^* = 0,850$. Лопаточные венцы РК и НА компрессора были спроектированы методом “управляемой” диффузорности. Характерная их особенность - S-образность формы средней линии профилей.

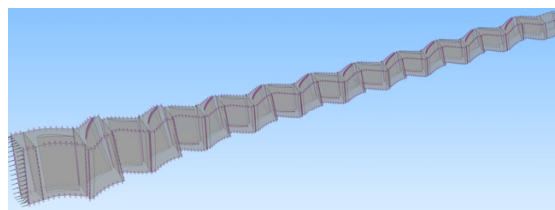


Рис. 1. Вид осевого компрессора в ANSYS CFX

2.1. Экспериментальные исследования

Экспериментальные исследования исходного компрессора проводили на стенде для испытаний компрессоров большой мощности [12]. Замеряемыми параметрами служили распределение вдоль проточной части полных давлений и температур, углов потока в абсолютном движении, значение расхода воздуха через компрессор, частота вращения ротора.

По результатам эксперимента изоэнтальпический КПД компрессора при $\pi_k^* = 9,0$, оптимальных углах установки поворотных НА составил $\eta_k^* = 0,845$. Вместе с тем, замеренный расход воздуха через компрессор оказался ниже номинального, а дальнейший поворот лопаток НА на “+” с целью его увеличения приводил к существенному ухудшению характеристик первых ступеней.

2.2. Расчетные исследования

Расчетные исследования компрессора выполняли в ПК ANSYS CFX, с помощью модели RANS, в стационарной постановке. Расчетной областью каждого лопаточного венца являлась периодическая часть, содержащая одну лопатку (рис. 1). Сеточная топология, построенная в TurboGrid разрешением (300÷400) тыс. узлов на венец, состояла из О-сетки около поверхности лопатки и H-J-L сетки в остальной части межлопаточного канала. Граничными условиями задавали полное давление (101325 Па) и полную температуру (288 К) на входе в компрессор, среднее по площади выхода статическое давление на выходе. Степень турбулентности на входе в компрессор принимали $\varepsilon = 5\%$. Моделирование проводили с использованием технологии параллельных вычислений на 32-процессорном вычислительном кластере.

Учитывая, что выбор модели турбулентности имеет важное значение при использовании RANS-моделирования, газодинамическую численную модель компрессора, созданную в ПК ANSYS CFX, верифицировали на предмет согласования экспериментальных характеристик с расчетными. При этом анализировали наиболее распространенные двухпараметрические $k-\varepsilon$, $k-\omega$, SST, BSL модели.

Из результатов расчета характеристик компрессора на номинальной частоте вращения в диапазоне от режима запыриания до границы устойчивой работы $\pi_k^* = f(\overline{G_{Впр}})$; $\eta_k^* = f(\overline{G_{Впр}})$

(где $\pi_k^* = \pi_k / \pi_{k, ном}^*$, $\overline{G_{Впр}} = G_{Впр} / G_{Впр, ном}$)

следует, что наилучшее согласование расчета и эксперимента достигается при использовании SST-модели (рис. 2). В этом случае на номинальном ре-

жиме невязка расчет-эксперимент по расходу составляет $\Delta G_{мод} = 0,9\%$, а по КПД $\Delta \eta_{мод} = 0,2\%$.

При использовании BSL, $k-\omega$ моделей: $\Delta G_{мод} = 2,0\%$, а $\Delta \eta_{мод} = 0,9\%$. Наихудшее согласование по расходу получено применением $k-\varepsilon$ модели ($\Delta G_{мод} = 2,6\%$), вместе с тем невязка расчет-эксперимент по КПД в этом случае составляет $\Delta \eta_{мод} = 0,2\%$.

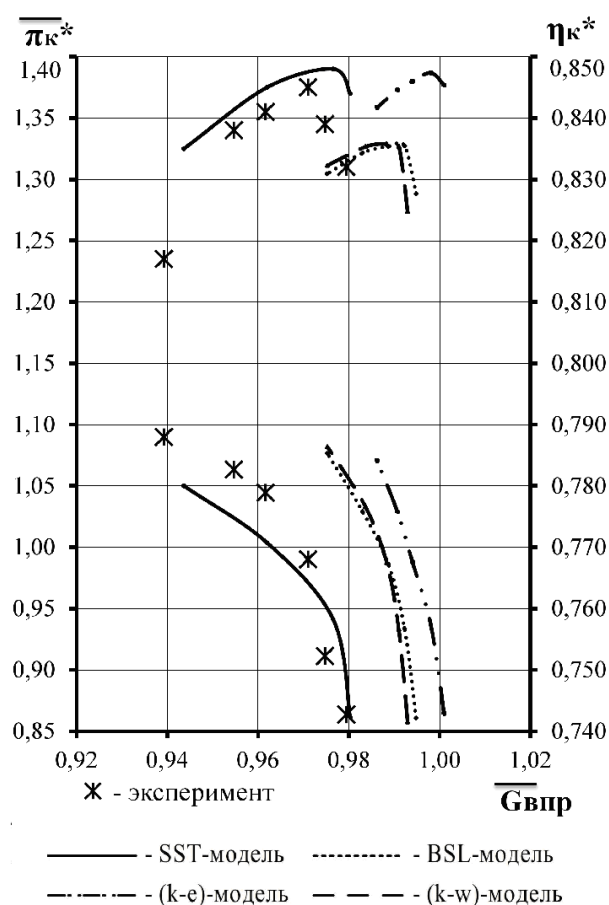


Рис. 2. Результаты расчета суммарной характеристики компрессора на номинальной частоте вращения при различных моделях турбулентности

По результатам обработки экспериментальных и расчетных данных определяли коэффициент загромождения K_g вдоль проточной части компрессора (рис. 3) по зависимости [10]:

$$K_g = \frac{G_{равн}}{G_{неравн}} = \frac{\int_0^F (\rho_i \cdot C_{ai} \cdot F_i) dF_{равн}}{\int_0^F (\rho_i \cdot C_{ai} \cdot F_i) dF_{неравн}}, \quad (1)$$

где $G_{\text{равн}}$ ($G_{\text{неравн}}$) - расход воздуха в рассматриваемом сечении проточной части компрессора, рассчитанный без учета (с учетом) загромождения соответственно.

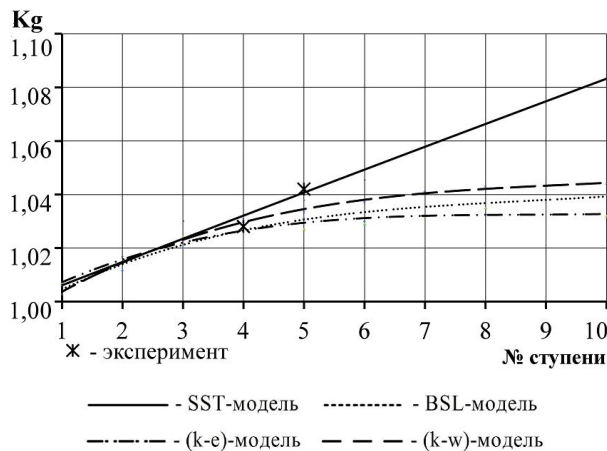


Рис. 3. Изменение коэффициента K_g вдоль проточной части компрессора

Как видно, установленные отличия при расчете компрессора с помощью различных моделей турбулентности объясняются различным изменением степени загромождения вдоль проточной части, что влияет на согласование ступеней и, как следствие, приводит к изменению его суммарных характеристик. Наилучшее согласование расчета и эксперимента обусловили выбор SST-модели турбулентности в дальнейших расчетах компрессора.

2.3. Аэродинамическое совершенствование компрессора

Аэродинамическую оптимизацию лопаточных венцов компрессора выполняли с использованием центрального композиционного планирования, поиском оптимального решения симплекс методом по поверхности отклика [11]. Для этого использовали численную параметрическую модель компрессора, созданную в ПК ANSYS CFX и верифицированную по результатам эксперимента. Лопатки РК и НА разбивали на 7 сечений по высоте.

Анализ результатов расчета трехмерного вязкого потока показал, что в концевых сечениях РК (НА) на номинальном режиме работы существует отрыв потока на стороне разрежения вблизи выходной кромки, что приводит к большим потерям кинетической энергии и ухудшению эффективности. Поэтому, на первом этапе варьируемыми переменными являлись следующие геометрические параметры:

- коэффициент S-образности периферийного сечения лопатки РК (соответствующего ее относи-

тельной высоте $\bar{h} = 1,0$), $(P_{S7})_{\text{РК}}$ [9];

- коэффициент S-образности сечения лопатки РК при $\bar{h} = 0,9$, $(P_{S6})_{\text{РК}}$;

- парусность лопатки РК, $\bar{b}_{\text{РК}}$;

- навал лопатки НА у корня (при $\bar{h} = 0$), $(\theta_1)_{\text{НА}}$ [9];

- навал лопатки НА при $\bar{h} = 1,0$, $(\theta_7)_{\text{НА}}$.

Для группы (1-3) ступеней варьируемыми переменными также являлись:

- коэффициент S-образности сечений лопатки РК и НА при $\bar{h} = 0,2 \div 0,8$, $(P_{S2} \div P_{S6})_{\text{РК}}$, $(P_{S2} \div P_{S6})_{\text{НА}}$.

- навал лопатки РК при $\bar{h} = 0$, $(\theta_1)_{\text{РК}}$;

- навал лопатки РК при $\bar{h} = 1,0$, $(\theta_7)_{\text{РК}}$.

При определении геометрических углов выхода лопаток были использованы результаты экспериментального исследования S-образных решеток профилей [9, 10, 12, 13].

На втором этапе варьируемыми параметрами являлись углы установки концевых сечений профилей НА 6-10 ступеней, для учета составляющих скоростей вторичного течения - подстройкой передних кромок лопаток относительно потока с целью снижения локальных углов атаки (рис. 4).

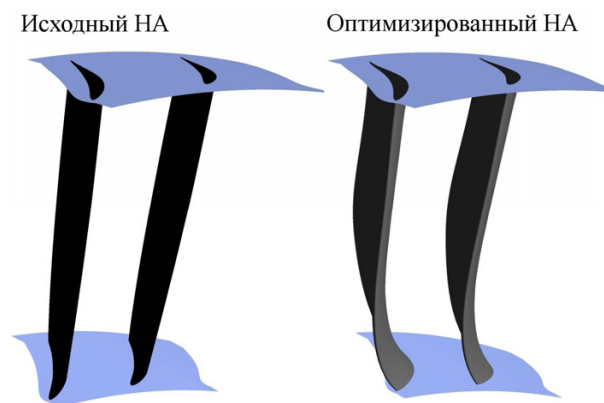


Рис. 4. Вид лопаточных венцов НА компрессора

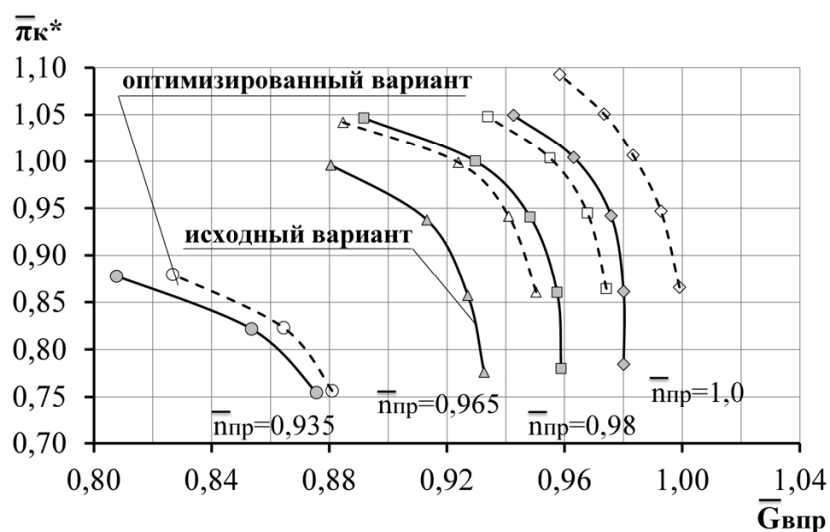
Варьирование геометрических параметров в ходе оптимизации выполняли последовательно для каждой ступени, в системе многоступенчатого компрессора, для газодинамического согласования РК, НА и учета эффектов взаимного влияния ступеней. Критерием оптимизации был выбран КПД компрессора на номинальном режиме его работы. Положение границы устойчивой работы компрессора контролировали по значениям критериев срыва РК и НА - диффузорности входного участка решетки $A_r / A_1 = f(\lambda)$ и коэффициенту диффузорности по

Либляйну D, для их определения использовали обобщения экспериментальных данных [14].

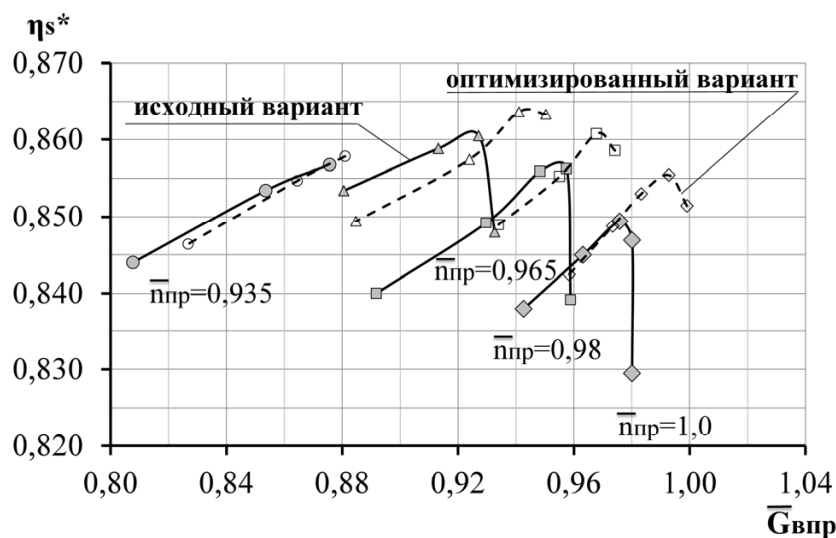
На диапазоны изменения коэффициентов расхода и напора каждой ступени, а также расхода и степени повышения полного давления компрессора накладывались ограничения для обеспечения постоянства режима течения. Кроме того, диапазоны изменения геометрии РК (НА) были выбраны с учетом конструктивных ограничений.

В результате аэродинамической оптимизации изобэнтропический КПД компрессора на номинальном режиме вырос на 0,8% (рис. 5). Указанное по-

вышение эффективности достигается за счет снижения профильных и концевых потерь, ослабления эффекта радиального зазора путем применения парусности рабочих лопаток и обратной S-образности выходных кромок их периферийных сечений, тангенциального “навала” в лопатках НА. КПД первой ступени вырос на 1,0%, а КПД второй ступени на 1,1%. Устранение отрывов потока в РК второй, третьей, пятой ступеней, а также НА первой, десятой ступеней вблизи втулки (рис. 6-7) также привело к увеличению расхода воздуха на 2,4%.



а



б

Рис. 5. Расчетные газодинамические характеристики исходного и оптимизированного компрессора

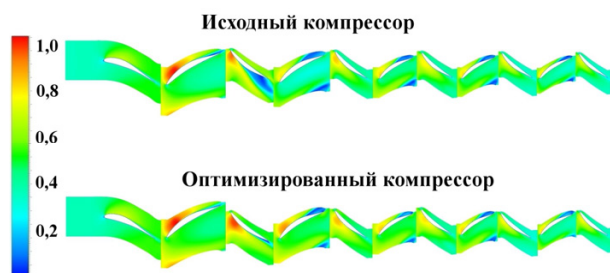


Рис. 6. Поля числа Маха вблизи втулки ($\bar{h} = 0,15$) в межлопаточных каналах РК и НА (1-5) ступеней исходного и оптимизированного компрессора

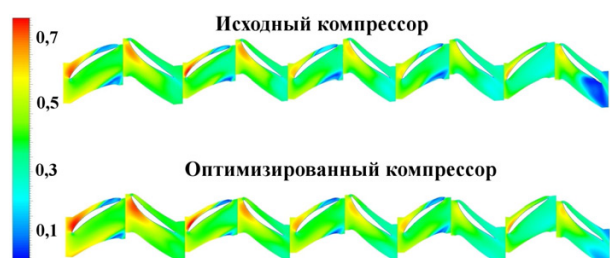


Рис. 7. Поля числа Маха вблизи втулки ($\bar{h} = 0,15$) в межлопаточных каналах РК и НА (6-10) ступеней исходного и оптимизированного компрессора

Полученный результат позволил повысить КПД компрессора с сохранением периферийного и втулочного контура проточной части, без изменения числа лопаток РК и НА.

Заключение

1. Выполнена аэродинамическая оптимизация лопаточных венцов десятиступенчатого осевого компрессора стационарного малоразмерного ГТД путем комплексного применения тангенциального навала в лопатках НА, парусности рабочих лопаток, обратной S-образности выходных кромок периферийных сечений РК, с учетом эффектов взаимного влияния ступеней. Для этого использована численная параметрическая модель компрессора, созданная в ПК ANSYS CFX и верифицированная по результатам эксперимента.

2. В результате снижения профильных и концевых потерь, ослабления эффекта радиального зазора изоэнтропический КПД компрессора на номинальном режиме вырос на 0,8%, а расход воздуха - на 2,4%.

3. Показано, что использование SST-модели турбулентности в CFD-расчетах многоступенчатого компрессора методом RANS приводит к наилучшему согласованию их результатов с экспериментом.

Литература

1. Аэродинамический расчет и оптимальное проектирование проточной части турбомашин [Текст] : моногр. / А. В. Бойко, Ю. Н. Говоруценко, С. В. Еришов, А. В. Русанов, С. Д. Северин. – Х. : НТУ "ХПИ", 2002. – 356 с.
2. Яковлев, В. А. Оптимальное пространственное профилирование лопаточных аппаратов турбин на основе расчета трехмерного вязкого потока [Текст] : дис. ... канд. техн. наук : 05.05.16 / Яковлев Виктор Андреевич. – Х., 2011. – 172 с.
3. Матвеев, В. Н. Улучшение характеристик многоступенчатого компрессора за счёт использования методов оптимизации [Текст] / В. Н. Матвеев, О. В. Батулин, Г. М. Попов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 8(105). – С. 103-107.
4. Compressor design from specification to validation – application of a fast and reliable process [Text] / M. Micheli, W. Kappis, G. Guidati, M. Felderhoff // *ASME paper GT2009-59217*. – 8 p.
5. Redesign of an 11-stage axial compressor for industrial gas turbine [Text] / K. Terauchi, D. Kariya, S. Maeda, K. Yoshiura // *ASME paper GT2005-68689*. – 7 p.
6. Design and development of a 14-stage axial compressor for industrial gas turbine [Text] / T. Ikeguchi, A. Matsuoka, Y. Sakai, Y. Sakano, K. Yoshiura // *ASME paper GT2012-68524*. – 10 p.
7. Кампсти, Н. Аэродинамика компрессоров [Текст] : пер. с англ. / Н. Кампсти. – М. : Мир, 2000. – 688 с.
8. Гостелов, Дж. Аэродинамика решеток турбомашин [Текст] : пер. с англ. / Дж. Гостелов. – М. : Мир, 1987. – 385 с.
9. Шелковский, М. Ю. Параметрическое исследование газодинамических характеристик компрессорных решеток [Текст] / М. Ю. Шелковский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 7 (94). – С. 95–106.
10. Расчетно-экспериментальное исследование осецентрибежного компрессора со специальным профилированием лопаточных венцов [Текст] / М. А. Шаровский, М. Ю. Шелковский, Е. А. Токарева, А. В. Ивченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 9 (76). – С. 34–40.
11. Шелковский, М. Ю. Метод аэродинамической оптимизации лопаточных венцов компрессора [Текст] / М. Ю. Шелковский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 8 (105). – С. 108–115.
12. Шаровский, М. А. Расчетный и экспериментальный анализ характеристик ступеней компрессора, спроектированных методом специального профилирования [Текст] / М. А. Шаровский, А. В. Ивченко, М. Ю. Шелковский // *Вестник двигателестроения*. – 2006. – № 3. – С. 26-31.
13. Герасименко, В. П. Расчетно-экспериментальное исследование газодинамических характери-

стик компрессорных решеток в системе многоступенчатого компрессора [Текст] / В. П. Герасименко, М. Ю. Шелковский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 8 (95). – С. 61-68.

14. Расчет суммарных газодинамических характеристик компрессоров по идентифицирован-

ной модели с использованием CFD-технологий [Текст] / В. Е. Спицын, М. А. Шаровский, А. В. Ивченко, Е. А. Токарева, М. Ю. Шелковский // *Восточно-европейский журнал передовых технологий*. – 2009. – № 4/5 (40). – С. 37-41.

Поступила в редакцию 12.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой турбин С. И. Сербин, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев.

АЕРОДИНАМІЧНЕ ВДОСКОНАЛЕННЯ ОСЬОВОГО ДЕСЯТИСТУПІНЧАТОГО КОМПРЕСОРА СТАЦІОНАРНОГО ГТД

М. Ю. Шелковский

Десятиступінчатий осьовий компресор для стаціонарного малорозмірного ГТД був перепрофілюваний за допомогою метода аеродинамічного вдосконалення лопаткових вінців на основі центрального композиційного планування і симплекс методу оптимізації. Для розрахунків тривимірної в'язкої течії використовувалася аеродинамічна параметрична модель компресора, створена за допомогою програмного комплексу ANSYS CFX і верифікована за результатами експерименту. Показано зростання ефективності компресора з оптимізованою геометрією лопаткових вінців при комплексному введенні парусності робочих лопаток, зворотньої S-образності вихідних кромки на периферії лопаток робочих коліс, тангенціального навалу в лопатках направляючих апаратів. Розглянуто основні результати розрахунків характеристик компресорних решіток з оптимальним профілюванням лопаткових вінців.

Ключові слова: компресор, оптимізація, середня лінія, навал, характеристика, коефіцієнт корисної дії.

AERODYNAMIC IMPROVEMENT OF AXIAL TEN-STAGE COMPRESSOR OF STATIONARY GTE

M. Y. Shelkovsky

Ten step axial compressor for stationary GTD was redesigned using method of compressor blade vanes aerodynamic optimization, based on the central composition planning and simplex optimization method. The aerodynamic parametric compressor model, created by a CFD-code ANSYS CFX and verified on experiment results was used for the calculations of three-dimensional viscous flow. The growth of compressor efficiency with the blade vanes optimized geometry using complex chord modification along the blade, S-shape rotor blade vanes shroud sections trailing edges profiling, stator blade vanes lean was shown. The main results of characteristics calculations of compressor vanes with optimal profiling blade rows are considered.

Key words: compressor, optimization, middle line, lean, characteristic, efficiency.

Шелковский Михаил Юрьевич - инженер 1 категории сектора газодинамики отдела компрессоров, ЦНИОКР «Машпроект», г. Николаев, Украина, e-mail: spe@mashproekt.nikolaev.ua.

УДК 621.43.056+519.6

Д. А. ДОЛМАТОВ, А. В. КУКУРУДЗА, М. ХАДЖИВАНД, К. В. ФЕСЕНКО

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

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ БЕДНЫХ ГЕТЕРОГЕННЫХ ПЛАМЕН С РАЗЛИЧНОЙ ТЕМПЕРАТУРОЙ

Рассмотрены проблемы смешения и взаимодействия керосино-воздушных пламен с различной температурой горения и коэффициентом избытка воздуха. Изучен процесс взаимной стимуляции и ингибирования пламен при смешении наружных участков факелов с существенно различающимися концентрациями остаточных радикалов. Получены данные о влиянии частоты пульсации стимулирующего потока и химического состава зоны взаимодействия на температуру, скорость горения, содержание атомарного кислорода и амплитуду колебаний температуры при горении капель с начальным диаметром от 10 до 25 мкм.

Ключевые слова: смешение потоков, молярная доля, алкильный радикал, частота стимуляции, амплитуда колебаний, скорость горения.

Введение и постановка задачи

Проблемы взаимодействия реагирующих потоков при гетерогенном горении в настоящее время изучены сравнительно слабо из-за малой практической значимости для традиционных камер сгорания как ГТУ, так и ДВС. Вместе с тем существуют предпосылки к развитию конструкций камер сгорания, использующих существенно разнесенные форсунки с асимметрично ориентированными конусами распыления [1]. Это обусловлено ужесточением требований к экологическим показателям выхлопа двигателей, сопровождаемых необходимостью увеличения эффективности горения и поддержанием достаточно высоких температур на выходе из КС. Бедные пламена в большинстве случаев обладают хорошими показателями эмиссии NO_x , однако при этом возникает проблема обеспечения высокой температуры на входе в турбину.

Использование симметрично расположенных форсунок с единым сечением распыления топлива является достаточно хорошо изученным методом обогащения находящихся в промежутке между каскадами форсунок участков пламени, однако может приводить к образованию чрезмерно обогащенных зон с высоким производством оксидов азота. Кроме того, такой способ приводит к существенному увеличению расхода топлива и, как следствие, к ухудшению экономических показателей двигателя в целом. Применение впрыска водяного пара [2], несмотря на высокую эффективность подавления генерации NO_x по обоим основным механизмам, в ближайшей перспективе маловероятно для авиаци-

онных двигателей. Электрохимическая стимуляция пламени [3] обладает огромным потенциалом как с точки зрения повышения управляемости процесса горения, так и по причине эффективности для повышения температуры, однако в настоящее время находится на стадии разработки.

Большой интерес представляет нестационарная стимуляция основного факела пламени дополнительной форсункой пульсирующего впрыска, обеспечивающей периодическое увеличение концентрации топлива в определенных зонах горения и вместе с тем не приводящей к возникновению стационарных богатых участков. Данный метод достаточно легко применим в большинстве камер сгорания ГТУ, однако мало изучен и требует большой подготовительной работы по выявлению закономерностей взаимодействия реагирующих потоков.

В настоящей работе рассматривается взаимодействие основного потока, формируемого одиночной форсункой с коническим распылением керосина, и стимулирующего потока с линейным впрыском топлива, ориентированным под некоторым углом к первоначальному вектору капель из основной форсунки таким образом, что взаимодействие потоков происходит на определенном удалении от сечений распыления, определяемом на основании прогнозного химического состава и температуры среды в основном потоке. Под сечением взаимодействия потоков в данном случае понимается сечение, в котором происходит пересечение условных траекторий движения капель из основной и вспомогательной форсунок. Варьированию подвергается начальный размер капель, угол между векторами

распыления, температура и химический состав основного потока в сечении взаимодействия, а также частота впрыска стимулирующих зарядов топлива. Влияние стенок жаровой трубы и вторичного воздуха не учитывается, т.е. предполагается достаточная удаленность моделируемой зоны от твердых границ.

Для определения параметров в зоне взаимодействия в настоящей работе используются результаты численного моделирования и натурных экспериментов по изучению керосиновых пламен и горению каплей топлива [4 - 6]. Математическая модель, описывающая процессы взаимодействия, основана на уравнениях химической кинетики и нестационарного теплообмена [7, 8]. Фильтрация генерального баланса реакций осуществляется на основании решения полной системы уравнений коэффициентов чувствительности [7].

Влияние частоты стимулирующего впрыска на параметры пламени

Одним из основных требований к периодической стимуляции, очевидно, является необходимость соблюдать достаточно большой интервал между впрысками дополнительного топлива для недопущения перехода процесса в квазистационарный и вместе с тем – сравнительно малый для того, чтобы периоды стимулированного горения составляли большую часть процесса в целом. В качестве наиболее простого и удобного для моделирования случая выбрана стимуляция с равными промежутками работы и бездействия стимулирующей форсунки. Исследуемые частоты стимуляции составляют от 20 до 100 Гц. В данном разделе, как и в последующем, моделируется горение каплей керосина с различным начальным диаметром – 10, 15 и 25 мкм. Стимулируемая зона горения выбрана (с учетом траекторий движения каплей из основной и вспомогательной форсунок) таким образом, чтобы температура в точке пересечения траекторных линий составляла $1700\text{K} \pm 60\text{K}$ (с учетом того, что стимулирующий поток обладает конечной толщиной и, строго говоря, вступает во взаимодействие с основным потоком при различных параметрах последнего) и вместе с тем могла обладать, при различных условиях распыления и организации горения основного потока, варьируемым химическим составом с точки зрения остаточных углеводородных радикалов и контрольных веществ. Соотношение расхода топлива через основную и стимулирующую форсунки составляет 5:1, разница средних температур пламен – на 50 К выше у стимулирующего. Результаты моделирования представлены на рис. 1–3. Кроме того, было проведено моделирование процесса горения на некотором удалении от сечения взаи-

модействия с целью исследования затухания пульсаций полей параметров по мере удаления от сечения смешения; результаты представлены на рис. 4 и 5.

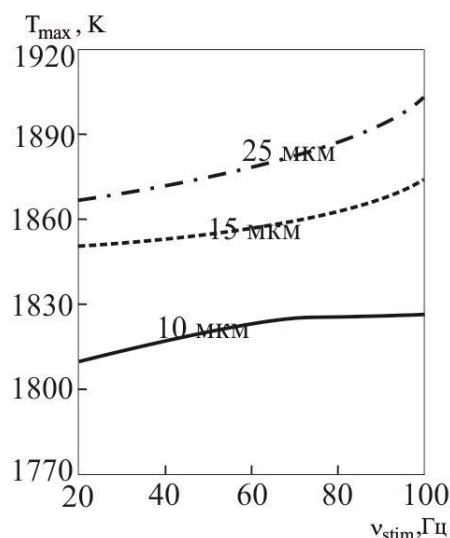


Рис. 1. Максимальная температура

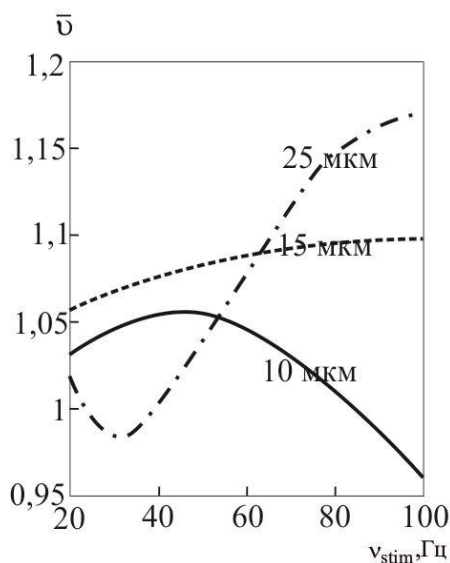


Рис. 2. Относительная скорость горения

Как нетрудно видеть из рис. 1, увеличение частоты пульсаций стимулирующего потока вне зависимости от начального диаметра капли ведет к повышению максимальной температуры. Вместе с тем скорость горения как функция частоты стимуляции для различных начальных диаметров весьма существенно различается (рис. 2), и для капель диаметром 25 мкм существует локальный минимум $\bar{v} = 0,982$, т.е. скорость горения несколько снижается по сравнению с нестимулированным пламенем, в то время как для капель диаметром 10 мкм наблюдается локальный максимум при значениях v_{stim} в диапазоне от 30 до

50 Гц, с последующим снижением скорости горения до значений ниже нестимулированных. Данный эффект свидетельствует о существенных различиях в химических механизмах горения капель различного диаметра при различных стимуляционных частотах, что представляет собой одну из важнейших задач дальнейшего исследования.

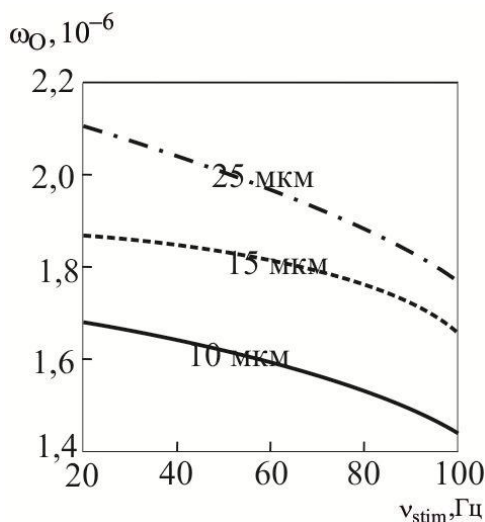


Рис. 3. Доля атомарного кислорода

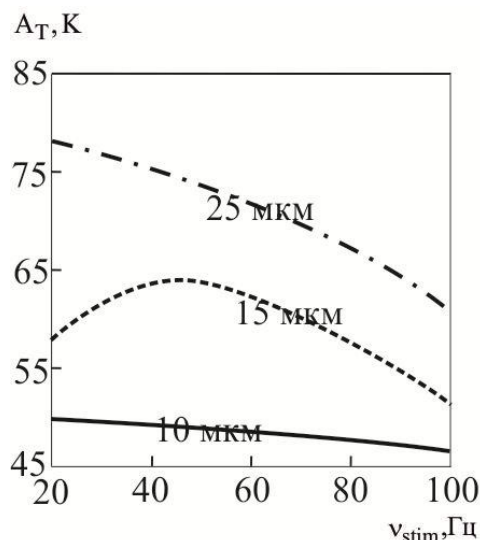


Рис. 4. Амплитуда колебаний температуры, $l = 35 \text{ мм}$

Доли атомарного кислорода (рис. 3), в целом низкие для столь бедных пламен, при стимуляции растут на $0,45 - 1,09 \cdot 10^{-6}$ с одинаковой для всех начальных диаметров тенденцией к уменьшению с ростом ν_{stim} . Немаловажными являются представленные на рис. 4 – 5 данные об амплитуде колебаний температуры и их затухании по мере удаления от зоны стимуляции. Нетрудно видеть, что наиболее сложный характер зависимости проявляют пламена с началь-

ным диаметром капель 15 мкм (рис. 4). Во всех остальных случаях наблюдается монотонное уменьшение амплитуды по мере роста частоты стимуляций, при этом в сечении на расстоянии 100 мм от зоны стимуляции при ν_{stim} свыше 60 Гц температурная амплитуда сопоставима с масштабом неравномерности поля температур при стационарном горении.

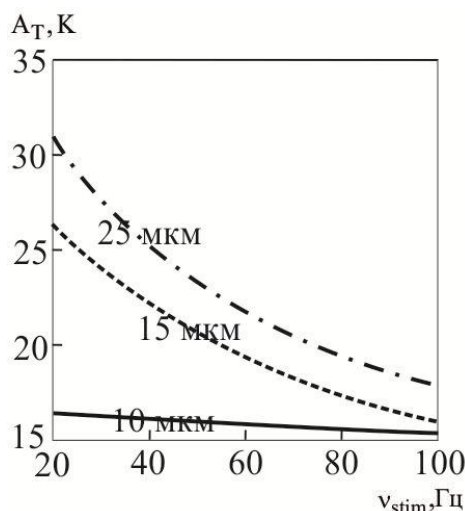


Рис. 5. Амплитуда колебаний температуры, $l = 100 \text{ мм}$

Влияние химического состава стимулируемой зоны

Помимо стимуляционной частоты и размера капль, на процесс горения существенное влияние, очевидно, оказывает состав среды в зоне взаимодействия. В целом химический профиль среды при рассматриваемых температурах может варьироваться в очень широких пределах, а, следовательно, обладать различной восприимчивостью к стимуляции при смешении потоков. На данном этапе исследований целесообразно рассмотреть лишь наиболее общие взаимосвязи характеристик смешения пламен, в частности, влияние содержания остаточных углеводородных радикалов на основные параметры горения. В связи с этим в зоне взаимодействия задавались остаточные доли углеводородных радикалов (только алкильных в диапазоне от CH до $\text{C}_{10}\text{H}_{21}$, присутствие более тяжелых нерасщепленных углеводородов в соответствующей зоне маловероятно) в процентном отношении к начальному по углеродным числам и без учета частично окисленных соединений вида CHO и др. Частота пульсаций выбрана равной 100 Гц (во избежание моделирования зон экстремумов некоторых параметров процесса, см. рис. 2, 4), диаметры капель совпадают с предыдущим численным экспериментом. Ре-

зультаты моделирования процесса смешения представлены на рис. 6 – 9.

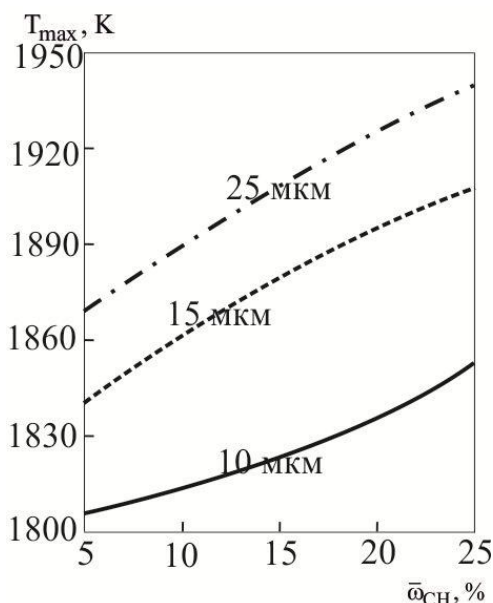


Рис. 6. Максимальная температура пламени

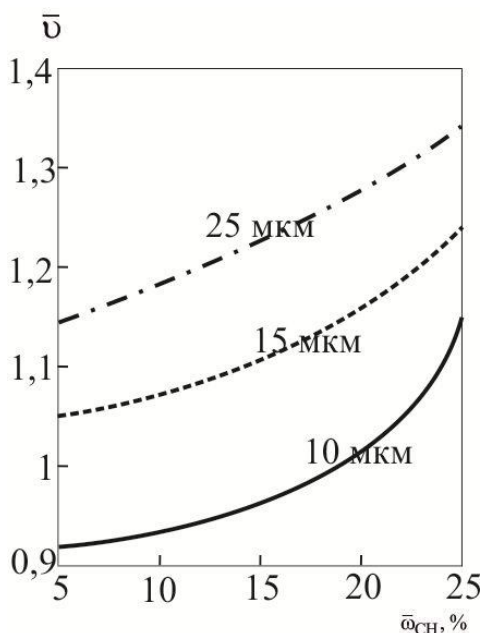


Рис. 7. Относительная скорость горения

Амплитуда колебания температуры в сечении на расстоянии 35 мм по данным расчета очень слабо зависит от содержания остаточных углеводородов, в связи с чем в данном разделе исследований не представлена на графиках.

Температура и скорость горения прогнозируемо растут с увеличением доли СН в зоне взаимодействия (рис. 6, 7). При этом для сравнительно больших (выше 18%) остаточных долей СН наблюдается прекращение ингибирования пламени, свойственного, со-

гласно расчетам, пламенам с начальным диаметром каплей 10 мкм при высокой частоте пульсации стимулирующего потока (рис. 7).

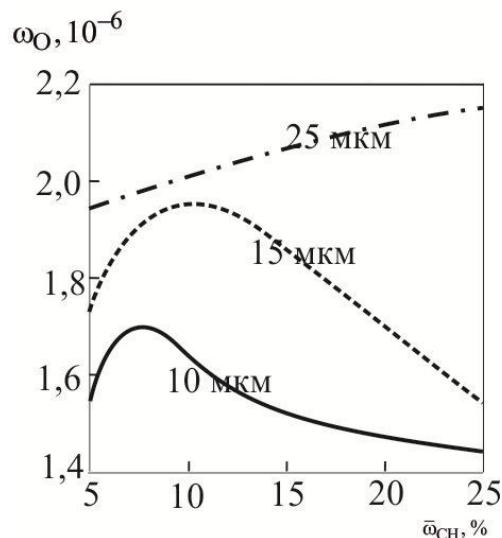


Рис. 8. Доля атомарного кислорода

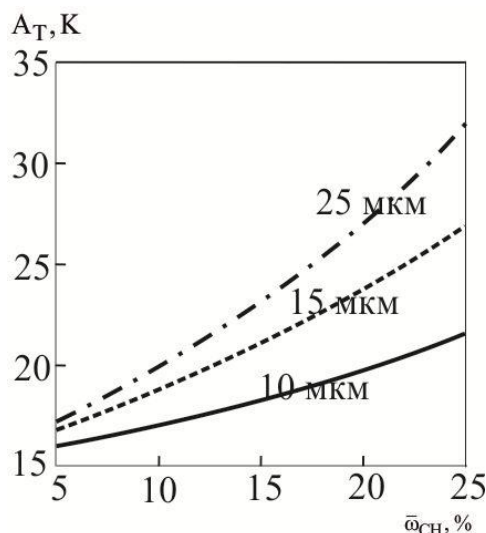


Рис. 9. Амплитуда колебаний температуры, $l = 100 \text{ мм}$

Одним из важнейших установленных фактов следует признать наличие максимумов концентрации атомарного кислорода при остаточных долях углеводородов 10 – 15% от начальной концентрации (см. рис. 8). Очевидно, одной из причин такого поведения могут служить конкурирующие реакции, приводящие к превосходству процессов связывания О над процессами его генерации. Алкильные радикалы являются достаточно удобным восстановителем для атомарного кислорода, в связи с чем по мере возрастания их концентрации в смеси скорость реакции образования гидроксидов по механизму отщепления водородного атома может существенно возрастать. В то же время,

наличие максимума свидетельствует о дополнительном производстве О при определенных условиях в ходе, по-видимому, высокоэнергетических эндотермических реакций, а, следовательно, увеличению вероятности связанной с ним генерации NO.

Из представленного на рис. 9 графика видно, что при взаимодействии потоков с высоким остаточным содержанием непрореагировавших углеводородных радикалов наблюдаются значительные колебания температуры даже в сравнительно удаленном от зоны взаимодействия сечении. По мере увеличения начального диаметра капель во взаимодействующих потоках увеличивается и амплитуда температурных колебаний, а, следовательно, и дистанция их затухания. Из-за малого количества контрольных сечений на данном этапе затруднительно установить, насколько различно поведение колебаний температуры в более удаленных зонах пламени.

Приоритетным направлением дальнейшего изучения нестационарного взаимодействия бедных пламен следует признать моделирование периодической стимуляции в более широком диапазоне частот пульсаций вспомогательного потока, а также более детальное исследование химической кинетики процесса. Также на основании полученных данных следует провести моделирование генерации вредных веществ при различных условиях пульсации параметров с использованием 3D-моделирования нестационарного реагирующего вязкого течения с высокой детализацией химической кинетики процесса.

Литература

1. Алемасов, В. Е. Основы теории физико-химических процессов в тепловых двигателях и энергетических установках [Текст] / В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегалин, А. С. Черенков. – М.: "Химия", 2000. – 520 с.
2. Лефевр, А. Процессы в камерах сгорания ГТД [Текст] : пер. с англ. / А. Лефевр. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
3. Долматов, Д. А. Регулирование воздушного горения углеводородов разрядами малой длины [Текст] / Д. А. Долматов // Вестник двигателестроения. – 2011. – № 2. – С. 41 – 51.
4. Архипов, В. А. Горение распыленного жидкого топлива в закрученном потоке [Текст] / В. А. Архипов, О. В. Матвиенко, В. Ф. Трофимов // Физика горения и взрыва. – 2005. – № 2. – С. 26–37.
5. Hara, H. The effect of initial diameter of free droplet combustion with spherical flame [Text] / H. Hara, S. Kumagai // Proc. 25th Symp. On Combustion. – Pittsburgh, PA, The Combustion Institute, 1994. – P. 423 – 430.
6. Испарение и горение капли углеводородного топлива. Неэмпирическая модель испарения капли с учетом многокомпонентной диффузии [Текст] / С. М. Фролов, В. С. Посвянский, В. Я. Басевич, А. А. Беляев и др. // Химическая физика. – 2004. – Т. 23, № 4. – С. 75 – 83.
7. Варнатц, Ю. Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ [Текст] / Ю. Варнатц, У. Маас, Р. Диббл. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 352 с.
8. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике [Текст] / В. С. Авдугинский, Ю. И. Данилов, Ю. С. Михеев и др. – М.: Машиностроение, 1975. – 624 с.

Поступила в редакцию 12.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. ракетно-космических двигателей и энергетических установок летательных аппаратов А. В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

ВЗАЄМОДІЯ БІДНИХ ГЕТЕРОГЕННИХ ПОЛУМ'ІВ З РІЗНОЮ ТЕМПЕРАТУРОЮ

Д. А. Долматов, А. В. Кукурудза, М. Хадживанд, К. В. Фесенко

Розглянуто проблеми змішення та взаємодії керосино–повітряних полум'їв з різною температурою горіння та коефіцієнтом надлишку повітря. Вивчено процес взаємної стимуляції та інгібування полум'їв при змішуванні зовнішніх ділянок факелів з суттєво різними концентраціями залишкових радикалів. Отримано дані щодо впливу частоти стимулюючої течії та хімічного складу зони взаємодії на температуру, швидкість горіння, вміст атомарного кисню та амплітуду коливань температури при горінні крапель з початковим діаметром від 10 до 25 мкм.

Ключові слова: змішення потоків, молярна доля, алкільний радикал, частота стимуляції, амплітуда коливань, швидкість горіння.

THE INTERACTION OF POOR FLAMES WITH DIFFERENT TEMPERATURES

D. A. Dolmatov, A. V. Kukurudza, M. Hajivand, K. V. Fesenko

The problems of different temperatures and fuel coefficients kerosene – air flames mixing and interaction was studied. The process of flames' mutual stimulation/inhibition during the mixing of outer flame parts with noticeable different hydrocarbon radical concentrations was investigated. There received data about influence of the stimulant flow pulsation frequency and interaction zone chemical profile on the temperature, burning speed, atomic oxygen part and temperature oscillation frequency during combustion of droplets with initial diameters from 10 to 25 μm .

Key words: flow mixing, molar part, alkyl radical, stimulation frequency, oscillation amplitude, burning speed.

Долматов Дмитрий Анатольевич – канд. техн. наук, доцент кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ditrihantelson@yandex.ru.

Кукурудза Андрей Васильевич – инженер 1-ой категории кафедры технологии производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Хадживанд Масуд – аспирант кафедры конструкции авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Фесенко Ксения Владимировна – ассистент кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.431.3

М. Р. ТКАЧ, Б. Г. ТИМОШЕВСКИЙ, С. М. ДОЦЕНКО, Ю. Н. ГАЛЫНКИН

Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина

ЭФФЕКТИВНОСТЬ УТИЛИЗАЦИИ НИЗКОПОТЕНЦИАЛЬНОГО ТЕПЛА МЕТАЛЛОГИДРИДНЫМИ УСТАНОВКАМИ НЕПРЕРЫВНОГО ДЕЙСТВИЯ

Проанализирована схема утилизации низкопотенциального тепла металлгидридной установкой непрерывного действия. Определён КПД установки в условиях ограничения по максимальному давлению 15 МПа и по минимальному – 0,5 МПа, концентрации гидрида в носителе не более 15 %. При температуре десорбции $T_d=400$ К КПД установки 8,3 %. Для достижения указанного КПД рационально использовать материал $V_{0,83}Ti_{0,1}Fe_{0,07}$ ($\Delta H=39,6$ кДж/(моль H_2), $T^*=294$ К). Значение КПД при использовании $ZrCrFe_{1,6}$ ($\Delta H=25,2$ кДж/(моль H_2), $T^*=275$ К) составит 7,5%, однако температура десорбции при использовании данного гидридообразующего материала 450-500 К.

Ключевые слова: КПД, эффективность, утилизация тепла, водород, металлгидрид.

Постановка проблемы. Ограниченность нефтяных запасов топлива на нашей планете сохраняет актуальность повышения эффективности малооборотных ДВС, эффективности их работы, оценивается эффективным КПД. Наибольшие значения такого КПД 46..51% у малооборотных двигателей фирм MAN Diesel & Turbo, Wartsila и Mitsubishi Heavy Industries [1 - 3]. Достигнутые значения КПД приближаются к максимально возможным на современном технологическом уровне. Рациональным путём дальнейшего совершенствования является утилизация тепла вторичных энергоресурсов: выхлопных газов, надувочного воздуха, охлаждающей воды и циркуляционного масла. При этом возможно получение различных видов энергии (тепловой, производство полезного холода, механической и электрической энергии) [4]. Получение механической или электрической мощности, как самой дорогой, является наиболее желательной.

Сложность утилизации тепла ВЭР двигателей связана с низким температурным потенциалом. Наибольшее значение – температура выхлопных газов не превышает 520 К. Поэтому применение традиционных систем утилизации, основанных на работе водяного пара по циклу Ренкина, является низкоэффективным.

Обзор публикаций. Наиболее распространёнными на сегодняшний день являются утилизационные установки, предлагаемые фирмами производителями двигателей, для MAN это *Turbocompound System*, для Wartsila – *Booster System*. Это похожие системы, которые используют избыточную энергию выхлопных газов после ДВС для привода силовой турбины. Мощность от силовой турбины может отводиться через редуктор к тому же потребителю, на который работает ДВС либо к приводу электро-

генератора. Такие утилизационные системы относительно компактны, освоены промышленностью, однако их существенным недостатком является узкий диапазон работы и низкая эффективность [1, 2, 5].

Альтернативным способом утилизации низкопотенциального тепла малооборотных двигателей является применение в утилизационных установках, работающих по циклу Ренкина, вместо водяного пара низкокипящих рабочих тел, как то хладон R245fa [6] либо органический теплоноситель, например изобутан [7]. КПД таких установок может достигать 10%, однако существенным недостатком является высокая экологическая опасность от используемых веществ.

Изложение основного материала. Одним из путей использования низкопотенциального тепла малооборотных двигателей является применение металлгидридных установок непрерывного действия. Тепло ДВС расходуется для воздействия на металлгидридное соединение в десорбере 9 и перегрев выделившегося водорода. Образовавшийся гидридообразующий материал перемещают во второй реактор – адсорбер 11. Выделившийся водород направляют в водородную расширительную машину 16, где и происходит выработка полезной мощности. Затем водород направляют в адсорбер, где, взаимодействуя с гидридообразующим материалом, он вновь образует металлгидридное соединение. Для обеспечения возможности перекачки гидридообразующего материала и металлгидрида между реакторами, гидридообразующий материал необходимо поместить в инертную к реакции адсорбции/десорбции жидкость [8]. Принципиальная схема утилизационной установки представлена на рисунке 1, а более подробное описание приведено в [9].

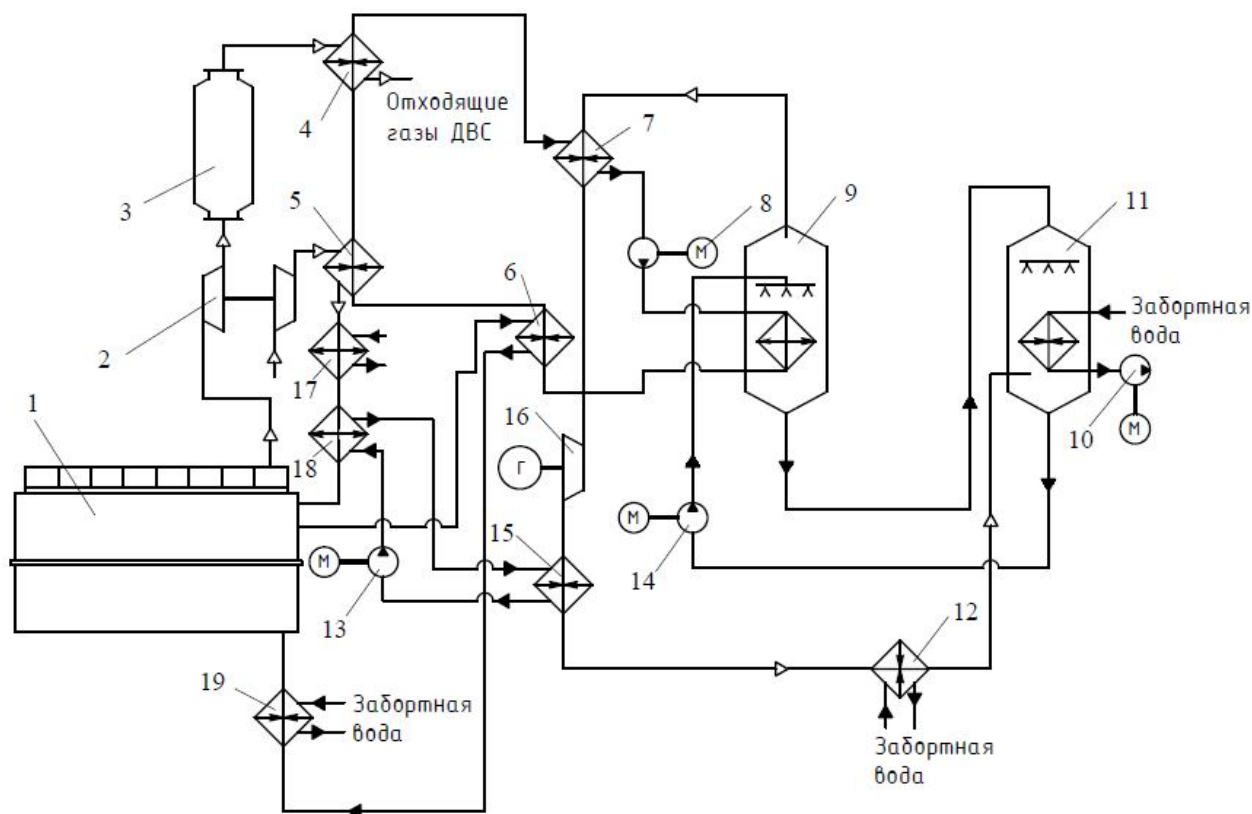


Рис. 1. Технологическая схема утилизации тепла ДВС:

1 - ДВС, 2 - турбокомпрессор, 3 – утилизационный парогенератор, 4, 5, 6 – утилизационные теплообменники отходящих газов, надувочного воздуха и охлаждающей жидкости, 7 – перегреватель водорода, 8 - циркуляционный насос промежуточного контура, 9 - десорбер, 10 - циркуляционный насос охлаждающего контура, 11 - адсорбер, 12 - концевой охладитель, 13 - циркуляционный насос холодного контура, 14 - циркуляционный насос, 15 - охладитель, 16 – водородная расширительная машина, 17 - охладитель надувочного воздуха 2-й ступени, 18 - охладитель надувочного воздуха 3-й ступени, 19 - концевой охладитель жидкости

Для отвода тепла от двигателя и подвода его к утилизационной установке рационально использовать высокотемпературные синтетические теплоносители, например Therminol. Теплоносители Therminol полностью имеют рабочий температурный диапазон от -115°C до $+400^{\circ}\text{C}$ (соответствующий температурному диапазону ВЭР малооборотного двигателя), имеют давление насыщения не более 0,5 МПа в указанном температурном диапазоне. Наиболее широким диапазоном рабочих температур обладает Therminol 66 [12].

Оценка эффективности утилизации тепла металлогидридной установкой непрерывного действия выполнена для ряда гидридообразующих материалов. В качестве исходных данных используются температурные уровни ВЭР ДВС. Известно, что для большинства гидридообразующих материалов равновесное давление рассчитывается по закону Вант-Гоффа:

$$\ln P = \frac{\Delta H}{TR} - \frac{\Delta S}{R},$$

где P – давление, ΔH – удельная энтальпия гидридообразования, T – температура, ΔS – удельная энтропия гидридообразования [10, 11]. ΔH , ΔS отнесены к одному молю молекулярного водорода. Основными характеристиками гидридообразующего материала являются удельная энтальпия гидридообразования ΔH и равновесная температура при давлении одна атмосфера T^* [13]. Характеристики металлогидридов систематизированы в базе данных, которая содержит информацию о 120 гидридообразующих материалах с $\Delta H=0..60$ кДж/(моль H_2) и $T^*=250..350$ К [14].

Эффективность утилизационной системы определена для диапазонов энтальпий гидридообразования $\Delta H = 10..40$ кДж/моль H_2 , равновесных температур от $T^*=270..320$ К. Минимальное давление водорода в системе ограничено 0,5 МПа, максимальное – 15 МПа.

Эффективность утилизационной установки оценивается КПД, который представляет собой отношение полезной механической мощности $N_{\text{мех}}$, полученной в водородной расширительной машине

16 с учетом затрат на перекачку суспензии $N_{\text{нц}}$ насосом 14, а также на привод насосов нагревающего $N_{\text{нг}}$ 8 и охлаждающего $N_{\text{ох}}$ 10 контуров, к затраченной тепловой мощности на нагрев суспензии $Q_{\text{н}}$, реакцию десорбции $Q_{\text{д}}$ в десорбере 9 и перегрев водорода $Q_{\text{п}}$ в перегревателе 7 (см. рис. 1).

$$\eta_e = \frac{N_{\text{мех}}}{Q_{\text{н}} + Q_{\text{д}} + Q_{\text{п}}},$$

где $N_{\text{мех}}$ определяется как разность механической мощности, полученной в водородной расширительной машине $N_{\text{рм}}$ и мощности, затраченной на перекачку суспензии, а также теплоносителей горячего и холодного контуров:

$$N_{\text{мех}} = N_{\text{рм}} - N_{\text{пс}} - N_{\text{нг}} - N_{\text{ох}}.$$

Мощность $N_{\text{рм}}$, вырабатываемая в расширительной машине, определяется расходом водорода и располагаемым изэнтропийным теплоперепадом водорода (водород рассматривается как реальный газ) при изменении параметров от давления и температуры на входе (P_2, T_2) до давления на выходе P_3 :

$$N_t = G_{\text{H}} \left[H_2^{\text{H}}(P_2, T_2) - H_3^{\text{H}}(P_3, S_2(P_2, T_2)) \right] \eta_o,$$

где G_{H} – расход водорода, $H_2^{\text{H}}(P_2, T_2)$ – энтальпия водорода на входе в расширительную машину, $H_3^{\text{H}}(P_3, T_3, S_2(P_2, T_2))$ – энтальпия водорода на выходе из расширительной машины, η_o – внутренний КПД расширительной машины.

Энтальпия и энтропия водорода на входе определены как функции давления и температуры [15, 16]. При этом принимается, что давление на входе в водородную расширительную машину равно давлению десорбции $P_{\text{д}}$, уменьшенному на величину сопротивления перегревателя водорода и водородного тракта, а температура равна температуре перегрева водорода T_2 . Сопротивление перегревателя водорода учитывается путём введения коэффициента восстановления полного давления v_2 :

$$P_2 = P_{\text{д}} v_2.$$

Давление на выходе из водородной расширительной машины принимается равным давлению адсорбции $P_{\text{а}}$, увеличенному на сопротивление тракта, которое также учитывается вводом соответствующего коэффициента восстановления полного давления v_3 :

$$P_3 = \frac{P_{\text{а}}}{v_3}.$$

Температура за расширительной машиной определена как функция энтальпии и давления за водородной расширительной машиной.

Мощность, затрачиваемая на перекачку суспензии:

$$N_{\text{пс}} = \Delta V_{\text{сус}}(P_{\text{д}} - P_{\text{а}}),$$

где $P_{\text{а}}$ – давление десорбции, $P_{\text{д}}$ – давление адсорбции, $\Delta V_{\text{сус}}$ – перекачиваемый объём суспензии. Перекачиваемый объём суспензии $\Delta V_{\text{сус}}$ состоит из объёма гидридообразующего материала $V_{\text{МГ}}$ и объёма носителя $V_{\text{нос}}$. Отношение объёма гидридообразующего материала к объёму носителя $V_{\text{МГ}}/V_{\text{нос}}$ составляет 0,15 для обеспечения седиментационной устойчивости [17].

Мощность насосов горячего и холодного контуров определена исходя из расхода теплоносителей горячего и холодного контуров

$$N_{\text{нг}} = \Delta V_{\text{ГТ}} \Delta P_{\text{Г}},$$

где $\Delta P_{\text{Г}}$ – перепад давления от сопротивления теплообменников и тракта соответствующего контура, $\Delta V_{\text{ГТ}}$ – перекачиваемый объём теплоносителя. Перекачиваемый объём теплоносителя определяется исходя из массового расхода металлгидрида, который, в свою очередь, определяется из известного балансового соотношения:

$$G_{\text{ГТ}} = \frac{Q_{\text{ГТ}}}{C_{\text{Р}}^{\text{ГТ}} (T_{2\text{Г}} - T_{1\text{Г}}) \rho_{\text{ГТ}}},$$

где $\rho_{\text{ГТ}}$ – плотность теплоносителя соответствующего контура, $Q_{\text{ГТ}}$ – тепло, подводимое либо отводимое теплоносителем, $C_{\text{Р}}^{\text{ГТ}}$ – изобарная теплоёмкость теплоносителя, $T_{2\text{Г}}$ – наибольшая температура теплоносителя, $T_{1\text{Г}}$ – наименьшая температура теплоносителя.

Тепло, необходимое для нагрева суспензии от температуры адсорбции до температуры десорбции определено выражением

$$Q_{\text{пс}} = (G_{\text{МГ}} C_{\text{Р}}^{\text{МГ}} + G_{\text{НОС}} C_{\text{Р}}^{\text{НОС}}) (T_{\text{д}} - T_{\text{а}}),$$

где массовый расход металлгидрида $G_{\text{МГ}}$ зависит от расхода водорода G_{H} и определяется обратной сорбционной ёмкостью металлгидрида $c_{\text{МГ}}$:

$$c_{\text{МГ}} = \frac{G_{\text{H}}}{G_{\text{МГ}}}.$$

Теплота, необходимая для реакции десорбции

$$Q_{\text{д}} = G_{\text{H}} \Delta H.$$

Тепло перегрева водорода

$$Q_{\text{пв}} = G_{\text{H}} C_{\text{P}}^{\text{H}} (T_2 - T_{\text{д}}).$$

Расчёты проводились для температурных уровней, соответствующих температурным уровням малооборотных двигателей: максимальная температура перегрева водорода до $T_2=500$ К, температура адсорбции $T_{\text{а}}=350$ К. Гистерезис процессов адсорбции/десорбции учитывался путем увеличения равновесного давления адсорбции по отношению к равновесному давлению десорбции на 5 % [11]. Теплоёмкость гидридообразующих материалов составляет 500 Дж/кгК, плотность – 8000 кг/м³.

Для подвода тепла использовалась жидкость Терминол 66, плотность $\rho_{\text{ГТ}}=870,4$ кг/м³, $\text{Cr}^{\text{ГТ}}=2268$ Дж/кгК, при этом принималась максимальная температура $T_{2\text{Г}}=520$ К, минимальная – $T_{1\text{Г}}=480$ К. Для отвода тепла используется вода с $\text{Cr}=4200$ Дж/кгК, плотностью 1000 кг/м³, максимальная температура $T_{2\text{Х}}=315$ К, минимальная температура $T_{1\text{Х}}=295$ К. В качестве носителя использовалась органическая полиметилсилоксановая жидкость ПМС 20, ГОСТ 13032-77, плотность $\rho_{\text{ГТ}}=980$ кг/м³, $\text{Cr}^{\text{ГТ}}=1632$ Дж/кгК.

Как следует из полученных результатов, эффективность утилизации тепла утилизационной металлгидридной установкой непрерывного действия в диапазоне температур десорбции $T_{\text{д}}=350..500$ К, при максимальном значении температуры перегрева водорода после десорбера $T_2=500$ К составляет 3...8 % (рис. 2). Изолинии эффективности совмещены с линиями ограничений по минимальному (показана точками) и максимальному (показана штрихами) давлениям. Существующие металлгидридные материалы обозначены крестообразными маркерами. Область допустимых рабочих давлений выделена серым цветом. Для случая $T_{\text{д}}=350$ К линия максимальных давлений не лежит в рассматриваемой области температур T^* и энтальпий гидридообразования ΔH .

Максимальному значению КПД 8,3 % соответствует температура десорбции $T_{\text{д}}=400$ К. Для достижения указанной эффективности в этом диапазоне температур десорбции рационально использовать гидридообразующий материал с $T^*=293,93$ и $\Delta H=39,68$ МДж/(мольH₂) – $\text{V}_{0,83}\text{Ti}_{0,1}\text{Fe}_{0,07}$. Близкие по эффективности значения достигнуты при использовании материала, $\text{ZrMn}_{1,11}\text{Fe}_{1,22}$ – 4,6...8,1 %, $\text{ZrMn}_{1,22}\text{Fe}_{1,11}$ – 4,6...8,1 %, $\text{ZrCrFe}_{1,6}$ – 4,6...8,1 %.

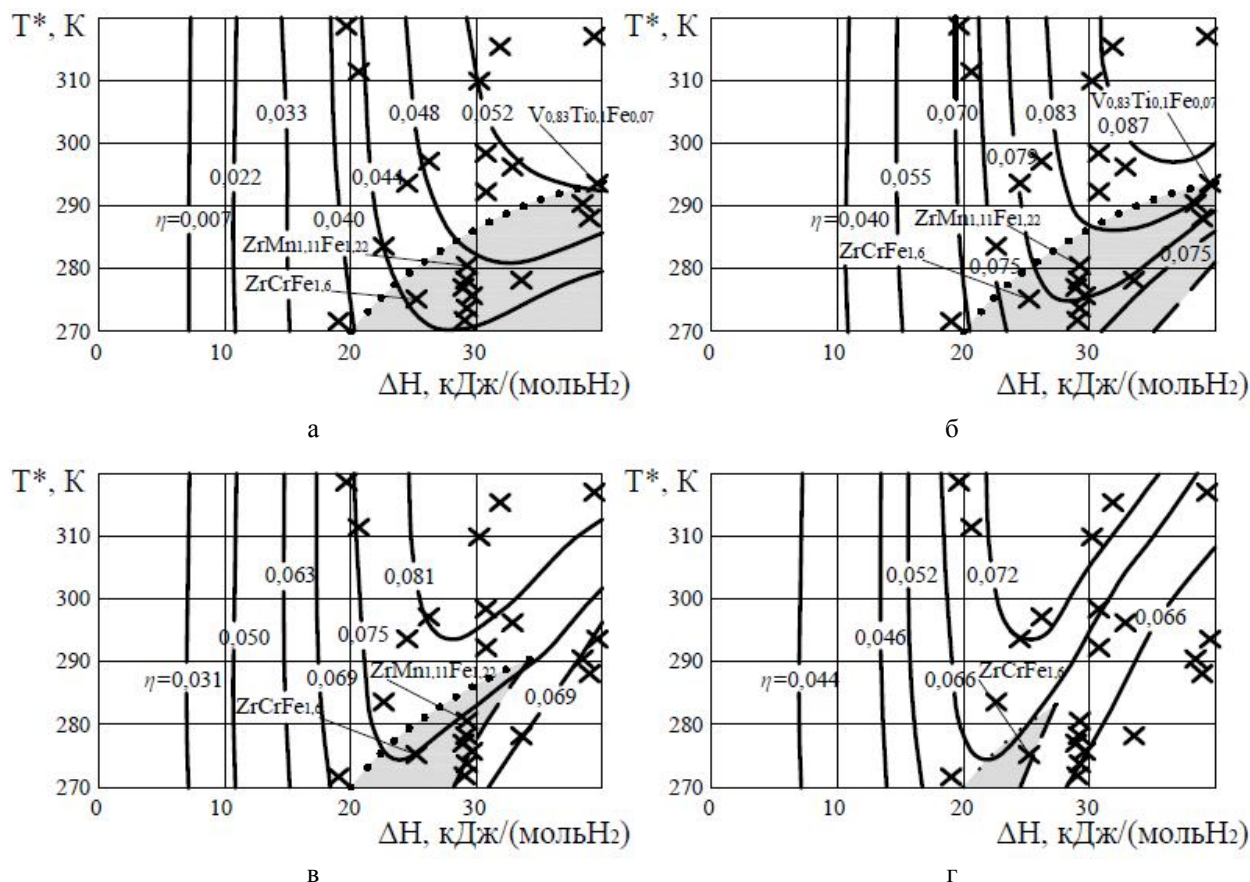


Рис. 2. Эффективность утилизационной металлгидридной установки непрерывного действия:

а - $T_{\text{д}}=350$ К, б - $T_{\text{д}}=400$ К, в - $T_{\text{д}}=450$ К, г - $T_{\text{д}}=500$ К;

Х – свойства существующих металлгидридов

однако диапазон рациональных температур десорбции при этом находится в более широком интервале 350..450 К. При использовании материала $\text{ZrCrFe}_{1,6}$ в диапазоне температур десорбции 400..450 К КПД

утилизационной установки достигает 7,5..6,4 %. Максимально достижимое значение КПД для различных материалов показано штриховой линией.

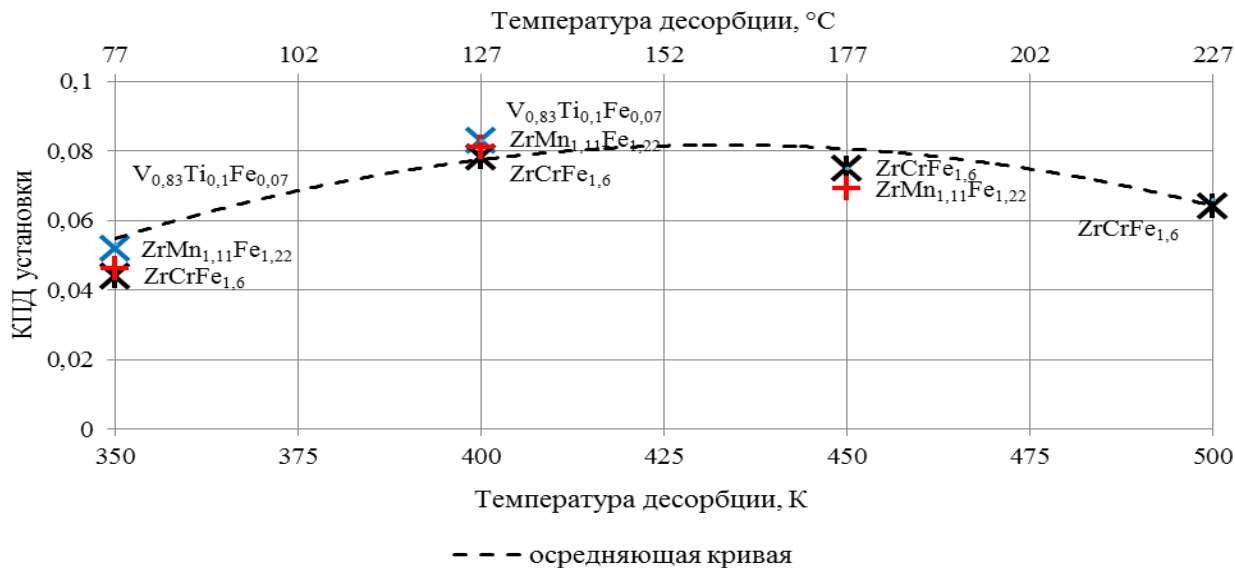


Рис. 3. Влияние температуры десорбции на КПД утилизационной металлгидридной установки непрерывного действия для конкретных металлгидридных материалов

Выводы

1. Максимальное значение КПД утилизационной металлгидридной установки непрерывного действия достигает 8,5 % для металлгидридных материалов с температурой гидридообразования $T^*=280...290$ К и удельной энтальпией гидридообразования $\Delta H=30...40$ кДж/(моль H_2).

2. При использовании гидридообразующего материала $\text{V}_{0,83}\text{Ti}_{0,1}\text{Fe}_{0,07}$ максимально достижимый КПД утилизационной металлгидридной установки непрерывного действия составляет 8,3 %, при использовании $\text{ZrCrFe}_{1,6}$ – 7,5%.

3. Для материала $\text{V}_{0,83}\text{Ti}_{0,1}\text{Fe}_{0,07}$ рациональное значение температуры десорбции составляет 350..400 К, а для материала $\text{ZrCrFe}_{1,6}$ – 400..450 К.

4. Экономия топлива при утилизации тепла малооборотного ДВС современными системами и утилизационной металлгидридной установки непрерывного действия сопоставимы, при этом металлгидридная система обладает существенными внутренними резервами повышения эффективности.

Литература

1. MAN Diesel & Turbo [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://apps.mandieselturbo.com/ceas/client/erd.aspx>. – 10.06.2014.

2. Wärtsilä [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.wartsila.com/en/marine-solutions/products/netGTD>. – 10.06.2014.

3. Mitsubishi heavy industries marine machinery & engine co. LTD [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.mhi-mme.com/products/engine.html>. – 10.06.2014.

4. Селиверстов, В. М. Утилизация тепла в судовых дизельных установках [Текст] / В. М. Селиверстов. – Л. : Судостроение, 1973. – 256 с.

5. Маслов, В. В. Утилизация теплоты судовых дизелей [Текст] / В. В. Маслов. – М. : Транспорт, 1990. – 144 с.

6. Quoilin, S. Experimental Study and Modeling of a Low Temperature Rankine Cycle for SmallScale Co-generation [Text] / Sylvain Quoilin // Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Electro Mechanical Engineer, (Energetic engineering)/ University of Liege / Faculty of Applied sciences aerospace and Mechanical engineering/ Department thermodynamics laboratory. – 2007. – P. 125.

7. Сергиенко, Р. В. Пути повышения эффективности рабочего цикла энергетических теплоутилизующих установок с низкотемпературными рабочими телами [Текст] / Р. В. Сергиенко, Б. Д. Билека, В. Я. Кабков // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 8 (95). – С. 38-42.

8. Пат. України 96083354. Металогідрідна енергетична установка [Текст] / Б. Г. Тимошевський, М. Р. Ткач. – № 28033 ; заявл. 27.08.1996 ; опубл. 16.10.2000, Бюл. № 5. – 5 с.

9. Утилизация низкопотенциального тепла малооборотных ДВС на базе гидридной технологии [Текст] / М. Р. Ткач, Б. Г. Тимошевский, С. М. Доценко, Ю. Н. Галынкин // Авиационно-космическая техника и технологии. – 2013. – № 8 (105). – С. 61-67.

10. Колачёв, Б. А. Сплавы-накопители водорода

[Текст]: справ. / Б. А. Колачёв, Р. Е. Шалин, А. А. Ильин. – М.: Металлургия, 1995. – 384 с.

11. Daren, P. *Hydrogen Storage Materials* [Text] / P. Darren. – Springer-Verlag London Limited, 2011. – 258 p.

12. Инженерная компания Энергетика [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ikenergetika.ru/teplonositeli>. – 10.06.2014.

13. Методы хранения водорода и возможности использования металлогидридов [Текст] / Б. П. Тарасов, В. В. Бурнашева, М. В. Лотоцкий и др. // *Альтернативная энергетика и экология. Междунар. науч. журн.* – 2005. – № 12. – С. 17-21.

14. Timoshevsky, B. G. *Hydrogen Materials science and Chemistry of Metal hydrides* [Text] / B. G. Timoshevsky, M. R. Tkach // *5th International conference, Katsiveli*. – 1997. – 38 p.

15. Александров, А. А. Свойства и процессы рабочих тел и материалов атомной энергетики

[Электронный ресурс] / А. А. Александров, К. А. Орлов, В. Ф. Очков. – Режим доступа: http://twi.mpei.ac.ru/MCS/Worksheets/NPP/tab1_3_1_pt.xmcd.

– 10.06.2014.

16. *Fundamental Equations State for Parahydrogen, Normal Hydrogen, and Orthohydrogen* [Text] / J. W. Leachem, R. T. Jacobsen, S. G. Penoncello, E. W. Lemmon // *J. Phys. Chem. Ref. Data*. – 2009. – Vol. 38, № 3. – P. 721-748.

17. Lasher, S. *Technical Analysis of Hydrogen Production: Evaluation of H₂ Mini-Grids* [Text] / Stephen Lasher, Jayanti Sinha // *Final Technical Report*. – U.S. Department of Energy, 2005 May 3. – 8 p.

18. MAN Diesel & Turbo [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.mandieselturbo.com/files/news/files/19391/VTa%20VariableTurbine%20Area.pdf>. – 10.06.2014.

Поступила в редакцию 10.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. конструкции авиационных двигателей и энергоустановок С. В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ЕФЕКТИВНІСТЬ УТИЛІЗАЦІЇ ТЕПЛА МЕТАЛОГІДРИДНОЇ УСТАНОВКИ БЕЗПЕРЕРВНОЇ ДІЇ

М. Р. Ткач, Б. Г. Тимошевський, С. М. Доценко, Ю. Н. Галинкін

Проаналізовано схему утилізації низькопотенційного тепла металогідридною установкою безперервної дії. Визначено ККД установки в умовах обмеження по максимальному тиску 15 МПа, по мінімальному - 0,5 МПа, концентрації гідриду в носії не більше 15% при температурі десорбції $T_d = 400$ К ККД установки 8,3%. Для досягнення зазначеного ККД раціонально використовувати матеріал $V_{0,83}Ti_{0,1}Fe_{0,07}$ ($\Delta H=39,6$ кДж/(мольH₂), $T^*=294$ К). Значення ККД при використанні $ZrCrFe_{1,6}$ ($\Delta H=25,2$ кДж/(мольH₂), $T^*=275$ К) складе 7,5%, проте температура десорбції при використанні даного гідридоутворюючого матеріалу при цьому 450-500 К.

Ключові слова: ККД, ефективність, утилізація тепла, водень, металогідрид.

EFFICIENCY OF HEAT RECOVERY BY METAL-HYDRIDE INSTALLATION OF CONTINUOUS OPERATION

M. R. Tkach, B. G. Tymoshevsky, S. M. Dotsenko, J. N. Halynkin

It was analyzed the scheme diagram of the low-grade heat metal-hydride installation of continuous operation. The efficiency of the installations is defined as 8.3%: under the following conditions: maximum pressure limitation of 15 MPa; its minimum - 0.5 MPa; hydride concentrations in the organic liquid carrier is not more than 15%; desorption temperature range $T_d = 400$ K. To achieve the specified performance it is rationally to use the hydride-forming material $V_{0,83}Ti_{0,1}Fe_{0,07}$ ($\Delta H=39.6$ kJ/(molH₂), $T^* = 294$ K). Efficiency value is 7.5% if material $ZrCrFe_{1,6}$ ($\Delta H=25.2$ kJ/(molH₂), $T^* = 275$ K) is using, but the desorption temperature range in this case is 450-500 K.

Keywords: coefficient of efficiency, efficiency, heat recovery, hydrogen, metal-hydride.

Ткач Михаил Романович – д-р техн. наук, проф., зав. кафедры теоретической механики, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: mykhaylo.tkach@gmail.com.

Тимошевський Борис Георгиевич – д-р техн. наук, проф., зав. кафедры двигателей внутреннего сгорания, Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: btyam@mksat.net.

Доценко Сергей Михайлович – канд. техн. наук, доцент, директор, Первомайский политехнический институт Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, Первомайск, e-mail: sergey.dotsenko@nuos.edu.ua.

Галинкін Юрий Николаевич – аспирант кафедры Двигателей внутреннего сгорания, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: MerchikDVS@yandex.ru.

УДК.621.43: 62-66: 62-62.

Е. В. БЕЛОУСОВ

Херсонская государственная морская академия

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОТХОДОВ СЕПАРАЦИИ ТОПЛИВА В ТОПЛИВНОМ БАЛАНСЕ СУДОВОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

Рассмотрен комплекс вопросов, связанных с утилизацией отходов сепарации тяжелых топлив путем их газификации и объединения процесса газификации с процессом рециркуляции отработавших газов двигателя. На основании укрупненной модели процессов выполнена оценка материального и энергетического балансов на основных стадиях процесса газификации при использовании в качестве газифицирующего агента смеси, состоящей из отработавших газов двигателя и водяного пара. На основе проведенного анализа показана техническая выполнимость и экономическая целесообразность использования комплексной утилизации шламов при эксплуатации судовых дизельных установок.

Ключевые слова: газификация, сепарация, шламы, дизельный двигатель.

Актуальность проблемы. Современная судовая энергетика стоит перед серьезной дилеммой, с одной стороны условия конкурентоспособности диктуют необходимость снижения стоимости перевозок, с другой – рост экологических требований значительно сужает возможности для повышения эффективных показателей судовых двигателей [1].

Уже более двадцати лет на мировом флоте наблюдается тенденция перевода всех типов двигателей на тяжелые топлива, стоимость которых значительно ниже светлых нефтепродуктов. В то же время использование этих топлив заставило двигателестроителей столкнуться с целым рядом проблем, к числу которых можно отнести значительные потери топлив, связанных с необходимостью их очистки [1, 2]. Для обеспечения заданной чистоты топлива на судне подвергаются сепарации, в результате которой 0,5...1,5% их переходит в отходы очистки, так называемые шламы [2]. Дальнейшее хранение, переработка и утилизация шламов является сложной процедурой, несущей большую опасность для окружающей среды. Проблема накопления шламов может быть проиллюстрирована следующими цифрами: контейнеровоз, рассчитанный на перевозку 3000 стандартных 20-дюймовых контейнеров, имеет мощность главного двигателя порядка 32 МВт, потребляя при этом более 130 тонн топлива в сутки. При этом накопление шламов за этот период может составлять от 0,5 до 2 тонн. В результате, значительная часть горючих компонентов топлива извлекается из энергетического баланса, а хранение и сдача на берег накопленных шламов требуют дополнительных затрат времени и средств.

Эффективным методом решения проблемы использования шламов на судне может стать их газификация с последующим использованием генера-

торного газа в главном или вспомогательных двигателях [3, 4]. Это позволит не только использовать часть горючих компонентов шламов в энергетическом балансе судна, но и значительно сократить накопление их на борту.

Целью данной работы является оценка материального и энергетического балансов на основных стадиях процесса газификации шламов при использовании в качестве газифицирующего агента смеси отработавших газов двигателя и водяного пара.

Решение проблемы. Газификация шламовых отходов в судовых энергетических установках (СЭУ) имеет ряд существенных преимуществ перед другими видами их использования, в частности перед их прямым сжиганием во вспомогательном энергетическом оборудовании. К числу таких достоинств можно отнести:

- возможность получения газообразного топлива, которое не содержит или от которого легко отделить механические примеси;

- возможность использовать газообразные продукты газификации в качестве топлива для главных и вспомогательных двигателей, а также для вспомогательного энергетического оборудования (в водогрейных и паровых котлах, инсинераторах и т.д.);

- возможность использовать газификацию шламов как самостоятельный процесс, так и включать ее в процессы, связанные с работой другого энергетического оборудования, включая общий тепло- и массообмен с этим оборудованием [4].

Примером последнего решения может быть включение устройства для газификации шламовых отходов в систему рециркуляции отработавших газов главного двигателя [3]. Такой подход позволяет одновременно решить ряд задач:

- вернуть горючие компоненты шламов в энер-

гетический баланс двигателя;

- понизить содержание кислорода в рециркулируемых газах, что должно сказаться на экологических показателях энергетической установки;

- часть теплоты отработавших газов может быть использована на поддержание оптимальных температур в газогенераторе для обеспечения протекания эндотермических реакций, в результате чего газогенератор исполняет функции химического регенератора теплоты [4].

Для более детального изучения возможностей использования газификации шламов в энергетическом балансе судовой энергетической установки была разработана укрупненная математическая модель, встроенная в модель рабочего процесса судового двигателя. Модель представляет собой комплекс термохимических и термодинамических уравнений, описывающих процессы, происходящие в газогенераторе. В качестве газифицирующего агента модель позволяет рассматривать использование атмосферного воздуха, отработавших газов двигателя, водяного пара и их смеси между собой в различных пропорциях. В качестве газифицируемого топлива используются шламы различной степени влажности. Кроме того, модель позволяет учитывать тепло-массообмен между отработавшими газами, и топливом (шламами) в газогенераторе, подвод тепла от отработавших газов в различные зоны газогенератора и отвод теплоты на получение водяного пара, необходимого для паровой газификации топлива.

Для оценки работоспособности модели был рассчитан процесс газификации шламовых отходов в газогенераторе, включенном в систему рециркуляции отработавших газов главного судового дизеля типа 9ЧН 43/61 (МаК 43С). Основные характеристики двигателя приведены в табл. 1.

Таблица 1
Характеристики главного двигателя СЭУ

Параметр	Значение
Тип главного двигателя	МаК 9М43С
по ГОСТ	9ЧН 43/61
Мощность, кВт	8000
Частота вращения, мин ⁻¹	500
Удельный расход топлива, кг/(кВт×ч)	0,176

Двигатель СЭУ работает с большим коэффициентом избытка воздуха – 3,24.

Значительный избыток кислорода позволяет создать условия для более полного сгорания топлива, но в тоже время, его присутствие в свободном виде способствует более интенсивному образованию оксидов азота в камере сгорания. Даже несмотря на относительно невысокую максимальную температуру цикла (1690 К) в камере сгорания, всегда присутствуют локальные зоны, в которых тем-

пература значительно выше, что в совокупности с наличием свободного кислорода способствует образованию оксидов азота (NO_x). Для рассматриваемого двигателя содержание NO_x в отработавших газах находится на уровне 12 г/(кВт×ч).

Расчеты показывают, что на выпуске отработавшие газы, без учета серы, имеют следующий состав и характеристики (табл. 2):

Таблица 2
Состав и основные характеристики отработавших газов дизеля

Состав газов на выходе из дизеля на 1кг топлива				кг/ч
Компонент	моль	кг	%, масс.	
M _{CO₂}	0,073	3,210	6,975	4517,2
M _{H₂O}	0,057	1,025	2,228	1442,8
M _{O₂}	0,227	7,252	15,760	10206,7
M _{N₂}	1,233	34,528	75,037	48595,7
Σ	1,590	46,014	100,0	64762,4
Свойства отработавших газов				
Молярная масса, г/моль				28,946
Температура за турбиной, К				563,15
Теплоемкость, кДж/(кмоль×К)				23,861

Эффективным способом снижения выбросов оксидов азота является снижение концентрации кислорода в рабочем цилиндре путем рециркуляции отработавших газов [1]. Однако большое количество свободного кислорода в отработавших газах (15,67%) делает такую рециркуляцию для судовых двигателей малоэффективной.

Повысить эффективность рециркуляции можно путем снижения концентрации кислорода в газах, отводимых для повторного использования в двигателе. Этого можно добиться путем выжигания кислорода в газогенераторном процессе с использованием отходов сепарации. При этом горючие компоненты шламов переходят в генераторный газ, который попадая в рабочие цилиндры, участвует в процессе сгорания. Для повышения эффективности процесса газификации, часть теплоты отработавших газов целесообразно использовать для подогрева газогенератора, а часть для получения пара, добавление которого к отработавшим газам на входе в газогенератор позволит повысить теплопроводную способность газа. Таким образом, не только часть горючих компонентов топлива будет возвращена в энергетический баланс дизельной установки, но и часть теплоты отработавших газов будет использована на эндотермические реакции в газогенераторе и в виде химических связей возвращена обратно в рабочий цилиндр.

Фактически в предлагаемом процессе будет иметь место химическая регенерация теплоты.

При выходе отходов сепарации 0,85% от массы расходуемого двигателем топлива, каждый час образуется 11,96 кг/ч шламов. Так как зола, входящая

в состав шламов, в процессе газификации не участвует, масса реагирующих компонентов составит 10,77 кг/ч при зольности 10%. Сухая горючая масса будет иметь тот же состав, что и исходное топливо. При влажности шламов 10% в газогенератор будет поступать топливо следующего состава (табл. 3):

Таблица 3

Состав отходов сепарации

Компонент	Сухая горючая масса топлива			Масса влажного топлива		
	% масс.	кг	моль	% масс.	кг	моль
C	87,6	8,385	0,699	77,9	8,385	0,699
H ₂	11,4	1,090	0,273	10,1	1,090	0,273
O ₂	1,0	0,096	0,003	0,9	0,096	0,000
H ₂ O	—	—	—	11,1	1,196	0,006
	100	9,571	0,974	100	10,767	0,978

С помощью разработанной программы расчета был оптимизирован состав дутьевого агента подаваемого в газогенератор.

Газифицирующий агент, представляющий собой смесь водяного пара с отработавшими газами двигателя. На рис. 1 представлены зависимости, показывающие влияние на состав генераторного газа, количества газифицирующего агента и содержания в нем водяного пара.

Расчеты показали, что наиболее эффективным с точки зрения термодинамики процесса газификации является режим, при котором на вход газогенератора подается 51 кг/ч газифицирующего агента, представляющего собой смесь 88,1% отработавших газов двигателя и 11,9% водяного пара (см. рис. 1). Состав дутьевого агента, поступающего в газогенератор, представлен в табл. 4.

Таблица 4

Состав дутьевого агента на входе в газогенератор

Компонент	моль/ч	кг/ч	%, масс.
CO ₂	0,073	3,210	6,289
H ₂ O	0,337	6,074	11,901
O ₂	0,226	7,247	14,200
N	1,232	34,505	67,610
Σ	1,869	51,036	100

Из рис. 1 видно, что повышение количества водяного пара ведет к росту теплоты сгорания продуктов газификации, но одновременно это приводит к снижению температуры в восстановительной зоне газогенератора. Повышение количества водяного пара свыше 20% для заданных условий вызовет нарушение температурного режима процесса газификации и сделает его невозможным. В частности для рассматриваемого случая температура в восстановительной зоне составляет 722 К, что находится на границе необходимого для протекания восстановительных реакций.

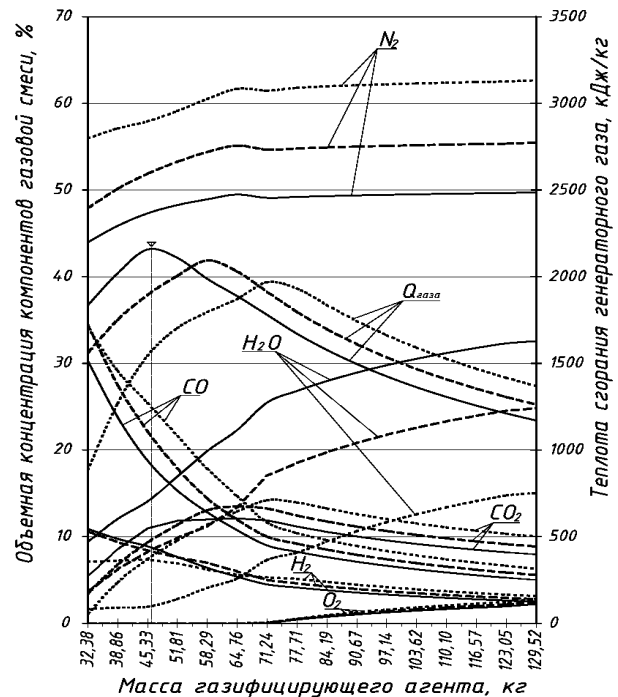


Рис. 1. Состав генераторного газа и его теплотворная способность как функция количества газифицирующего агента на входе в газогенератор:

— — — — — массовая концентрация водяного пара в газифицирующем агенте 26,45%; — — — — — массовая концентрация водяного пара в газифицирующем агенте 19,83%; — — — — — массовая концентрация водяного пара в газифицирующем агенте 11,9%

С учетом находящегося в газогенераторе топлива и поступающего дутьевого агента, материальный баланс на входе в окислительную зону газогенератора выглядит следующим образом (табл. 5):

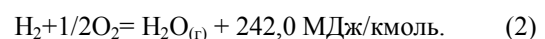
Таблица 5

Материальный баланс на входе в окислительную зону газогенератора

Компонент	моль/ч	кг/ч	%, масс.
C	0,699	8,385	13,567
H ₂	0,545	1,090	1,764
CO ₂	0,073	3,210	5,193
H ₂ O	0,404	7,270	11,763
O ₂	0,229	7,343	11,881
N ₂	1,232	34,505	55,831
Σ	3,182	61,803	100,000

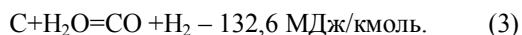
В окислительной зоне газогенератора компоненты топлива и газифицирующего агента взаимодействуют по трем основным реакциям [5, 6].

Кислород, содержащийся в дутьевом агенте, практически сразу расходуется по реакциям:



Параллельно происходит диссоциация воды на углеродном массиве с образованием монооксида

углерода и водорода по реакции:



С учетом кинетики этих реакций, на выходе из окислительной зоны можно получить следующие продукты реакций (табл. 6):

Таблица 6

Материальный баланс на выходе из окислительной зоны газогенератора

Компонент	моль/ч	кг/ч	%, масс.
C	0,123	1,473	2,383
H ₂	0,834	1,668	2,700
CO ₂	0,245	10,782	17,446
H ₂ O	0,115	2,065	3,342
O ₂	0,000	0,000	0,000
N ₂	1,232	34,505	55,831
CO	0,404	11,309	18,298
Σ	2,953	61,803	100,000

Следует отметить, что значительная часть углерода расходуется в окислительной зоне, в то время как количество водорода несколько возрастает за счет диссоциации водяного пара. Это же ведет к появлению на выходе из окислительной зоны значительного количества монооксида углерода. Кислород, в окислительной зоне, расходуется полностью.

Тепловой баланс окислительной зоны, с учетом теплоты, вносимой с отработавшими газами, и паром выглядит следующим образом (табл. 7):

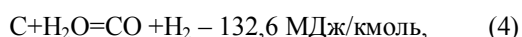
Таблица 7

Тепловой баланс на выходе из окислительной зоны газогенератора

Теплота по реакции 1	67,877	МДж/ч
Теплота по реакции 2	27,766	МДж/ч
Теплота по реакции 3	-48,737	МДж/ч
Теплота, подводимая с газами	11,034	МДж/ч
Теплота, вносимая с паром	2,677	МДж/ч
Σ	60,617	МДж/ч
Температура газов на выходе из окислительной зоны	2158,780	К

Высокая температура на выходе окислительной зоны определяет значительный сдвиг равновесного состояния в сторону реакции диссоциации водяного пара с образованием свободного H₂ и CO [6].

В восстановительной зоне газогенератора протекает две основные реакции, в ходе которых образуется дополнительное количество горючих компонентов смеси [5, 6]:



В нижних слоях восстановительной зоны, где температура еще достаточно высокая, преобладает реакция диссоциации водяного пара, а в верхних слоях реакция разложения диоксида углерода на углеродном массиве с образованием монооксида.

Материальный баланс на выходе из восстановительной зоны, для рассматриваемого случая будет выглядеть следующим образом (табл. 8):

Таблица 8

Материальный баланс на выходе из восстановительной зоны газогенератора

Компонент	моль/ч	кг/ч	%, масс.
C	0,000	0,000	0,000
H ₂	0,896	1,791	2,898
CO ₂	0,184	8,081	13,076
H ₂ O	0,053	0,960	1,554
O ₂	0,000	0,000	0,000
N ₂	1,232	34,505	55,831
CO	0,588	16,464	26,640
Σ	2,953	61,803	100,000

Тепловой баланс восстановительной зоны, поддерживается за счет теплоты, вносимой газами из окислительной зоны (табл. 9):

Таблица 9

Тепловой баланс на выходе из восстановительной зоны газогенератора

Теплота по реакции 4	-7,406	МДж/ч
Теплота по реакции 5	-21,555	МДж/ч
Теплота, подводимая с газами	60,617	МДж/ч
Σ	31,656	МДж/ч
Температура газов на выходе из восстановительной зоны	722,28	К

В результате осуществления процесса, в продукты газификации перейдет около 34% теплоты шламов. Учитывая относительно небольшое количество продуктов газификации (0,078%) по отношению к потребляемому двигателем воздуху, очевидно, их можно подавать на вход без значительного охлаждения, только после предварительной очистки. При использовании генераторного газа во вспомогательном судовом оборудовании (котлах, инснераторах) газы можно направлять прямо в топочное пространство даже без очистки и охлаждения.

Рассмотренный случай организации газогенераторного процесса направлен преимущественно на получение экономического эффекта от возврата теплоты горючих компонентов шламов в энергетический баланс судовой дизельной установки. Малое количество полученного газа не может дать значительного эффекта по снижению выбросов NO_x путем рециркуляции газов и снижения в них содержания кислорода. Однако наличие в камере сгорания дизеля газообразных горючих компонентов таких как H₂ и CO, безусловно, благоприятно повлияет на характер протекания процесса сгорания жидкого топлива.

На рисунке 1 видно, что в генераторном газе свободный кислород отсутствует, пока подача газифицирующего агента не превысит 71 кг/ч. Отсутствие кислорода в генераторном газе, также может

быть критерием при выборе режима газификации, особенно, если основной целью процесса является эффективная рециркуляция с целью улучшения экологических показателей двигателя.

Для эффективного снижения содержания кислорода в рециркулируемых газах доля шламов может быть увеличена путем более частого их сброса. Это, в свою очередь, повысит эффективность очистки топлива. Помимо шламов, образующихся в процессе топливоподготовки, можно использовать шламы, полученные при очистке циркуляционного масла, и другие отходы нефтепродуктов.

Выводы

1. Рассмотренный процесс позволяет за счет газификации шламов вернуть в энергетический баланс судовой дизельной установки до 34% теплоты горючих компонентов, содержащихся в них.
2. Газификация шламов позволит не только использовать часть горючих компонентов шламов в энергетическом балансе судна, но и значительно сократить накопление их на борту.
3. Использование газогенераторной установки в системе рециркуляции отработавших газов позволит понизить содержание в них кислорода, и уменьшить содержание NO_x в отработавших газах. В рассмотренном случае подача в газогенератор до 71 кг/ч сопровождалась полным отсутствием кислорода.
4. С отработавшими газами и паром, получен-

ным за счет теплоты отработавших газов, в газогенератор вносится порядка 13,7 МДж/ч теплоты, необходимой для протекания эндотермических реакций. Эта теплота переходит в энергию химических связей, в результате чего газогенератор выполняет функцию химического регенератора теплоты.

Литература

1. Woodyard, D. *Pounder's marine diesel engines and gas turbines*. [Text] / D. Woodyard ; Eighth edition. – Elsevier Butterworth-Heinemann Linacre House, Jordan Hill, Oxford OX2 8DP 200 Wheeler Road, Burlington, 2004. – 914 p.
2. Возницкий, И. В. *Практика использования морских топлив на судах* [Текст] / И. В. Возницкий. – Санкт-Петербург : Изд-во ГМА им. адм. С. О. Макарова. 2005. – 123 с.
3. Белоусов, Е. В. *Судно как источник загрязнения окружающей среды*. [Текст] / Е. В. Белоусов, Н. Н. Кобяков // *Сучасні проблеми двигунобудування, стан, ідеї, рішення*. – Первомайськ : ПП НУК, 2011. – С. 171-177.
4. Белоусов, Е. В. *Комплексная утилизация отходов сепарации топлива в судовых энергетических установках* [Текст] / Е. В. Белоусов, М. С. Агеев, Н. Н. Кобяков // *Вестник двигателестроения*. – 2011. – № 2. – С. 111-114.
5. Higman, C. *Gasification*. Elsevier [Text] / C. Higman, M. Burgt. – 2nd Edition. – Gulf Professional Publishing, 2008 – 456 p.
6. Дешалит, Г. И. *Расчеты процессов газификации топлива* [Текст] / Г. И. Дешалит. – Х. : Изд-во ХГУ им. А. М. Горького, 1959. – 167 с.

Поступила в редакцию 12.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А. В. Букетов, Херсонская государственная морская академия, Херсон.

ВИКОРИСТАННЯ ВІДХОДІВ СЕПАРАЦІЇ ПАЛИВА В ПАЛИВНОМУ БАЛАНСІ СУДНОВОЇ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ УСТАНОВКИ

Є. В. Білоусов

Розглянуто комплекс питань, пов'язаних з утилізацією відходів сепарації важких палив шляхом їхньої газифікації й об'єднання процесу газифікації з процесом рециркуляції відпрацьованих газів двигуна. На підставі укрупненої моделі процесів, виконано оцінку матеріального й енергетичного балансів на основних стадіях процесу газифікації при використанні в якості газифікуючого агента суміші відпрацьованих газів двигуна й водяної пари. На основі проведеного аналізу показано технічну виконуваність і економічну доцільність використання комплексної утилізації шламів при експлуатації суднових дизельних установок.

Ключові слова: газифікація, сепарація, шлами, дизельний двигун.

WASTE SEPARATION FUEL USING ENERGY BALANCE SHIP POWER PLANTS

E. V. Belousov

Considered a range of issues related to waste management separation of heavy fuels by gasification and their association with the process of recirculation of the completed gases of the propeller is observed. Based on the model of the processes carried out an assessment of the material and energy balances at the main stages of the gasification process when used as a gasifying agent mixture consisting of exhaust gases and water vapor. Based on the analysis shows the technical feasibility and economic viability of using integrated waste management in the operation of the separation of marine diesel plants.

Keywords: gasification, separation, slimes, the diesel engine.

Белоусов Евгений Викторович – канд. техн. наук, доцент, декан факультета судовой энергетики, Херсонская государственная морская академии, Херсон, Украина, e-mail: ewbelousov@yandex.ru.

УДК 621.565.3

А. Ю. ЛИСИЦА¹, Д. А. НЕМЧЕНКО¹, И. И. ПЕТУХОВ¹, Ф. Г. СОРОГИН²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
"Харьковский авиационный институт", Украина*² *ПАО "Мотор Сич", Украина*

К ВОПРОСУ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСВЕННО-ИСПАРИТЕЛЬНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ ЦИКЛОВОГО ВОЗДУХА ГТП

Косвенно-испарительное охлаждение с противоточным движением воздуха является термодинамически наиболее совершенным способом снижения его температуры за счет потенциала окружающей среды. Однако эффективность применения такого охлаждения при больших расходах, характерных для ГТП, изучена недостаточно. В работе представлена модель расчета процессов в косвенно-испарительных теплообменных аппаратах, проанализировано влияние геометрических и режимных факторов, параметров атмосферного воздуха на их эффективность. Применительно к охлаждению циклового воздуха ГТП Д-336-2 сопоставлены косвенно-испарительный метод и адиабатное увлажнение, оценены габариты теплообменника.

Ключевые слова: цикловой воздух, испарительное охлаждение, цикл Майсоценко.

Введение

Косвенно-испарительное охлаждение с противоточным движением воздуха позволяет наиболее полно реализовать для снижения его температуры потенциал окружающей среды и в этом смысле является термодинамически наиболее эффективным [1 - 4]. Конструктивные схемы такого охлаждения заметно отличаются. Одним из наиболее известных решений является теплообменник Майсоценко, в котором внешний поток в рабочем канале охлаждается за счет контакта со стенкой, обратная сторона которой образует «влажный» вспомогательный канал, в котором и происходит испарение воды [4, 5].

Термогидравлические процессы, проходящие при косвенно-испарительном охлаждении, включают передачу теплоты за счет испарения и конвекции, а также за счет теплопроводности через увлажненную капиллярно-пористую структуру и твердую стенку канала. Кроме того, существенную роль играют и гидравлические процессы, поскольку движение воздуха проходит хоть и при незначительных скоростях, но в каналах малого диаметра с большим количеством поворотов.

Из обзора литературы следует, что модели реальных термогидравлических процессов в указанных аппаратах представлены слабо, отсутствует методика их расчета. Практические решения касаются, главным образом, области кондиционирования [4 - 7]. Как результат, остается невыясненным ряд вопросов, которые не позволяют однозначно судить как о термодинамической, так и о реальной эффек-

тивности косвенно-испарительного охлаждения, особенно применительно к ГТП. Среди таких вопросов:

1. В литературе отсутствует обоснование предельно достижимой температуры охлажденного воздуха с учетом соотношения его расхода с расходом «рабочего» потока воздуха.

2. При рассмотрении идеальной ячейки реального теплообменного аппарата не указывается, какие именно каналы («сухие» или «влажные») примыкают к боковым поверхностям этой ячейки, что напрямую определяет эффективность теплообменника в целом.

3. Нет информации о балансах расходов по воде и рабочему воздуху. Как известно, подавая большое количество воды в систему можно получить дополнительное охлаждение, но не за счет испарения, а за счет прямого (конвективного) охлаждения воздуха водой.

4. Как одно из преимуществ цикла Майсоценко отмечают, что в идеализированном процессе его термический КПД выше, чем КПД цикла Карно. В [5] объясняется это тем, что в цикле Карно используется одно рабочее тело, а в цикле Майсоценко – два различных рабочих тела. В то же время нет достаточного обоснования, что именно дает возможность сравнивать два указанных цикла.

5. Применительно к газотурбинным установкам предлагается схема с охлаждением воздуха на входе в компрессор [5]. В то же время нигде не приведены конкретные параметры процесса и значения мощности и расходов, при которых схема Майсоценко мо-

жет иметь преимущества перед традиционными схемами испарительного охлаждения.

6. В доступных публикациях нет достаточного математического описания термогидравлических процессов, кроме эксергетического и балансового расчетов. Но эти расчеты не дают информации о реальных процессах, что не позволяет проверить эффективность данной схемы применительно к охлаждению циклового воздуха в ГТП.

Целью работы является анализ основных процессов, происходящих при косвенно-испарительном охлаждении, их физическое и математическое описание, расчет температур воздуха и гидравлического сопротивления в каналах теплообменника, в том числе при параметрах потока, характерных для ГТП типа Д-336-2.

1. Моделирование процесса косвенно-испарительного охлаждения

Для реализации охлаждения циклового воздуха ГТП необходим теплообменник с достаточно большой площадью поверхности. Обязательным условием формирования математической модели косвенно-испарительного теплообменника является задание его геометрии. Прямых данных по этому вопросу в публикациях не найдено. Наиболее полно вопрос моделирования отражен в [8], однако там рассматривались процессы тепломассообмена только между двумя каналами - «влажным» и «сухим». Перенести полученные результаты на конкретную конструкцию теплообменника весьма сложно.

В связи с этим для адекватного построения модели и возможности проведения конкретных расчетов в качестве базовой принята элементарная ячейка тепломассообменного аппарата Майсоценко [5]. Ввиду отсутствия конкретных данных по геометрии и параметрам расчетной ячейки аппаратов Майсоценко, а также схемы расположения «сухих» и «влажных» каналов, расчетный модуль элементарной ячейки теплообменника представлен в виде четырех рабочих (два «влажных» и два «сухих») каналов и одного «сухого» канала охлаждения (рис. 1). В этом случае увеличение общей площади теплообмена достигается многократным повторением (наслоением) этой ячейки.

Физическую модель рабочего процесса в ячейке можно представить следующим образом. Рабочий поток воздуха при движении в «сухом» канале охлаждается от температуры наружного воздуха до температуры точки росы (в пределе) за счет теплообмена с увлажняемым воздухом, движущимся противотоком в примыкающем «влажном» канале. Поток разделен двухслойной стенкой, состоящей из увлажненной капиллярно-пористой структуры и

собственно стенки канала.

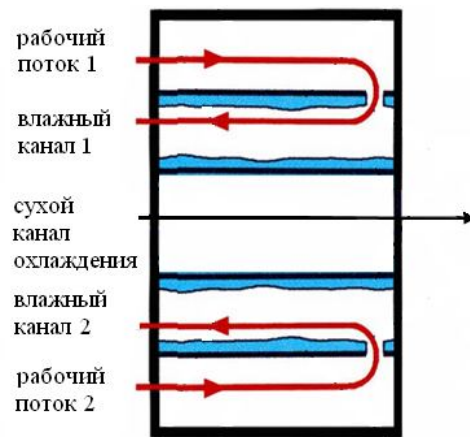


Рис. 1. Расчетная схема ячейки косвенно-испарительного теплообменника

Воздух во «влажном» канале нагревается за счет части теплоты, переданной от рабочего потока в «сухом» канале и основного воздуха. Температура потока во «влажном» канале увеличивается в идеальном случае до температуры наружного воздуха. Другая часть теплоты идет на испарение воды. Относительная влажность воздуха здесь теоретически может не меняться, например, воздух может оставаться насыщенными парами воды, поскольку одновременно с ростом температуры присутствует приток влаги с обогреваемых влажных стенок канала.

Температура воздуха в «сухом» канале охлаждения снижается за счет теплообмена через составную стенку с воздухом во «влажном» рабочем канале. Предельная теоретическая температура охлажденного воздуха на выходе из канала может достигать температуры точки росы. Это реализуется при условии равновесности происходящих в теплообменнике процессов.

Характерные параметры взаимодействующих потоков на входе и выходе каналов («сухих» и «влажных») для этого случая представлены на рис. 2. Точка 1 отмечает параметры исходного (атмосферного) воздуха. Точка 2_н определяет параметры рабочего (вспомогательного) потока на выходе влажного канала. В равновесных процессах это состояние насыщения при изотермическом увлажнении исходного воздуха. Точка росы 2_д соответствует предельно достижимым параметрам охлажденного воздуха. На рис. 2 приведена также температура 2_и адиабатного увлажнения.

Соотношение расходов рабочего $G_{вр}$ и основного $G_{во}$ потоков воздуха, $g_{ро} = G_{вр} / G_{во}$, для равновесного процесса определяется из уравнения

$$g_{ро} = (i_1 - i_{2д}) / (i_{2н} - i_1).$$

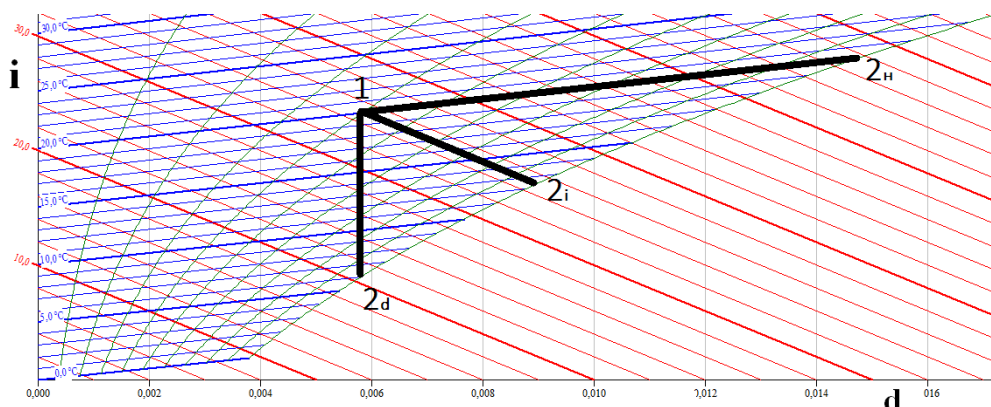


Рис. 2. Характерные параметры воздуха при испарительном охлаждении

Его зависимость от параметров атмосферного воздуха представлена на рис. 3.

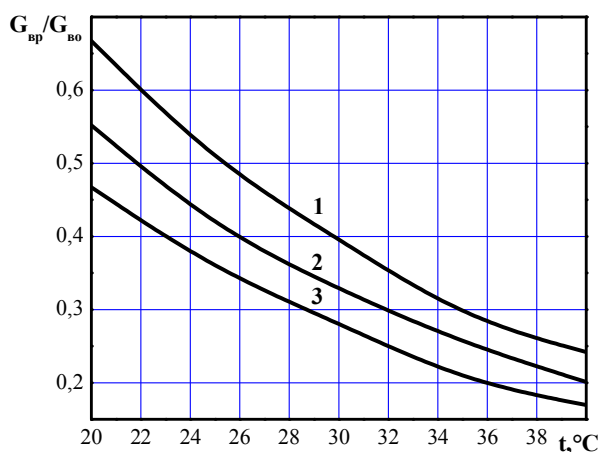


Рис. 3. Зависимость соотношения расходов рабочего и основного воздуха от его исходных параметров:
1 – 40%; 2 – 60%; 3 – 80%

ячейке аппарата Майсоценко может быть представлена в следующей дифференциальной форме.

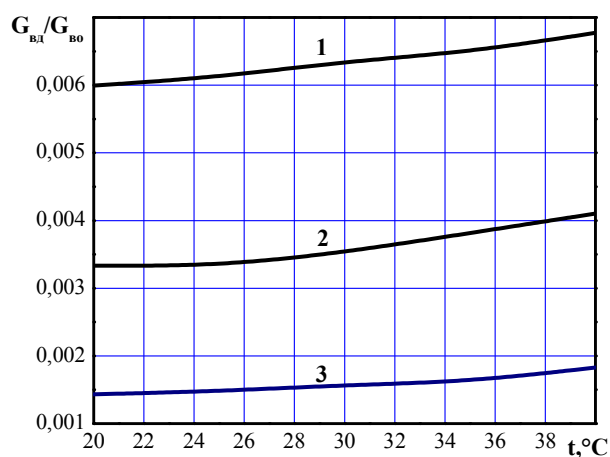


Рис. 4. Зависимость соотношения расходов воды и основного воздуха от его исходных параметров:
1 – 40%; 2 – 60%; 3 – 80%

Величина отношения расхода воды $G_{вд}$ к расходу охлажденного воздуха $G_{во}$ от параметров атмосферного воздуха представлена на рис. 4.

В таблице 1 приведены значения температуры адиабатного увлажнения t_{2i} как предела традиционного испарительного охлаждения и температуры точки росы t_{2d} – предела охлаждения по схеме Майсоценко, в зависимости от начальной температуры t_{oc} и относительной влажности ϕ воздуха.

Для реальных параметров окружающего воздуха эти отличия невелики. Но в схеме косвенно-испарительного охлаждения влагосодержание основного потока воздуха не увеличивается.

В действительном процессе присутствуют соответствующие термические и гидравлические сопротивления, возможно произвольное распределение расхода между рабочим и сухим охлаждаемым потоками. Математическая модель процессов косвенно-испарительного охлаждения в элементарной

Таблица 1
Достижимые температуры при охлаждении

$t_{oc}, ^\circ\text{C}$	$\phi, \%$	$t_{2i}, ^\circ\text{C}$	$t_{2d}, ^\circ\text{C}$	$t_{2i} - t_{2d}, ^\circ\text{C}$
30	40	20,3	15,3	5
	60	23,8	21,5	2,3
	80	27,3	26,4	0,9
35	40	23,9	19,4	4,5
	60	28	26,2	1,8
	80	31,9	31,2	0,7
40	40	27,7	23,9	3,8
	60	32,6	30,8	1,8
	80	36,6	35,9	0,7

Уравнение стационарной теплопроводности для плоской стенки без внутренних источников теплоты

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = 0.$$

На поверхности стенки со стороны сухого потока, а также на поверхности влажного фитиля задаются граничные условия III рода

$$\alpha_T = -\frac{\lambda_g}{(T_\sigma - T_g)} \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)_\sigma,$$

где T_σ – температура поверхности стенки (фитиля); T_g – температура потока влажного воздуха вдали от стенки; α_T , λ_g – коэффициенты теплоотдачи и теплопроводности влажного воздуха, соответственно. Коэффициент теплоотдачи рассчитывается с учетом режима течения потока и геометрии канала.

Наиболее сложным является вопрос описания теплообмена во влажном канале аппарата. Уравнение теплового баланса на границе испаряющейся жидкости и потока парогазовой смеси записывается в виде

$$J_{v\sigma} \Psi_{\ell v} = q_c - q_g,$$

где $J_{v\sigma} = \frac{j_{v\sigma}}{1 - g_{v\sigma}}$ – плотность полного (диффузионного и конвективного) потока массы водяного пара; $\Psi_{\ell v}$ – теплота парообразования при температуре межфазной поверхности; q_c , q_g – плотности теплового потока от составной стенки и со стороны воздуха, соответственно; $g_{v\sigma}$ – массовая доля пара на межфазной поверхности.

Теплотой, затрачиваемой на подогрев подаваемой во «влажный» канал воды до температуры насыщения, пренебрегали. В данном случае уравнение теплового баланса отражает тот факт, что алгебраическая сумма теплопритоков к межфазной поверхности со стороны стенки и газовой фазы равна теплоте, затрачиваемой на фазовый переход.

Плотность диффузионного потока массы определяется уравнением массоотдачи

$$j_{v\sigma} = \alpha_D (\rho_{v\sigma} - \rho_v).$$

Здесь $\rho_{v\sigma}$ и ρ_v – плотности водяного пара на межфазной поверхности и в потоке влажного воздуха, соответственно. При расчёте коэффициента массоотдачи α_D с учётом аналогии процессов тепло- и массообмена используются критериальные уравнения с диффузионными аналогами соответствующих критериев подобия. Коэффициенты теплопроводности и динамической вязкости влажного воздуха определяются как для бинарной смеси.

Согласование системы уравнений достигается за счет температуры межфазной поверхности. При определении свойств соприкасающихся фаз на этой поверхности используется квазиравновесная схема

фазового перехода. Для перехода к следующему участку теплообменника определяется изменение параметров влажного воздуха за время пребывания на расчетном участке канала.

2. Результаты расчетов

С помощью разработанной модели проанализировано влияние скорости потока и соотношения расходов воздуха в каналах на его температуру при различных параметрах входящего воздуха. Заданное соотношение расходов воздуха обеспечивалось соответствующим выбором высоты плоских каналов элементарной ячейки теплообменника. Рассмотрено также влияние на эффективность и массу теплообменника материала стенок.

Результаты расчета температуры воздуха на выходе из «сухого» канала охлаждения различной высоты представлены на рис. 5. Температура атмосферного воздуха составляла 30°C, относительная влажность 60%.

Здесь и далее расчеты выполнены для варианта подачи воды с одной (нижней) стороны «влажного» канала. Конструктивно и для эксплуатации это предпочтительнее. Принципиально схема и методика расчета позволяют рассмотреть и вариант с фитилями на двух стенках канала.

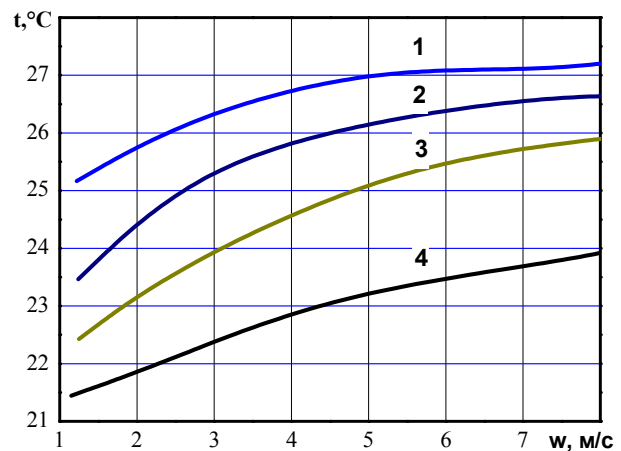


Рис. 5. Температура воздуха на выходе при высоте канала охлаждения:

1 – 0,015 м; 2 – 0,01 м; 3 – 0,008 м; 4 – 0,005 м

Из рисунка 5 видно, что наибольший эффект охлаждения достигается при высоте канала 0,005 м и скоростях потока до 2 м/с. В этом случае температура воздуха на выходе из канала охлаждения приближается к температуре точки росы 21,5°C.

В рамках расчетной модели также показано, что материал стенки практически не влияет на эффективность охлаждения. Так, разница между конечными температурами потока на выходе из канала охлаждения для медной стенки с коэффициентом

теплопроводности 380 Вт/(м·К) и стенки из поликарбоната с коэффициентом теплопроводности 0,2 Вт/(м·К), составила всего 0,1 К. Такой результат объясняется незначительным относительным вкладом термического сопротивления стенки.

Распределение температур в канале охлаждения и двух «сухих» рабочих каналов элементарной ячейки показано на рис. 6.

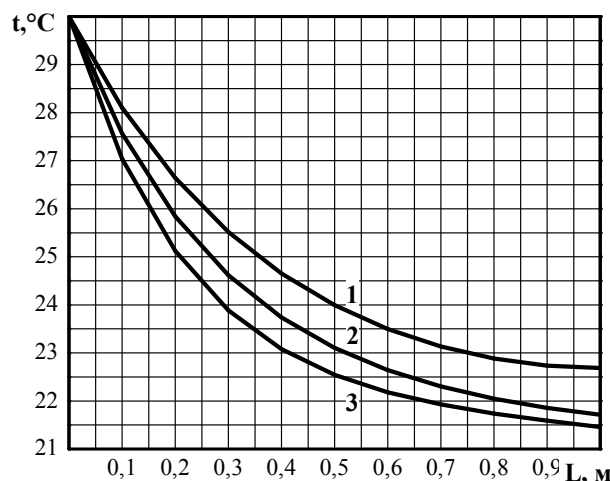


Рис. 6. Распределение температуры по длине каналов: 1 – верхний «сухой»; 2 – канал охлаждения; 3 – нижний «сухой»

Анализ рис. 5 показывает, что температура потока на выходе из канала охлаждения 2 может быть близкой к температуре воздуха на выходе из «сухого» рабочего канала даже в случае, когда рассматривается вариант подачи воды только с одной стороны «влажного» канала. Этим и объясняется несимметричность линий 1 и 3 относительно линии 2. Глубина охлаждения воздуха и эффективность работы теплообменника в целом во многом зависят от температуры воздуха на выходе из «сухого» рабочего канала (этот же воздух входит во «влажный» канал). В случае, когда здесь удастся добиться температуры близкой к температуре точки росы [5], поток в канале охлаждения будет иметь минимальную температуру, превышающую температуру точки росы меньше, чем на градус.

Предварительные расчеты показали, что при охлаждении циклового воздуха ГТП типа Д-336-2 приемлемые аэродинамические потери (до 1500 Па) реализуются при скорости охлаждаемого потока в каналах не более 10 м/с. Косвенно-испарительный теплообменник в схеме ГТП, обеспечивающий расход воздуха 30 кг/с при начальной температуре 30°C и относительной влажности 60% может иметь габариты 4х4х5 м, при скорости потока в канале охлаждения 8 м/с и 7х7х11 м, при скорости – 2 м/с. В первом случае гидравлические потери составили 510 Па, во втором – 290 Па.

С точки зрения удельных (на единицу расхода охлаждаемого воздуха) затрат воды, метод адиабатного увлажнения и косвенно-испарительного охлаждения равноценны при одинаковой величине охлаждения. В обоих случаях отведенная от воздуха теплота идет на испарение воды. Разница состоит в том, что при косвенно-испарительном охлаждении вода испаряется в рабочий поток воздуха, и относительно его расхода удельные затраты воды больше.

Заключение

Выполненные исследования подтвердили преимущества косвенно-испарительного охлаждения по сравнению с адиабатным увлажнением в части получения более низкой, вплоть до точки росы, температуры охлаждаемого воздуха без увеличения его влагосодержания. Последнее представляется даже более важным, так как для реальных атмосферных условий достижимый теоретический температурный выигрыш относительно мал (см. табл. 1). В приведенном диапазоне параметров атмосферного воздуха максимальный выигрыш составляет 5°C при относительной влажности 40% и температуре воздуха 30°C. С уменьшением атмосферной температуры этот выигрыш растет.

Но для ГТП при понижении температуры атмосферного воздуха, во-первых, слабее проявляется падение мощности и, во-вторых, снижаются температурный напор и психрометрический потенциал при практической реализации косвенно-испарительного охлаждения. Кроме того, при характерных для ГТП типа Д-336 расходах воздуха и приемлемых гидравлических потерях габариты косвенно-испарительного теплообменника составляют 4х4х5 м, при массе 19,3 тонны и более.

Требуется серьезной конструктивной проработки вопрос организации движения рабочего увлажняемого потока в косвенно-испарительном теплообменнике. За счет компрессора ГТП это обеспечить проблематично, а установка для рабочего потока специальной воздухоудовки на входе еще больше усложнит конструкцию системы. Кроме того, обязательно нужно принимать во внимание мощность, требуемую на прокачку этого воздуха и возможность загрязнения стенок теплообменника.

Отмеченное в совокупности с, как правило, сезонным применением систем охлаждения циклового воздуха делает проблематичным применение косвенно-испарительного теплообменника для охлаждения циклового воздуха ГТП.

Литература

1. *Thermodynamic performance as-sessment of a novel air cooling cycle: Maisotsenko cycle* [Электронный ресурс] / H. Caliskan, A. Hepbasl, I. Dincer, V. S. Maisotsenko // *International journal of refrigeration*, 2011 yr. – Режим доступа: <http://www.elsevier.com/locate/ijrefrig>. – 12.03.14.

2. Wani, C. *A Review on potential of Maisotsenko cycle in Energy saving applications using evaporative cooling* [Text] / C. Wani, S. Ghodke, C. Shrivastava // *International Journal of Advance Research in Science, Engineering and Technology*. – 2012. – Vol. 01. – P. 15-20.

3. Maisotsenko, V. S. *The Maisotsenko Cycle for Air Dessiccant Uses Heat Culling* [Text] / V. Maisotsenko L. Gilan // *Intern. Congress of Refrigeration*. – Washington, 2003. – P. 57-59.

4. Lintner, W. *Coolerado Cooler Helps to Save Cooling Energy and Dollars* [Электронный ресурс] /

W. Lintner, S. Parker, R. Robichaud, 2007 yr. – Режим доступа: <http://www.eere.energy.gov/femp/htm>. – 19.03.14.

5. Халатов, А. А. *Термодинамический цикл Май-соценко и перспективы его применения в Украине* [Текст] / А. А. Халатов, И. Н. Карп, Б. В. Исаков // *Вестник Национальной Академии Наук Украины*. – 2013. – № 2. – С. 38-50.

6. Галдин, В. Д. *Центральные системы кондиционирования* [Текст] / В. Д. Галдин. – Омск : СибАДИ, 2009. – 60 с.

7. Jiang, Y. *An indirect evaporative chiller* [Text] / Yi. Jiang, Xiaoyun Xie // *Front. Energy Power Eng. China*. – 2010. – № 4(1). – P. 66–76.

8. Shariaty-Niassar, M. *An Investigation of Indirect Evaporative Coolers, IEC With Respect to Thermal Comfort Criteria* [Text] / M. Shariaty-Niassar, N. Gilani // *Iranian Journal of Chemical Engineerin*. – 2009. – Vol. 6, No. 2 (Spring). – P. 14-28.

Поступила в редакцию 8.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, доцент, зав. каф. аэрокосмической теплотехники П. Г. Гакал, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДО ПИТАННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ НЕПРЯМОГО ВИПАРНОГО ОХОЛОДЖЕННЯ ЦИКЛОВОГО ПОВІТРЯ ГТП

О. Ю. Лисиця, Д. О. Немченко, І. І. Петухов, Ф. Г. Сорогін

Непряме випарне охолодження з протитоковим рухом повітря є термодинамічно найбільш довершеним способом зниження його температури за рахунок потенціалу навколишнього середовища. Проте ефективність застосування такого охолодження при великих витратах, що характерно для ГТП, вивчена недостатньо. В роботі представлена модель розрахунку процесів в теплообмінних апаратах непрямого випаровування, проаналізовано вплив геометричних та режимних факторів, параметрів атмосферного повітря на їх ефективність. Що стосується охолодження циклового повітря ГТП Д-336-2 порівняно метод непрямого випаровування та адиабатного зволоження, оцінено габарити теплообмінника.

Ключові слова: циклове повітря, випарне охолодження, цикл Майсоценко.

ON EFFICIENCY OF INDIRECT EVAPORATIVE COOLING FOR GTU CYCLIC AIR

A. Y. Lysytsia, D. A. Nemchenko, I. I. Petukhov, F. G. Sorogin

Indirect evaporative cooling with countercurrent flow of air is the most thermodynamics ideal ways for decreasing temperature of air on account atmosphere potential. But efficiency using this cooling for high flow rate typical for GTU, is little researched. The calculation model of process in indirect evaporative heat exchanges is presented; influence geometry and regime factors; atmosphere parameters on efficiency of heat exchanges are analyzed. Indirect evaporative and adiabatic humidification method are compared for cooling of cycle air GTU D-336-2, dimensions of heat exchanges are estimated.

Key words: cycle air, evaporative cooling, Maisotsenko Cycle.

Лисиця Алексей Юрьевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. каф. аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: k205@mail.ru.

Немченко Денис Александрович – студент каф. аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: k205@mail.ru.

Петухов Илья Иванович – канд. техн. наук, доцент каф. аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ilya2950@gmail.com.

Сорогин Федор Геннадьевич – зам. главного конструктора, ПАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: sku@motorsich.com.

УДК 629.7.036.001

Б. Ш. МАМЕДОВ*Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина*

ЕДИНАЯ ТЕОРИЯ ДВИЖИТЕЛЕЙ. ПРИЧИНЫ ГЕНЕРИРОВАНИЯ НЕУСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ВЗЛЕТЕ В УСЛОВИЯХ ЖАРКОГО КЛИМАТА

Рассматриваются недостатки современной теории воздушно-реактивных двигателей, связанные, например, с ошибочным описанием процесса генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете, полете, посадке в условиях жаркого климата, поскольку в основу современной теории заложены такие глубоко ошибочные фундаментальные понятия, как термодинамический цикл турбореактивных двигателей в координатах P - V , T - S , формулы тяги и полетного (тягового) КПД, теорема о подъемной силе продуваемого профиля, что приводит к неточному или ошибочному описанию многих процессов, имеющих место при работе турбореактивных двигателей, что приводит к ошибочному проектированию турбореактивных двигателей.

Ключевые слова: заторможенный поток, дросселирование потока, отрыв потока.

Введение

На основании существующего глубоко ошибочного термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P - V , T - S , в котором точка В находится выше точки Н [1, с. 16-17, рис. 1.1, 1.3], современная теория воздушно-реактивных двигателей дает следующее описание генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей, цитируем: "...Уменьшение $\bar{p}_{пр}$ будет идти за счет роста T_v^* , например, в связи с увеличением скорости полета. Это приведет к снижению Π_k^* , росту объемного расхода и осевой скорости на последних ступенях компрессора и, как следствие, к отрицательным углам атаки, последние ступени начинают лимитировать расход воздуха через компрессор, из-за чего осевая скорость C_a на входе в компрессор уменьшается, и растут углы атаки i на первых ступенях компрессора. При существенном увеличении углов атаки наступает отрыв потока со спинок лопатки рабочего колеса, а это вызывает помпаж компрессора...", [1, с. 114].

От такого описания причин генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете веет фатализмом, поскольку устранить этот дефект, согласно вышеприведенному описанию, невозможно. Получается, что ни один из турбореактивных двигателей не должен взлететь, поскольку в каждом двигателе при увеличении ско-

рости полета $V_{п}$ увеличивается T_v^* – температура газового потока (воздуха) в выходном сечении воздухозаборника. Такое описание причин генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей является полностью ошибочным, поскольку основывается на ошибочном термодинамическом цикле турбореактивных двигателей в координатах P - V , T - S [2, 3], на ошибочных формулах тяги и полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [4], на ошибочной теореме о подъемной силе продуваемого профиля [5].

1. Постановка цели (задания)

Поэтому уже разработанная единая теория двигателей на непрерывных потоках ставила своей целью (заданием) на основе правильно разработанного термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P - V , T - S [2, 3], на основе правильно выведенных формул тяги, полетного (тягового) КПД [4], на основе правильно выведенной теоремы о подъемной силе продуваемого профиля [5] дать точное описание причин генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете, полете, посадке в условиях жаркого климата и на базе этого наметить принципиально новое направление технического прогресса в области авиадвигателестроения, направленное на полное устранение неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете, полете, посадке.

2. Предпосылки генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей, закладываемые на старте при работе двигателей на взлетном режиме в условиях жаркого климата

Из экспериментальной части современной теории воздушно-реактивных двигателей известно, что при повышенной температуре окружающей среды (МСА, +50°C, например) тяга турбореактивного двигателя при работе на расчетном режиме уменьшается, а осевая скорость газового потока C_c в выходном сечении реактивного сопла наоборот увеличивается [1, с. 290], при одновременном снижении P_c .

Рассмотрим, как объясняют это физическое явление две теории: современная теория воздушно-реактивных двигателей и единая теория движителей на непрерывных потоках согласно соответствующих формул тяги:

$$R = G_r C_c, \quad (1)$$

$$R = P_r^* F_r - P_c F_c, \quad (2)$$

где формула тяги (1) принята в современной теории, а формула тяги (2) принята в единой теории движителей. В формулах тяги (1), (2) приняты следующие обозначения:

R – тяга турбореактивного двигателя на расчетном режиме при $V_{II} = 0$;

G_r – массовый расход газового потока через двигатель на расчетном режиме при $V_{II} = 0$;

C_c – осевая скорость газового потока в выходном сечении реактивного сопла на расчетном режиме при $V_{II} = 0$;

P_r^* – статическое давление заторможенного газового потока на расчетном режиме в сечении Г-Г (на входе в первый сопловой аппарат турбины) при $V_{II} = 0$;

F_r – площадь газодинамического тракта в сечении Г-Г;

P_c – статическое давление газового потока в выходном сечении реактивного сопла на расчетном режиме при $V_{II} = 0$;

F_c – площадь выходного сечения нерегулируемого реактивного сопла турбореактивного двигателя.

Современная теория воздушно-реактивных двигателей объясняет уменьшение тяги двигателя при повышенных температурах окружающей среды

только уменьшением расхода воздуха G_r , проходящего через двигатель, за счет уменьшения оборотов ротора компрессора $\bar{n}_{пр}$, что является глубоко ошибочным мнением, поскольку скорость газового потока C_c никогда не создает тягу турбореактивного двигателя [4], и сама по себе формула тяги (1) не отражает реальный процесс генерирования тяги турбореактивным двигателем, поскольку с помощью этой формулы невозможно понять и правильно описать любые физические процессы, имеющие место при работе турбореактивного двигателя, невозможно наметить правильные пути технического прогресса в области авиадвигателестроения, поскольку известно, что обороты ротора компрессора при любых температурах воздуха есть величина постоянная и обеспечивается системой автоматического регулирования по закону $n = \text{const}$ на расчетном режиме, [1, с. 223]. Поэтому сам термин $\bar{n}_{пр}$, [1, с. 114], выражение «уменьшение $\bar{n}_{пр}$ », являются ошибочными, не соответствующими реалиям.

Далее, бытующее в современной теории воздушно-реактивных двигателей мнение о том, что уменьшение расхода газа с увеличением температуры объясняется тем, что скорость газового потока при этом увеличивается пропорционально квадратному корню из температуры, а плотность уменьшается пропорционально температуре, в итоге расход газового потока, прошедшего через двигатель, уменьшается пропорционально квадратному корню из температуры, является ошибочным. Ошибка заключается в том, что не учтен дополнительный основной фактор, способствующий дополнительному основному увеличению осевой скорости газового потока в зоне Н-В турбореактивного двигателя. Таким дополнительным основным фактором является увеличение градиента статических давлений в зоне Н-В турбореактивного двигателя при (МСА, +50°C, например), направленного по потоку, по сравнению с аналогичным при (МСА, +15°C) за счет падения статического давления газового потока в сечении В-В ниже расчетного значения, что вызывает дополнительное основное увеличение осевой скорости газового потока выше расчетного значения, сохраняя расход газового потока, прошедшего через турбореактивный двигатель при $V_{II} = 0$, постоянным, не зависящим от колебаний температуры окружающей среды согласно уравнения (4) данной статьи.

Поэтому повышение температуры входящего в двигатель газового потока вовсе не означает уменьшение расхода, как это ошибочно принято в современной теории воздушно-реактивных двигателей. Исходя из вышеизложенного, реальными усло-

виями для объяснения физического процесса уменьшения тяги турбореактивного двигателя при расчетном режиме при повышенных температурах воздуха в условиях жаркого климата являются: $n = \text{const}$, $G_T = \text{const}$, C_c увеличивается, P_c уменьшается.

С позиции современной теории воздушно-реактивных двигателей объяснить данный физический процесс по данным реальным условиям невозможно.

Единая теория движителей на непрерывных потоках считает, что при работе турбореактивного двигателя на расчетном режиме расход газового потока, проходящего через двигатель, не зависит от температуры окружающей среды и есть величина постоянная. Рассмотрим, как единая теория движителей объясняет процесс уменьшения тяги турбореактивного двигателя, процесс увеличения осевой скорости газового потока C_c в выходном сечении реактивного сопла при одновременном уменьшении статического давления P_c при повышении температуры окружающей среды в условиях жаркого климата.

На рис. 1 представлена работа турбореактивного двигателя на расчетном (взлетном) режиме при $V_{II} = 0$. При стандартных условиях (МСА, $+15^\circ\text{C}$) двигатель инжектирует (всасывает) газовый поток по сфероиду, рис. 1, поз. 1, в условиях жаркого климата (МСА, $+50^\circ\text{C}$, например) двигатель инжектирует газовый поток по сфероиду, рис. 1, поз. 2, поскольку нагрев воздуха на 35° при постоянном давлении (МСА) увеличивает его объем, плотность воздуха при этом уменьшается, уменьшается также инерционность подогретого воздуха и двигатель, пытаясь сохранить весовой расход G_T постоянным, инжектирует его с более дальнего расстояния, удаляя зону невозмущенного потока H_2 на большее расстояние, рис. 1, поз. 2, увеличивая, таким образом, поверхность инжектирования F_{H_2} — поверхность сфероида, рис. 1, поз. 2.

Рассмотрим трубку тока производительностью 1 л для сфероида рис. 1, поз. 1, тогда для сфероида рис. 1, поз. 2, объем газа, нагреваемого при постоянном давлении, рассчитывается по формуле, [6, с.183]:

$$V_2 = V_1(1 + \alpha t) = 1 \cdot (1 + 0,00367 \cdot 35) = 1,1285 \text{ л}, \quad (3)$$

где V_1 — первоначальный объем газа (1 л) по трубке тока для сфероида, рис. 1, поз. 1;

V_2 — объем подогретого на 35° первоначального объема по трубке тока для сфероида, рис. 1, поз. 2;

α — коэффициент объемного расширения воздуха;

t — температура нагрева.

В условиях жаркого климата уменьшение плотности газового потока (воздуха) в сечении невозмущенного потока H_2-H_2 всегда генерирует адекватное уменьшение плотности газового потока на выходе из воздухозаборника турбореактивного двигателя, сечение В-В, рис. 1, по сравнению со стандартными условиями (МСА, $+15^\circ\text{C}$), что в свою очередь генерирует уменьшение статического давления в сечении В-В ниже расчетного значения, осевая скорость газового потока при этом увеличивается выше расчетного значения, рис. 1б, в. Обоснуем это.

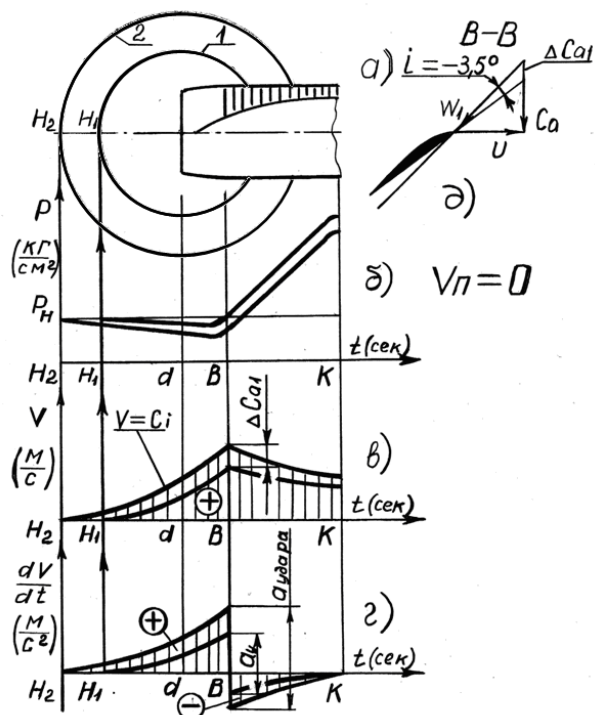


Рис. 1. Характер изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений газового потока в зоне Н-В при работе турбореактивного двигателя на расчетном режиме, $V_{II} = 0$, в условиях жаркого климата: 1 — сфероид инжектирования (всасывания) при стандартных условиях окружающей среды; 2 — сфероид инжектирования в условиях жаркого климата

Вне зависимости от температуры окружающей среды турбореактивный двигатель всегда пытается сохранить расчетный (при МСА, $+15^\circ$) весовой расход газового потока, т.е. весовой расход газового потока, например, через сечение В-В, есть величина постоянная при $V_{II} = 0$ и любой температуре окружающей среды:

$$G_T = \text{const} = \rho_{1B} \cdot F_B \cdot C_{B1} = \frac{\rho_{1B}}{1,1285} \cdot F_B \cdot C_{B2}, \quad (4)$$

откуда

$$C_{B2} = 1,1285 \cdot C_{B1}, \quad (5)$$

где ρ_{1B} – расчетная плотность газового потока в сечении В-В при стандартных условиях (МСА, +15°C);

F_B – площадь газодинамического тракта в сечении В-В воздухозаборника;

$C_{B1} = C_{a1}$ – расчетная осевая скорость газового потока в сечении В-В воздухозаборника (МСА, +15°);

$\frac{\rho_{1B}}{1,1285}$ – реальная (уменьшенная) плотность газова-

го потока в сечении В-В в условиях жаркого климата;

$C_{B2} = C_{a2}$ – реальная (увеличенная) осевая скорость газового потока в сечении В-В воздухозаборника в условиях жаркого климата, рис. 1 в.

Например, расчетная осевая скорость C_a в сечении В-В воздухозаборника турбореактивного двигателя равна 200 м/с, расчетное статическое давление в этом же сечении равно 0,7 кГ/см². В условиях жаркого климата (например, МСА, +50°C) реальное статическое давление в сечении В-В при работе двигателя на взлетном режиме в условиях старта на ВПП уменьшается по сравнению с расчетным в 1,1285 раза и составит 0,624 кГ/см², а реальная осевая скорость газового потока в сечении В-В воздухозаборника увеличится по сравнению с расчетной и составит 225 м/с, формула (5), реальный угол атаки на лопатках первого рабочего колеса компрессора низкого давления в сечении В-В уменьшится по сравнению с расчетным ($i=0$) и составит -3,5° по корытцу продуваемого профиля лопатки, рис. 1д. Отметим, что предел газодинамической устойчивости работы лопаток компрессоров по углу атаки i по корытцу и по спинке продуваемого профиля составляет соответственно -(5-7°), +(5-7°).

Необходимо отметить, что в условиях жаркого климата снижение статического давления в сечении В-В ниже расчетного значения с одновременным увеличением осевой скорости газового потока $C_{B2} = C_{a2}$ выше расчетного значения автоматически приводит к увеличению осевой скорости газового потока по всем ступеням компрессора и по всей оставшейся длине газодинамического тракта двигателя выше расчетного значения, что приводит к снижению P_k^* , $P_r^*F_r$, тяги двигателя, к увеличению C_c , снижению P_c , рис. 1, рис. 2.

Таким образом, в условиях жаркого климата при работе турбореактивного двигателя на взлетном режиме в условиях старта на ВПП, $V_n = 0$, расчетное статическое давление в сечении В-В изменяется в сторону уменьшения, а расчетная осевая скорость газового потока в этом же сечении изменяется в сторону увеличения, что приводит к изменению уг-

ла атаки i на лопатках первого рабочего колеса в сторону уменьшения (-3,5°) по корытцу продуваемых лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления, рис. 1 д, что создает весомую предпосылку для генерирования неустойчивой работы турбореактивного двигателя при взлете, поскольку допускаемый угол атаки i по корытцу продуваемого профиля (-7°) израсходован уже на половину, вторая половина и более будет израсходована при взлете, при этом неустойчивая работа, заглохание двигателей авиалайнера всегда идет по следующей схеме:

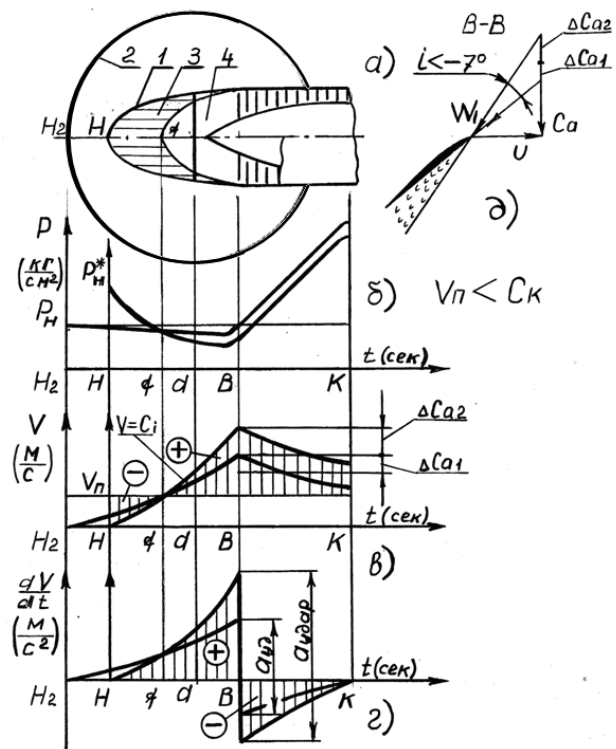


Рис. 2. Характер изменения статических давлений, осевых скоростей, ускорений газового потока в зоне Н-В при работе турбореактивного двигателя на расчетном режиме при взлете, $V_n < C_k$,

в условиях жаркого климата:

- 1 – наружный параболоид зоны заторможенного потока при $V_n < C_k$; 2 – сфероид инжектирования (всасывания) газового потока при $V_n = 0$;
- 3 – дроссельная зона заторможенного потока;
- 4 – зона ускоренного потока

1. Увеличивается плотность газового потока в зоне Н-В, в зоне заторможенного потока, что способствует увеличению статического давления в этой зоне, одновременно увеличивается инерционность зоны заторможенного потока, существенно увеличивается ее дросселирующая (тормозящая) способность.

2. Увеличение дросселирующей (тормозящей) способности зоны заторможенного потока Н-В мгновенно-

венно генерирует падение статического давления в сечении В-В, рис. 2 б, в.

3. Падение статического давления в сечении В-В мгновенно генерирует увеличение осевой скорости потока C_a в сечении В-В выше расчетного значения при одновременном увеличении силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в этом же сечении, рис. 1 и 2.

4. Увеличение C_a выше расчетного значения всегда приводит к развитому срыву потока по корыткам лопаток первого рабочего колеса компрессора, поскольку углы атаки при этом уменьшаются ниже $-(5-7)^\circ$, генерируется развитый срыв потока, который приводит к заглоханию двигателей авиалайнера в полете, снижению безопасности полетов.

4.1. Увеличение C_a выше расчетного значения одновременно приводит к увеличению силы и мощности ударных волн, генерируемых в кинематической зоне жесткого (упругого) удара в сечении В-В в колебательном режиме. Эти ударные волны одинаково распространяются по всем направлениям. Ударные волны, направленные против потока, тормозят последний, уменьшая C_a ниже расчетного значения, изменяя углы атаки выше $(5-7)^\circ$, что тоже приводит к генерированию развитого срыва потока со спинок лопаток первого рабочего колеса компрессора, заглоханию двигателей авиалайнера в полете, снижению безопасности полетов.

3. Теоретические и физические основы генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете в условиях жаркого климата

Теоретические и физические основы генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете в условиях жаркого климата описываются впервые.

После растормаживания колес шасси самолет начинает перемещаться по ВПП с нарастающей скоростью полета V_{Π} , перед двигателем генерируется зона заторможенного потока, рис. 2, поз. 1, подробное описание которой приводится в [1, с.82], [7] и др. источниках. Самым опасным режимом взлета является взлет при $V_{\Pi} \leq C_k$, где C_k – осевая скорость газового потока на выходе из компрессора. На рис. 2, поз. 2, условно для качественной оценки оставлен сфероид инжектирования при работе двигателя на взлетном режиме в условиях старта на ВПП в условиях жаркого климата, показано, что при перемещении по ВПП с нарастающей скоростью полета V_{Π} зона невозмущенного потока Н приближается к двигателю, характеристика изменения осевых скоростей становится более крутой и эта характеристи-

ка обязательно проходит через точку пересечения линии V_{Π} с первоначальной характеристикой изменения осевых скоростей при $V_{\Pi} = 0$, сечение f-f, которая уже дает приращение осевой скорости газового потока $\Delta C_{a1} = 25$ м/с, формируя угол атаки $i = -3,5^\circ$ на входных кромках лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления по корытцу продуваемого профиля при $V_{\Pi} = 0$, следует отметить, что газодинамические характеристики потока в сечении f-f (давление, скорость, ускорение) при $V_{\Pi} > 0$, рис. 2, остаются такими же, как и при $V_{\Pi} = 0$.

При этом в зоне Н-В и др. зонах, согласно теории относительности и теории плоскопараллельного движения, абсолютная скорость частиц газового потока V_a , описывается уравнением:

$$V_a = V_i - V_{\Pi}, \quad (6)$$

где $V_i = C_i$ – относительная осевая скорость газового потока в зоне Н-В турбореактивного двигателя; V_{Π} – переносная скорость газового потока.

Таким образом, в зоне Н-f, рис. 2 в, абсолютная скорость газового потока, заштрихованная вертикальная зона, направлена против потока, формируя дроссельную зону заторможенного потока, рис. 2 а, поз. 3, заштрихованная горизонтальная зона, внешний параболоид которой, рис. 2, поз. 1, опирается на входной диаметр воздухозаборника, сечение d-d, а внутренний параболоид опирается на наружный диаметр первого рабочего колеса компрессора низкого давления, сечение В-В, формируя, таким образом, зону ускоренного потока f-В, рис. 2 а, поз. 4.

Необходимо отметить, что переносная работа $m_f V_{\Pi}^2 / 2$ в зоне Н-f всегда направлена на сжатие основного потока и на изменение его кинетической энергии, осевая относительная скорость C_i в зоне Н-f существенно меньше осевой скорости газового потока при $V_{\Pi} = 0$, рис. 2 в, в сечении Н-Н переносная работа полностью направлена на сжатие основного потока, поэтому статическое давление заторможенного потока P_H^* в сечении Н-Н имеет максимальное значение, рис. 2 б.

Согласно закона сохранения энергии, работа, которая затрачивается на сжатие основного потока в зоне Н-f, всегда компенсируется работой, которая затрачивается на дополнительное ускорение газового потока в зоне f-В и др. зонах, рис. 2 а, поз. 4, генерируя в сечении В-В дополнительное приращение осевой относительной скорости газового потока ΔC_{a2} , рис. 2 в, при одновременном уменьшении ста-

тического давления газового потока в сечении В-В ниже его расчетного значения. При этом суммарное увеличение расчетной осевой скорости газового потока (200 м/с) на величину ($\Delta C_{a1} + \Delta C_{a2}$) генерирует уменьшение угла атаки i ниже -7° , генерирует развитой срыв потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления, что приводит к неустойчивой работе турбореактивного двигателя, к помпажу, к снижению безопасности полета. Это первый путь объяснения генерирования неустойчивой работы турбореактивного двигателя в условиях жаркого климата.

Второй путь объяснения заключается в том, что дроссельная зона заторможенного потока Н-ф, рис. 2 а, тормозит основной поток, поступающий в двигатель, при этом статическое давление газового потока в сечении В-В уменьшается существенно ниже расчетного значения, рис. 2 б, двигатель, стремясь увеличить G_T , увеличивает при этом осевую скорость газового потока в сечении В-В существенно выше расчетного значения, рис. 2 в, что приводит к уменьшению углов атаки i ниже -7° с последующим мгновенным генерированием развитого срыва газового потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления, рис. 2 д, что генерирует неустойчивую работу турбореактивного двигателя, помпаж, снижение безопасности полета.

4. Общие выводы.

Перспективы дальнейших разработок

Таким образом, первой теоретической основой объяснения неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете в условиях жаркого климата является обоснование того, что в стартовых условиях, при $V_{II} = 0$, при работе двигателя на взлетном режиме, за счет снижения плотности газового потока, уже имеет место снижение статического давления газового потока в сечении В-В ниже расчетного значения, что генерирует автоматическое увеличение осевой скорости газового потока в этом же сечении выше расчетного значения, что генерирует уменьшение угла атаки $i = -3,5^\circ$ ниже расчетного значения ($i=0$) по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления, что является существенной предпосылкой генерирования неустойчивой работы турбореактивного двигателя при взлете.

Второй теоретической основой обоснования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете в условиях жаркого климата является введение кинематического анализа и дроссельной зоны заторможенного потока Н-ф, рис. 2 а, которая дросселирует (тормозит) основной поток, в резуль-

тате чего в сечении В-В статическое давление газового потока уменьшается существенно ниже расчетного значения, что автоматически вызывает увеличение осевой скорости газового потока в этом же сечении выше расчетного значения, что приводит к уменьшению углов атаки i ниже -7° с последующим мгновенным генерированием развитого срыва газового потока по корытцам лопаток первого рабочего колеса компрессора низкого давления, рис. 2 д, что генерирует неустойчивую работу турбореактивного двигателя, помпаж, снижение безопасности полетов.

Знание реальных причин генерирования неустойчивой работы турбореактивных двигателей при взлете, полете, посадке, вне зависимости от климатических условий, позволяет наметить следующий принципиально новый путь технического прогресса в области авиадвигателестроения.

С целью повышения газодинамической устойчивости работы турбореактивных двигателей в любых климатических условиях при любых режимах работы необходимо перейти в зоне Н-В от закона движения частиц газового потока с нарастающим ускорением, обеспечивающим кинематическую зону жесткого (упругого) удара в сечении В-В, рис. 1 г, 2 г, с высокой децибельной характеристикой и низкой газодинамической устойчивостью, что имеет место в современных турбореактивных двигателях, на синусоидальный закон движения частиц газового потока с уменьшающимся ускорением, обеспечивая в сечении В-В нулевое ускорение газового потока с низкой децибельной характеристикой благодаря полному устранению кинематической зоны жесткого (упругого) удара при существенном повышении газодинамической устойчивости турбореактивных двигателей.

Данное направление технического прогресса уже рассмотрено в работе [8], при этом возникает необходимость дать правильный анализ работы "нулевой" ступени компрессора низкого давления, которую необходимо применять по совершенно новому назначению, отраженному в уже полученных патентах [9 -11] и др.

Наличие ошибочного термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах Р-V, Т-S привело к ошибочному пониманию назначения и принципа работы "нулевой" ступени компрессора низкого давления, что приводит к неточному проектированию турбореактивных двигателей.

Поэтому в очередной статье новое назначение и принцип работы "нулевой" ступени будут рассмотрены с позиции уже разработанной единой теории движителей на непрерывных потоках.

Литература

1. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей [Текст] : учеб. для вузов / С. М. Шляхтенко и др. ; под ред. С. М. Шляхтенко. – М. : Машиностроение, 1987. – 568 с.

2. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Разработка термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P - V , T - S [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – № 2/7(62). – С. 29-34.

3. Мамедов, Б. Ш. Единая теория движителей. Разработка термодинамического цикла турбореактивных двигателей в координатах P - V , T - S [Текст] / Б. Ш. Мамедов // 18 Междунар. конгресс двигателестроителей : тез. док. (14-19 сентября 2013 г.). – Х. : ХАИ, 2013. – С. 90.

4. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД турбореактивных двигателей [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2011. – № 4/7(52). – С. 15-20.

5. Мамедов, Б. Ш. Глава 2. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Вывод формулы тяги, полетного (тягового) КПД, теоремы о подъемной силе продуваемого профиля, как движителя [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник нац. техн. ун-ту "ХПІ" : зб. наук. пр. – Вип. 33. – Х., 2011. – С. 146-153.

6. Справочник металлста. Т. 1 [Текст]. – М. : Машиностроение, 1961. – 604 с.

7. Мамедов, Б. Ш. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Влияние гравитационных сил газового потока в зоне Н-В на газодинамическую устойчивость работы воздушно-реактивных двигателей при взлете [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник нац. техн. ун-ту "ХПІ" : зб. наук. пр. – Вип. 133. – Х., 2012. – С. 269-275.

8. Мамедов Б. Ш. Глава 4. Основы единой теории движителей на непрерывных потоках. Разработка направления технического прогресса в области авиадвигателестроения, связанного с повышением газодинамической устойчивости работы воздушно-реактивных двигателей при взлете, полете и посадке [Текст] / Б. Ш. Мамедов // Вісник нац. техн. ун-ту "ХПІ" : зб. наук. пр. – Вип. 34. – Х., 2011. – С. 124-134.

9. Пат. 2027902, Российская Федерация, МПК7 F03H 5/00, F04D 19/00. Способ создания тяги [Текст] / Мамедов Б. Ш. ; Заявитель Запорож. машиностр. ин-т, патентообладатель Российская Федерация. – № 4652005/23 ; заявл. 24.12.1988 ; опубл. 27.01.95, Бюл. № 3. – 4 с.

10. Пат. 46407, Україна, МПК F04D 27/00, F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Спосіб підвищення газодинамічної стійкості роботи повітря-реактивних двигунів [Текст] / Мамедов Б. Ш. ; Заявник та патентовласник Запорізький нац. техн. ун-т. – № U200905152 ; заявл. 25.05.2009 ; опубл. 25.12.2009, Бюл. № 24. – 26 с.

11. Пат. 86788, Україна, МПК F02K 1/00, F02K 3/00, F02C 7/00. Турбореактивний двоконтурний двигун [Текст] / Мамедов Б. Ш. ; Заявник та патентовласник Запорізький нац. техн. ун-т. – № a200607941 ; заявл. 14.07.2006 ; опубл. 25.05.2009, Бюл. № 10. – 24 с.

Поступила в редакцию 1.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент д-р техн. наук, проф., директор В. В. Лунев, Физико-технический институт запорожского национального технического университета, Запорожье.

ЄДИНА ТЕОРІЯ РУШІВ. ПРИЧИНИ ГЕНЕРУВАННЯ НЕСТІЙКОЇ РОБОТИ ТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНІВ ПРИ ЗЛЬОТІ В УМОВАХ СПЕКОТНОГО КЛІМАТУ

Б. Ш. Мамедов

Розглядаються недоліки сучасної теорії повітря-реактивних двигунів, які пов'язано, наприклад, з помилковим описом процесу генерування нестійкої роботи турбореактивних двигунів при зльоті, польоті та посадці в умовах спекотного клімату, оскільки в основу сучасної теорії закладено такі глибоко помилкові фундаментальні поняття, як термодинамічний цикл турбореактивних двигунів у координатах P - V , T - S , формули тяги та польотного (тягового) ККД, теорема о підйомній силі продуваемого профілю, що призводить до неточного або помилкового опису багатьох фізичних процесів, маючих місце при роботі турбореактивних двигунів, що призводить до помилкового проектування турбореактивних двигунів.

Ключові слова: загальмований потік, дроселювання потоку, відрив потоку.

THE SINGLE THEORY OF CONTINUOUS FLOW PROPULSION. THE REASONS OF TURBO-JET UNSTEADY WORK GENERATION WHILE TAKE OFF IN CONDITIONS OF HOT CLIMATE

B. S. Mamedov

Highlights the shortcomings of modern theory of air-jet engines, which are connected, for example, with mistaken description of process of turbo-jet engines unsteady work generation while take off, flying, landing in conditions of hot climate, because in the foundations of modern theory are layed such an deeply mistaken foundation notions as thermodynamic cycle of turbo-jet engines in co-ordinate P - V , T - S , formulars of thrust, flying (thrust) efficiency, rising force theorem of blowing profile, which leads to unexactly or mistaken description of a lot physical processes, which are taking place while turbo-jet engines working, that leads to mistaken turbo-jet engines design.

Keywords: braken flow, braking of flow, separated flows.

Мамедов Борис Шамшадович – канд. техн. наук, доц., доц. каф. "Начертательная геометрия, инженерная и компьютерная графика", Запорожский национальный технический университет, Украина.

УДК 621.438:621.515

В. А. ШКАБУРА

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ТУРБИННОЙ И КОМПРЕССОРНОЙ ЧАСТЕЙ ТУРБОКОМПРЕССОРА С ОБЩИМ РАБОЧИМ КОЛЕСОМ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

В целях развития двигателей и энергетических установок рассмотрены вопросы совершенствования газотурбинных двигателей (ГТД) путём применения в их составе новых типов турбомашин, в частности, турбокомпрессора с общим рабочим колесом (ТКО). Приведены результаты исследования ряда параметров на эффективности работы компрессорной и турбинной частей ТКО применительно к ГТД. Для более детального исследования турбинной части ТКО проведен трёхмерный вязкий расчёт течения газа в ней. Для определения эффективности применения ТКО в составе ГТД представлены результаты термодинамического расчёта.

Ключевые слова: турбокомпрессор с общим рабочим колесом, турбинная часть, компрессорная часть, газотурбинный двигатель.

Введение

Известно, что основными направлениями развития газотурбинных двигателей является повышение параметров цикла их работы и эффективности происходящих в них процессов [1 - 3]. Однако традиционные подходы во многом себя уже исчерпали, и поэтому существенные сдвиги в этом направлении возможны лишь при использовании новых технических решений, подходов и технологий. Особенно актуально это для двигателей с высокой суммарной степенью повышения давления или ГТД небольшой тяги, где использование только осевых компрессоров в газогенераторе вследствие слишком малых размеров лопаток последних ступеней становится затруднительным или там, где необходим двигатель с высокой удельной мощностью (тягой) и небольшой стоимостью изготовления. Всё это вынуждает вести исследования, направленные на совершенствование новых типов турбомашин ГТД и конструктивных нетрадиционных схем двигателей.

Поэтому для повышения эффективности работы ГТД и расширения их возможностей необходимо совершенствовать как традиционные типы турбомашин, так и на основе всестороннего анализа применять новые технические решения и проводить оптимизацию.

1. Формулирование проблемы

Одним из способов решения данной проблемы является применение в составе газотурбинных двигателей нового типа турбомашин – турбокомпрессо-

ров с общим рабочим колесом (ТКО) [4 - 8]. В силу особенностей устройства и способа их работы они имеют в два раза большую высоту лопаток рабочего колеса (РК) по сравнению с остальными схемами турбомашин, что ценно при малых объёмных расходах газа и, следовательно, малых размерах лопаток. Кроме того, благодаря периодичности работы лопаток РК ТКО могут работать при более высоких температурах газа перед турбиной [4 - 8].

Однако для применения ТКО в составе ГТД необходимы их детальные исследования и проработка конструктивных элементов. Течение в РК носит довольно сложный (периодически неустановившийся) характер. Данное обстоятельство затрудняет развитие теории газодинамического расчёта проточных частей ТКО.

2. Решение проблемы

В ГТД, за редким исключением, после осевых ступеней компрессора применяют центробежную ступень. Хотя компромиссной с точки зрения КПД, габаритных размеров и производительности является диагональная ступень [1].

Турбокомпрессора с общим рабочим колесом, в зависимости от направления движения газовых потоков, могут иметь две схемы течения в межлопаточном пространстве РК – прямоточную и противоточную. Если направления газового и воздушных потоков совпадают относительно оси вращения РК, то схема течения в ТКО прямоточная (рис. 1), при противоположном движении потоков – противоточная [4].

В прямоточной схеме ТКО направление газового и воздушного потоков в осевом направлении совпадает, что позволяет значительно уменьшить время перехода из одного режима работы лопаток РК в другой (из компрессорного режима в турбинный и наоборот).

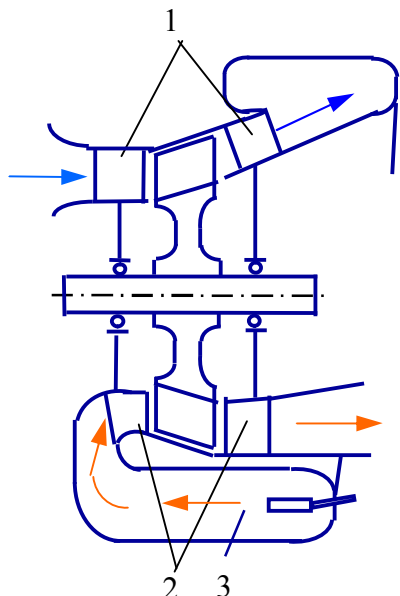


Рис. 1. Схема турбокомпрессора с общим рабочим колесом в качестве простого ГТД: 1 – компрессорная часть ТКО; 2 – турбинная часть ТКО; 3 – камера сгорания

Для осуществления той или иной схемы течения в РК необходимо подбирать соответствующую форму лопаток рабочего колеса и расположение соплового, выпускного, всасывающего и нагнетательного каналов друг относительно друга.

Обеспечить близкие к оптимальной геометрии профили лопаток РК ТКО для компрессорного и турбинного режимов работы одновременно невозможно.

Осевые ступени компрессоров и турбин весьма чувствительны к геометрии профиля лопаток [9]. Радиальные и диагональные турбомашины по сравнению с осевыми машинами менее чувствительны к профилю лопаток. Для достижения приемлемой эффективности работы компрессорной части ТКО необходимо применять диагональное РК, чтобы в энергообмене между воздухом и лопатками РК участвовали кориолисовы силы [1, 2, 9]. Характер влияния изменения среднего диаметра в компрессорной части РК можно определить по коэффициенту

$$K_{\eta_d} = \eta_k^d / \eta_k.$$

На рисунке 2 показаны результаты исследований зависимости относительного КПД компрессорной части ТКО от изменения среднего диаметра в

РК. При сравнительно небольшой меридиональной кривизне рабочего канала в РК и $D_2/D_1 = 1,35 \dots 1,5$ можно достигнуть наибольшей эффективности работы компрессорной части ТКО (напора и КПД).

Для использования центробежного эффекта при работе лопаток РК в компрессорном режиме и тем самым достижения их эффективной работы средний диаметр рабочего канала компрессорной части должен увеличиваться.

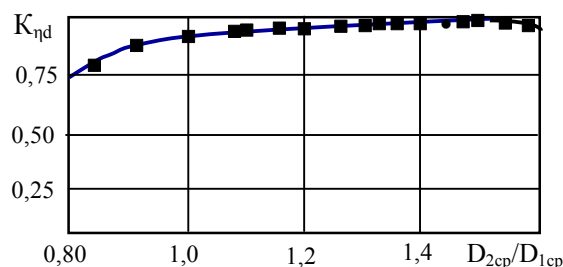


Рис. 2. Обобщённая зависимость относительного КПД компрессорной части ТКО от соотношения средних диаметров в РК

В основе модели для вычисления течения в РК использована система дифференциальных уравнений одномерного нестационарного течения газа.

На рисунке 3 показаны обобщённые результаты исследований влияния приведенной скорости λ_{c1} на выходе из соплового аппарата (СА) на величину относительного КПД турбинной части в ГТД. При небольших значениях $\lambda_{c1} \leq 0,5$ энергообмен осуществляется неэффективно со значительным перетеканием газа через разделитель. При завышенной приведенной скорости λ_{c1} в турбинной части наблюдаются высокие гидравлические потери.

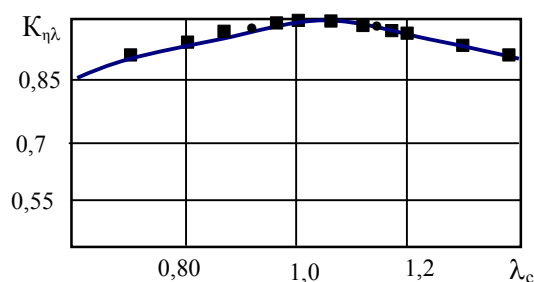


Рис. 3. Зависимость относительного КПД турбинной части ТКО от величины приведенной скорости на выходе из СА

Проведённые ранее исследования показали, что ТКО наиболее вероятно будет использоваться в малоразмерных ГТД или двигателях с высокой степенью повышения давления или там, где необходимо иметь простую конструкцию ГТД [5 - 8].

Для определения эффективности применения ТКО в составе ГТД в качестве исходного варианта выбран малоразмерный газотурбинный двигатель АИ-450. Компрессор двигателя – центробежный, высоконапорный, одноступенчатый. Турбина – осевая, реактивная, двухступенчатая, состоит из статора и ротора турбины компрессора, корпуса опор и ротора свободной турбины.

Исследования компрессора двигателя АИ-450 показали, что он довольно перегружен, и поэтому для достижения $\pi_k^* = 10 \dots 12$ с КПД компрессора $\eta_k^* = 0,78 \dots 0,8\%$ необходимо применять двухступенчатый центробежный компрессор, а для обеспечения работоспособности ГТД при температуре $T_{\Gamma}^* = 1600 \dots 1650 \text{ К}$ целесообразно применить ТКО или надо значительно увеличить расход воздуха на охлаждение турбины. На рис. 4 показана схема размещения ТКО в газотурбинном двигателе.

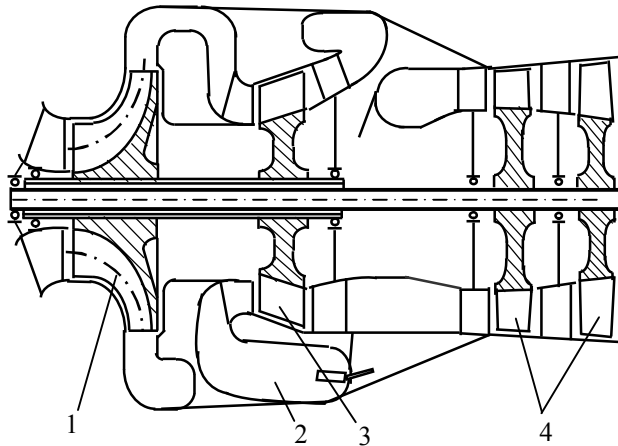


Рис. 4. Схема газотурбинного двигателя с ТКО:
1 – компрессор; 2 – камера сгорания; 3 – ТКО;
4 – силовая турбина

Предыдущие исследования показали [4 - 6], что турбинная часть ТКО может эффективно работать

при довольно больших перепадах давления $\pi_T = 3 \dots 3,5$. Поэтому для привода компрессора с $\pi_k^* = 9 \dots 12$ достаточно лишь турбинной части ТКО.

Для более детального исследования движения газовых потоков в компрессорной и турбинной частях ТКО были проведены численные исследования. Для этого выполнен трехмерный вязкий расчет турбины компрессора малоразмерного газотурбинного двигателя (рис. 5) и турбинной части ТКО (рис. 6) с помощью программного продукта FlowER.

На рисунке 5 показаны результаты расчета трехмерного течения вязкого газа в ступени турбины исходного ГТД, на рис. 6 приведены результаты расчета трехмерного течения вязкого газа в турбинной части ТКО в качестве турбины компрессора ГТД.

Для проведения сравнительных расчетов приняты одинаковые параметры газа перед турбиной:

$$T_{\Gamma}^* = 1422 \text{ К}; \quad p_{\Gamma}^* = 7 \cdot 10^5 \text{ Па}; \quad G_{\Gamma} = 1,60 \text{ кг/с}.$$

Согласно расчетам оба варианта турбины компрессора имеют одинаковую степень понижения полного давления $\pi_{\text{ТК}}^* = 3$.

По результатам трехмерных расчетов изменение параметров (относительно исходной турбины) составили:

- угла атаки на рабочую лопатку – $\Delta\beta_1 = +3,21$ град;
- степени реактивности – $\Delta p = -0,0485$;
- угла выхода потока – $\Delta\alpha_2 = +15,6$ град;
- КПД турбины (по полному давлению на выходе) – $\Delta\eta_T^* = -0,0755$.

По сравнению с исходной турбиной в проточной части РК ТКО есть область, где нет обтекания газом лопаток. Это является причиной увеличения потерь энергии и снижения КПД турбинной части.

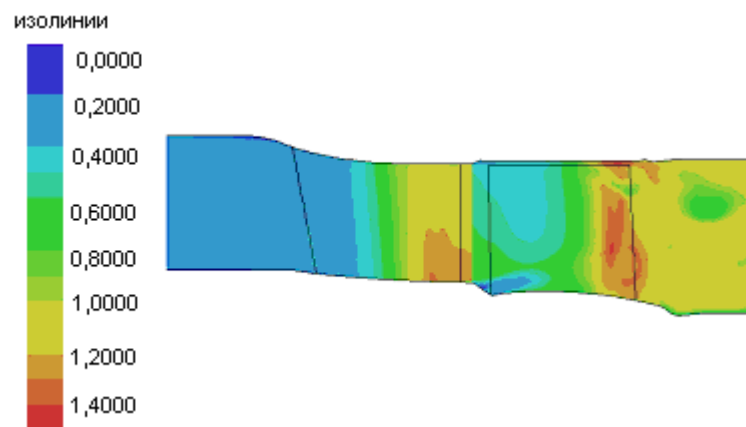


Рис. 5. Распределение чисел Маха в меридиональной плоскости турбины ГТД

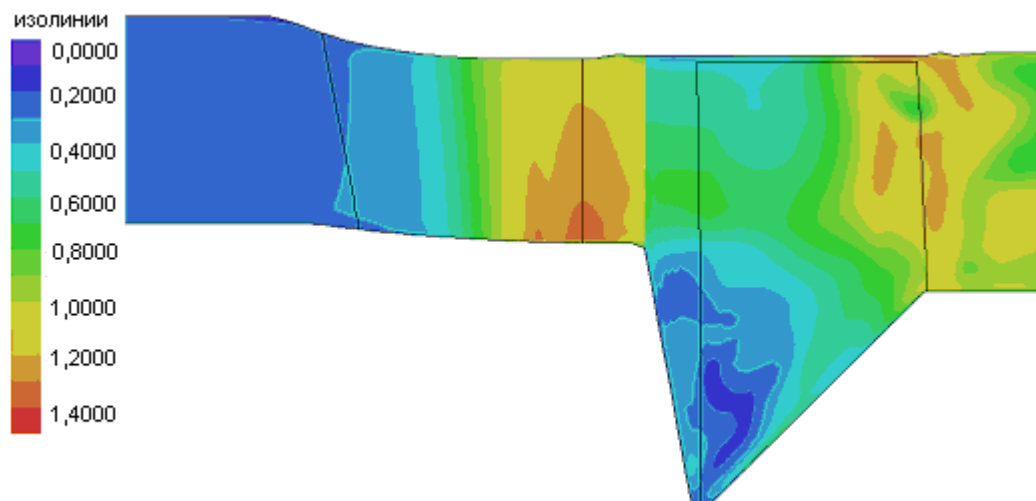


Рис. 6. Распределение чисел Маха в меридиональной плоскости турбинной части ТКО

С помощью формул, приведенных ранее [5, 10], определена средняя температура лопаток РК для ГТД с ТКО при $\pi_k^* = 11,6$ и температуре газа перед турбиной $T_r = 1600\text{ К}$. В области входной кромки она составляет $\bar{T}_{\text{вх.л}} = 950\text{ К}$, у выходной кромки она немного ниже – $\bar{T}_{\text{вых.л}} = 938\text{ К}$.

В современных программных продуктах, как правило, предусмотрены средства оптимизации геометрических параметров расчетной области (в частности, модуль Optimus в пакете FlowER). При этом пользователь должен поставить задачу оптимизации, т.е. указать параметры оптимизации, допустимый диапазон их изменения, прочие ограничения и целевую функцию, а также метод оптимизации. На каждом шаге оптимизации программа полностью выполнит численный расчет течения в рабочей области с соответствующим набором геометрических параметров. К сожалению, время расчета при этом оказывается чрезвычайно большим, что затрудняет сегодня широкое использование такого подхода на практике.

Заключение

Проведенные исследования показали, что турбокомпрессор с общим рабочим колесом может быть использован в газотурбинных двигателях.

Наличие переходных каналов между традиционными турбомашинами и ТКО несколько усложняет применение ТКО в составе ГТД. Хотя РК ТКО по сравнению с РК с охлаждаемыми лопатками значительно проще конструктивно и дешевле в изготовлении. Использование ТКО в составе газотурбинных двигателей целесообразно в качестве замыкающей

ступени компрессора для существенного увеличения степени повышения давления и температуры газа перед турбиной.

При переходе лопаток РК из компрессорного режима работы и наоборот возникают потери энергии газа вследствие выравнивания полей скоростей и давлений в потоке газа.

Модернизация двигателя с помощью ТКО позволяет увеличить термодинамические параметры цикла и тем самым повысить удельную тягу двигателя и понизить удельный расход топлива.

При создании газотурбинного двигателя с ТКО приходится решать ряд принципиально новых и непростых задач, отличных от уже решенных в области авиационных двигателей с традиционными схемами и турбомашинами.

Литература

1. Холщевников, К. В. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин [Текст] / К. В. Холщевников, О. Н. Емин, В. Т. Митрохин. – М. : Машиностроение, 1986. – 432 с.
2. Кулагин, В. В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст] : Кн. 3. Основные проблемы / В. В. Кулагин. – М. : Машиностроение, 2005. – 464 с.
3. Теория авиационных газотурбинных двигателей [Текст] : учеб. / Ю. М. Терещенко, Л. Г. Валянская, Н. С. Кулик, В. В. Панин ; под ред. Ю. М. Терещенко. – К. : Книжное изд-во НАУ, 2005. – 500 с.
4. Пат. № 84679 України. МКІ⁷. F02 K3/00. Газотурбінний двигун і спосіб його роботи [Текст] / Шкабура В. А. (Україна) ; Заявник та патентовласник Шкабура В. А. ; заявл. 01.12.2004 ; опубл. 25.11.2008, Бюл. № 22. – 5 с.
5. Шкабура, В. А. Исследование вариантов

применения турбокомпрессора нового типа в газотурбинных двигателях на общих опорах качения [Текст] / В. А. Шкабура, С. И. Пшеничных // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 8/44. – С. 103–106.

6. Шкабура, В. А. Исследование особенностей работы турбокомпрессора с общим рабочим колесом в газотурбинных двигателях [Текст] / В. А. Шкабура // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 4/51. – С. 57–60.

7. Шкабура, В. А. Результаты исследований турбокомпрессоров с общим рабочим колесом для применения в газотурбинных двигателях [Текст] / В. А. Шкабура // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 7/64. – С. 66–70.

8. Шкабура, В. А. Исследование турбокомпрессоров с общим рабочим колесом для применения в малоразмерных газотурбинных двигателях [Текст] / В. А. Шкабура // *Вестник двигателестроения*. – 2011. – № 2(25). – С. 9–13.

9. Овсянников, Б. В. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей [Текст] / Б. В. Овсянников, Б. И. Боровский. – М. : Машиностроение, 1986. – 376 с.

10. Локай, В. И. Газовые турбины двигателей ЛА: Теория, конструкция и расчёт [Текст] / В. И. Локай, М. К. Максимова, В. А. Стрункин. – М. : Машиностроение, 1979. – 447 с.

Поступила в редакцию 6.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. 202 В. Н. Доценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ТУРБІННОЇ ТА КОМПРЕСОРНОЇ ЧАСТИН ТУРБОКОМПРЕСОРА ІЗ СПІЛЬНИМ РОБОЧИМ КОЛЕСОМ ДЛЯ ЗАСТОСУВАННЯ У ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНАХ

В. А. Шкабура

У рамках розвитку двигунів та енергетичних установок висвітлено питання удосконалення газотурбінних двигунів шляхом використання в них перспективних і нових турбомашин, наприклад, турбокомпресорів із спільним робочим колесом (ТКС). Розглянуто схему ГТД із ТКС, яка дозволяє підвищити температуру газу перед турбіною та ступінь підвищення тиску в компресорі, що при забезпеченні високого рівня їх ефективності приведе до підвищення питомої потужності й зниження витрат палива. Для визначення ефективності застосування ТКС у складі ГТД проведено розрахунково-конструкторські дослідження. У даній статті наведено результати розрахунків впливу співвідношення середніх діаметрів у робочому каналі на ефективність роботи компресорної частини ТКС і приведеної швидкості газу на виході із соплового апарату на ККД турбінної частини ТКС.

Ключові слова: турбокомпресор із спільним робочим колесом, газотурбінний двигун, компресорна частина, турбінна частина.

RESULTS OF ANALYSIS OF TURBINE ZONE AND COMPRESSOR ZONE OF TURBO-COMPRESSOR WITH GENERAL IMPELLER FOR GAS TURBINE ENGINES

V. A. Shkabura

In the framework of development of the prospective and new types of turbo machines to broaden possibilities of gas turbine engines investigation flow of gas in of turbo-compressor with general impeller (TCG). Consideration scheme of gas turbine engines with of general impeller turbo-compressor, for rise gas turbine temperature and pressure ratio increase with aim of specific power elevation and specific fuel consumption reduction. Turbo-compressor with general impeller at presents not enough investigation. Given work elucidate especially function and complications of general impeller turbo-compressor, which beginnings by theirs successful application of gas turbine engines. Bring the results analysis gas overflowing of turbo-compressor with general impeller for gas turbine engines. For defining the efficiency of TCG application in the structure of gas turbine engines gas researches were conducted.

Key words: of turbo-compressor with general impeller, gas turbine engine, compressor zone, turbine zone.

Шкабура Владимир Анатольевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. каф. № 205, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: shkabura_v_a@mail.ru.

УДК 629.735

Г. Г. КУЛИКОВ¹, Г. И. ПОГОРЕЛОВ², Б. И. БАДАМШИН², А. И. АБДУЛНАГИМОВ¹¹ Уфимский государственный авиационный технический университет, Россия² ОАО Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», Россия

МЕТОДИКА ПОСТРОЕНИЯ НЕЙРОСЕТЕВОЙ МОДЕЛИ ДВУХВАЛЬНОГО ГТД С СОБЛЮДЕНИЕМ УСЛОВИЙ СТРУКТУРНОЙ АДЕКВАТНОСТИ

Обсуждается инженерная методика построения нейросетевой модели двухвального газотурбинного двигателя, включающая алгоритмы обучения и идентификации математической модели двигателя по реальным данным с выбором структуры и размера нейронной сети. Приводятся результаты моделирования нескольких параметров двигателя с использованием различных структур нейронной сети. Данная методика учитывает динамическую характеристику двигателя с соблюдением структурной и параметрической адекватности аналитической модели и позволяет получить адекватную модель двухвального газотурбинного двигателя для определенного режима работы.

Ключевые слова: идентификация параметров, нейронная сеть, система автоматического управления, контроля и диагностики, динамическая модель, ГТД, база знаний.

Введение

В процессе эксплуатации летательного аппарата (ЛА) его двигатели изнашиваются и их характеристики деградируют, также изменяются их условия эксплуатации, учитывая, к примеру, смену сезонов. Следовательно, становится актуальной задача моделирования и идентификации с соблюдением условий структурной адекватности объекта, которая будет идентифицировать модель газотурбинного двигателя (ГТД), а в дальнейшем ее корректировать в соответствии с реальными характеристиками двигателя и условиями его эксплуатации. Создание подобной модели и поддержание ее в актуальном состоянии по отношению к реальным двигательным установкам (ДУ) невозможно без разработки современной методики идентификации и корректировки параметров двигателя с использованием нейронных сетей (НС). Данная методика должна проводить трендовый анализ характеристик двигателя, которая позволит прогнозировать состояние и работу ГТД в будущем.

В последние годы интеллектуальные технологии на основе нейронных сетей используются для исследования и разработки сложных систем управления и контроля газотурбинными силовыми установками, в частности для идентификации модели, распознавания режимов работы, тренд-анализа, классификации и прогнозирования состояния и т.д. [1 - 3].

Преимущество использования НС заключается в отсутствии необходимости воспроизведения сложной физической модели ГТД. НС аппроксимирует функциональную зависимость между входом и выходом. Для построения нейросетевой модели ГТД необходима лишь обучающая выборка вход-выход.

Таким образом, для задачи идентификации модели двигателя по реальным данным, зафиксированным на входе и выходе ГТД, применение НС является оправданным. Тем более что НС имеет высокую робастность к внешним возмущениям и способность к прогнозированию.

Однако подход, основанный на идентификации математической модели объекта только с помощью входных и выходных данных без использования знаний о структуре объекта, может привести к формированию недостаточно адекватной модели, не способной реализовать динамические характеристики объекта. Метод идентификации, предлагаемый в статье, основан на учете знаний о структуре объекта – ГТД и позволяет учитывать его динамические свойства.

1. Необходимые условия структурной адекватности модели ГТД на базе НС аналитической модели

Для того чтобы математическая модель (ММ) ГТД была адекватна на переходных режимах работы двигателя необходимо учитывать его динамические свойства. Статические и динамические характеристики ММ должны быть близки к характеристикам реального объекта.

Идентификация ММ ГТД, при которой учитывались бы только входные и выходные параметры двигателя, позволила бы аппроксимировать только статические характеристики двигателя. Чтобы охватить весь диапазон рабочих режимов, модель ГТД должна быть представлена в виде статической характеристики и конечного множества динамических характеристик, каждая из которых приближенно описывает динамику

ческие свойства двигателя на некотором линейном участке статической характеристики.

Покажем, что структурная адекватность модели на базе НС аналитической модели может быть обеспечена следующими условиями формирования обучающих выборок.

Рассмотрим структуру аналитической модели в линейной окрестности заданного режима для одно-вального двигателя

$$W_1 = \frac{\Delta n_{пр}}{\Delta G_T} = \frac{k_1}{T_1 \cdot S + 1}. \quad (1)$$

Модель экспериментальных данных представим в виде табл. 1.

Таблица 1

Модель экспериментальных данных

i	ΔG_i	Δn
1	ΔG_{i1}	Δn_1
2	ΔG_{i2}	Δn_2
...		
n	ΔG_{in}	Δn_n

Преобразуем модель (1) в дискретный вид

$$\Delta \dot{n}_i = a_{11} \cdot \Delta n_{i-1} + b_{11} \Delta G_{Ti-1}. \quad (2)$$

В соответствии с формулой (2) на базе табл. 1 сформируем таблицу с обучающими выборками НС.

Таблица 2

Обучающие выборки

i	Входы	Выходы
1	$\Delta G_{i1}, \Delta n_1$	Δn_2
2	$\Delta G_{i2}, \Delta n_2$	Δn_3
...		
n	$\Delta G_{in-1}, \Delta n_{n-1}$	Δn_n

Таким образом, на вход нейросетевой модели помимо управляющего сигнала подается значение частоты вращения вала двигателя Δn_{n-1} , которое было на предыдущем шаге.

Линейная динамическая модель (ЛДМ) двух-вального ГТД описывается следующей системой уравнений:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{n}_{HDi} &= a_{11} \cdot \Delta n_{HDi-1} + a_{12} \cdot \Delta n_{ВДi-1} + b_{11} \cdot \Delta G_{ti-1}, \\ \Delta \dot{n}_{ВДi} &= a_{21} \cdot \Delta n_{HDi-1} + a_{22} \cdot \Delta n_{ВДi-1} + b_{21} \cdot \Delta G_{ti-1}. \end{aligned} \quad (3)$$

Обучающая выборка для такой модели двух-вального ГТД будет выглядеть следующим образом.

Таблица 3

Обучающие выборки

i	Входы	Выходы
1	$\Delta G_{i1}, \Delta n_{HD1}, \Delta n_{ВД1}$	$\Delta n_{HD2}, \Delta n_{ВД2}$
2	$\Delta G_{i2}, \Delta n_{HD2}, \Delta n_{ВД2}$	$\Delta n_{HD3}, \Delta n_{ВД3}$
...		
n	$\Delta G_{i(n-1)}, \Delta n_{HD(n-1)}, \Delta n_{ВД(n-1)}$	$\Delta n_{HDn}, \Delta n_{ВДn}$

Обучающие выборки, приведенные в табл. 2 и 3, позволяют нам говорить о том, что нейросетевая модель, обученная с помощью этих выборок, является динамической.

2. Алгоритм идентификации ММ ГТД на базе НС с использованием пакетов программ Matlab и LabView

Рассмотрим алгоритм идентификации ММ ГТД по реальным характеристикам, зарегистрированным в процессе полета ЛА. Алгоритм представлен на рис. 1.

Идентификация проводится на основе данных, зарегистрированных с помощью электронной системы управления (ЭСУ) во время полета ЛА. Данные регистрации хранятся в виде отдельных бинарных файлов и считываются с помощью специальной программы регистрации. Оператор может выбрать интересующий его промежуток времени регистрации и сгенерировать отчет в виде csv-файла. Далее идет процесс определения необходимых для обучения нейросетевой модели ГТД входных и выходных параметров из числа имеющихся в файле регистрации.

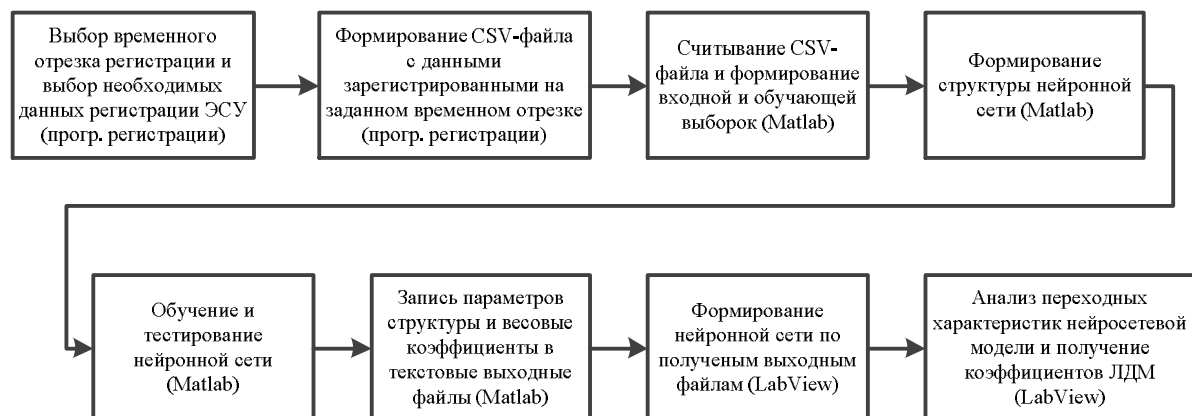


Рис. 1. Алгоритм идентификации ММ ГТД

После формирования соответствующего конфигурационного файла, включающего в себя информацию о количестве обучающих выборок, обозначения входных и выходных параметров, масштабные коэффициенты параметров (входные и выходные значения обучающей выборки необходимо нормировать, чтобы исключить сильного разброса конечного результата обучения), запускается программа в среде Matlab. Данная программа, используя пакет Neural Network, позволяет реализовать выбранную структуру нейронной сети, произвести ее обучение и тестирование. Вычисленные вес и смещения нейронной сети (НС) записываются в отдельные текстовые файлы. Далее выбранная структура нейросетевой модели реализуется в пакете программ LabView. К ней подключаются текстовые файлы с вычисленными в Matlab весами и смещениями НС.

Реализованная в LabView нейросетевая модель ГТД позволяет работать в составе полунатурного стенда с реальными электронными системами управления. Также, полученные с помощью нейросетевой модели, переходные процессы позволяют восстанавливать значения коэффициентов ЛДМ ГТД.

3. Апробация алгоритма идентификации ММ ГТД по реальным данным

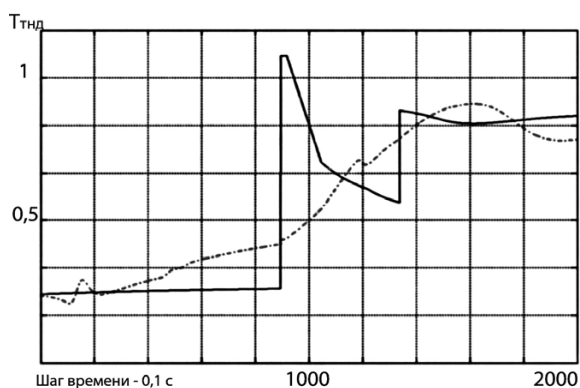
Для реализации нейросетевой модели выбрана НС прямого распространения с одним скрытым слоем [4, 5]. Структура НС приведена на рис. 2.

Число нейронов во входном и выходном слоях определяются количеством входных и выходных параметров. У исследуемой НС 5 входов и 5 выходов. Входы: высота полета – H ; число M полета – M ; частота вращения ротора компрессора высокого давления на предыдущем шаге – $n_{ВД\ i-1}$; частота вращения ротора компрессора низкого давления на предыдущем шаге – $n_{НД\ i-1}$. Выходы: степень повышения давления за компрессором – π_k ; давление за компрессором – P_k ; температура газов за турбиной низкого давления – $T_{ТНД}$; частота вращения ротора компрессора высокого давления – $n_{ВД\ i}$; частота вращения ротора компрессора низкого давления – $n_{НД\ i}$. Обучающая выборка приведена в табл. 4.

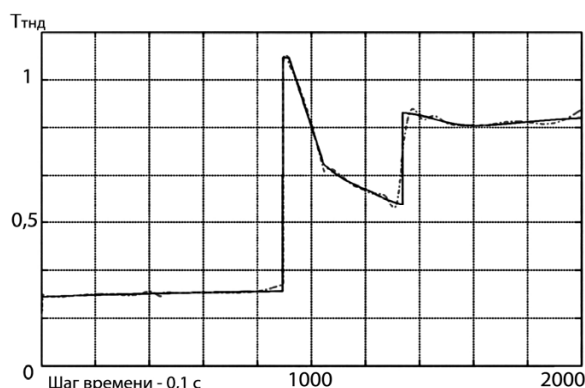
Входные параметры H , M и G_t являются независимыми и определяют режим работы двигателя и условия полета. Число нейронов скрытого слоя определяется экспериментальным путем. На рис. 3



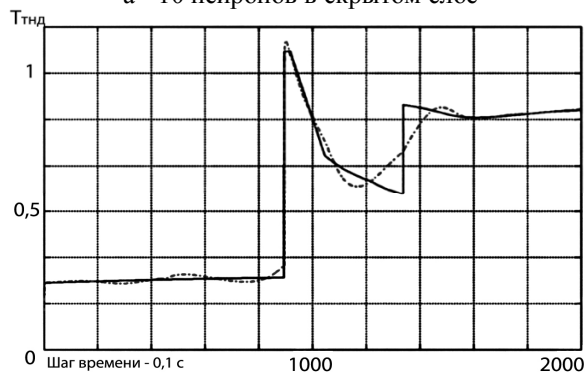
Рис. 2. Структура однонаправленной НС



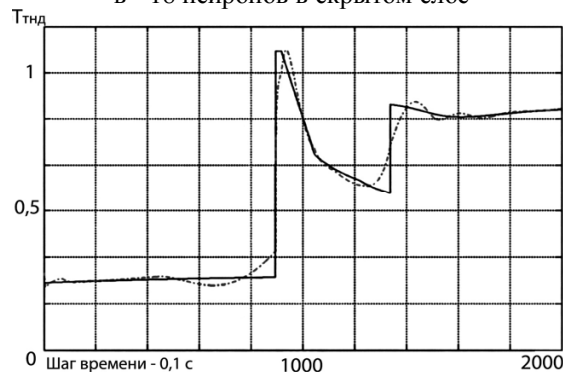
а - 10 нейронов в скрытом слое



в - 18 нейронов в скрытом слое



б - 15 нейронов в скрытом слое



г - 20 нейронов в скрытом слое

Рис. 3. Идентификация параметра температуры $T_{тнд}$ с использованием однонаправленной НС

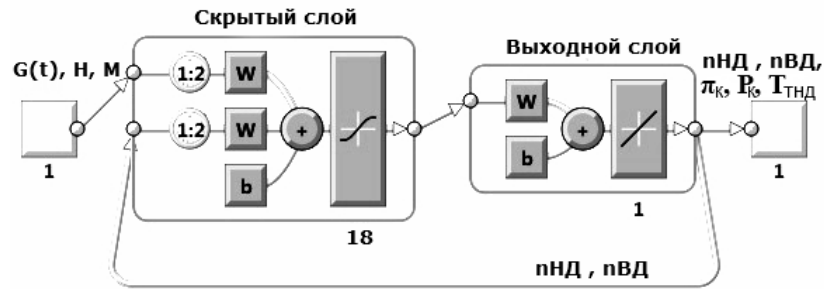


Рис. 4. Используемая структура рекуррентной НС (Real Time Recurrent Network)

приведено изменение температуры на выходе ТНД во время запуска ГТД.

Таблица 4

Обучающая выборка

i	Входы	Выходы
1	$H_1, M_1, G_{11}, n_{НД1}, n_{ВД1}$	$\pi_{k2}, P_{k2}, T_{ТНД2}, n_{НД2}, n_{ВД2}$
2	$H_2, M_2, G_{12}, n_{НД2}, n_{ВД2}$	$\pi_{k3}, P_{k3}, T_{ТНД3}, n_{НД3}, n_{ВД3}$
...		

Сплошной линией обозначена табличная зависимость, а пунктирной - смоделированная с помощью НС. При этом изменялось количество нейронов в скрытом слое: а) – 10 нейронов; б) 15 – нейронов; в) 18 – нейронов; г) 20 - нейронов. Из анализа приведенных графиков видно, что переходный процесс аппроксимируется наиболее точно при 18 нейронах в скрытом слое.

Для идентификации параметров ГТД и классификации их режимов работы в реальном масштабе времени выбрана многослойная рекуррентная структура НС (рис. 4), которая представляет собой развитие однонаправленных сетей за счет включения в них соответствующих обратных связей. Обратная связь исходит из выходного слоя нейронов и представляет собой $n_{НД\ i-1}, n_{ВД\ i-1}$ на предыдущем шаге.

В каждом контуре такой связи присутствует элемент единичной задержки, благодаря которому поток сигналов может считаться однонаправленным. Однако алгоритм обучения такой сети, адаптирующий значения синаптических весов, является сложным из-за зависимости параметров двигателя в момент времени t от их значений в предыдущие моменты и, соответственно, из-за более громоздкой формулы для расчета вектора градиента.

Входной вектор активации, возбуждающий нейроны сети, представляется как

$$x(k) = [1, H(k), M(k), G_t(k), n_{ВД}(k), n_{НД}(k)].$$

После описания входного вектора сети в момент t состояние всех нейронов определяется как:

$$u_i(k) = \sum_{j=0}^{N+K} w_{ij} x_j(k),$$

$$y_i(k) = f(u_i(k)) = [\pi_k(k-1), P_k(k-1),$$

$$T_{ТНД}(k-1), n_{ВД}(k-1), n_{НД}(k-1)],$$

где u_i - взвешенная сумма сигналов i -го нейрона скрытого слоя, y_i – выходной вектор сети, N – количество входных узлов, K – количество скрытых нейронов и соответствующих им узлов контекстного слоя, w_{ij} - веса синаптических связей. Нейроны имеют сигмоидальную функцию активации.

Для обучения НС использовался алгоритм Вильямса-Зипсера [6], состоящий из четырех этапов:

1. Выбираются случайные начальные значения весов сети, составляющих матрицу W и равномерно распределенных в заданном интервале в диапазоне от -1 до 1.

2. Рассчитывается состояние всех K нейронов для очередного момента времени t . На этой основе определяется входной вектор $x(k)$, возбуждающий нейроны в момент t .

3. Рассчитываются значения

$$dy_i(k) / dw_{ab} = (df_i(u_i) / du_i) [\delta_{ja} x_b + \sum_{k=1}^K (dy_i(k-1) / dw_{ab}) w_{i,k+N}].$$

4. Уточняются значения весов по алгоритму наискорейшего спуска по формуле

$$w_{ab}(k+1) = w_{ab}(k) - \alpha \sum_{i=1}^K [y_i(k) - d_i(k)] (dy_i(k) / dw_{ab}).$$

Для $a = 1, 2, \dots, K$ и $b = 0, 1, 2, \dots, N + K$.

Этапы со второго по четвертый повторяются вплоть до стабилизации значений всех весов НС.

На рисунке 5 приведены зависимости, показывающие изменение частот вращения роторов ГТД во время запуска двигателя. Сплошной линией обозна-

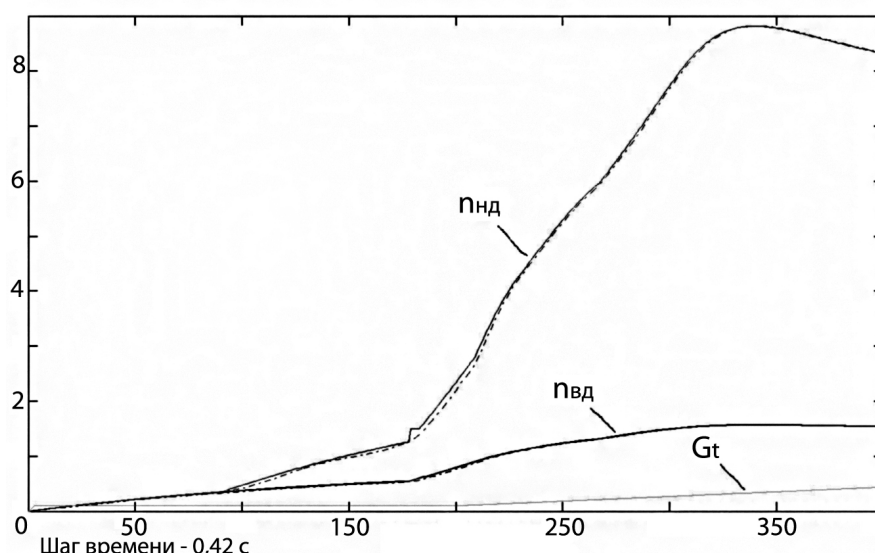


Рис. 5. Моделирование параметров (характеристик) ГТД с использованием рекуррентной НС

чена табличная зависимость, а пунктирной — смоделированная с помощью НС.

В процессе моделирования НС на вход подавались значения согласно таблице 4: три независимых параметра H , M , G_t и два параметра с выхода НС $n_{нд1}$, $n_{вд1}$ на предыдущем шаге. Таким образом, модель замкнута сама на себя, позволила реализовать динамический процесс запуска двухвального ГТД.

Заключение

Предложена методика построения нейросетевой модели двухвального ГТД. Данная методика учитывает динамическую характеристику двигателя с соблюдением структурной и параметрической адекватности аналитической модели. Выбранная структура и размер НС позволяют получить адекватную модель двухвального ГТД для определенного режима работы. Установлено, что качество обучения НС зависит от ее размера и структуры (особенно от нейронов в скрытом слое, которые на сегодняшний день определяются экспериментально в зависимости от структуры исследуемого изделия). В процессе исследования изделия накапливается нейросетевая база знаний по испытаниям и в процессе эксплуатации.

Данная нейросетевая модель интегрирована в состав полунатурного стенда с целью промышленного применения для отработки и прототипирования

интеллектуальных цифровых систем управления и контроля ГТД.

Литература

1. Концевич, А. Г. Учет фактора времени при идентификации модели ГТД искусственной нейронной сетью [Текст] / А. Г. Концевич, С. В. Епифанов // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2006. — № 10(36). — С. 144-151.
2. Жернаков, С. В. Идентификация характеристик ГТД на основе технологии нейронных сетей [Текст] / С. В. Жернаков // *Информационные технологии*. — 2010. — № 3. — С. 39-47.
3. Жернаков, С. В. Тренд-анализ параметров авиационного ГТД на основе технологии нейронных сетей [Текст] / С. В. Жернаков, Р. Ф. Равилов // *Вестник УГАТУ*. — 2011. — Т. 15, № 4(44). — С. 25-32.
4. Рутковская, Д. Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы [Текст] / Д. Рутковская, М. Пилинский, Л. Рутковский. — М.: Горячая линия - Телеком, 2006. — 452 с.
5. Хайкин, С. Нейронные сети: полный курс. *Neural Networks: A Comprehensive Foundation*. [Текст] / С. Хайкин. — М.: Вильямс, 2006. — 1104 с.
6. Williams, R. J. A learning algorithm for continually running fully recurrent neural networks [Text] / R. J. Williams, D. Zipser // *Neural Computation*. — 1989. — № 1. — P. 87-111.

Поступила в редакцию 31.05.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой мехатронных станочных систем Р. А. Мунасыпов, Уфимский государственный авиационный технический университет, Россия.

**МЕТОДИКА ПОБУДОВИ НЕЙРОМЕРЕЖЕВОЇ МОДЕЛІ ДВОХВАЛЬНОГО ГТД
ІЗ ВИКОНАННЯМ УМОВ СТРУКТУРНОЇ АДЕКВАТНОСТІ**

Г. Г. Куліков, Г. І. Погорелов, Б. І. Бадамшин, А. І. Абдулнагімов

Обговорюється інженерна методика побудови нейромережевої моделі двухвального газотурбінного двигуна, яка містить алгоритми навчання та ідентифікації математичної моделі двигуна за реальними даними з вибором структури і розміру нейронної мережі. Наведено результати моделювання декількох параметрів двигуна з використанням різних структур нейронної мережі. Ця методика ураховує динамічну характеристику двигуна з виконанням структурної і параметричної адекватності аналітичної моделі та дозволяє отримати адекватну модель двухвального газотурбінного двигуна для певного режиму роботи.

Ключові слова: ідентифікація параметрів, нейронна мережа, система автоматичного керування, контролю та діагностики, динамічна модель, ГТД, база знань.

**METHOD OF CONSTRUCTING OF NEURAL NETWORK MODEL OF TWO-SHAFT GAS TURBINE
ENGINE UNDER CONDITIONS OF STRUCTURAL ADEQUACY**

G. G. Kulikov, G. I. Pogorelov, B. I. Badamshin, A. I. Abdalnagimov

The engineering method of constructing of neural network model of a two-shaft gas turbine engine, comprising algorithms of learning and identification of engine model on a real data with a choice of size and structure of the neural network, is discussed. Simulation results of several engine parameters is shown using different neural network structures. This method takes into account the dynamic response (characteristics) of an engine to meet the structural and parametric adequacy of the analytical model and allows to obtain an adequate model of a two-shaft gas turbine engine for a particular operating mode.

Key words: parameter identification, neural network, automatic control, condition-monitoring and diagnostics system, dynamic model, gas turbine engine, knowledge base.

Куликов Геннадий Григорьевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. автоматизированных систем управления, Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа, Россия, e-mail: gennadyg_98@yahoo.com.

Погорелов Григорий Иванович – канд. техн. наук, зам. генерального директора, ОАО Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», Уфа, Россия, e-mail: pogorelov@molniya-ufa.ru.

Бадамшин Булат Ильдарович – канд. техн. наук, инженер-конструктор, ОАО УНПП «Молния», Уфа, Россия, e-mail: badbul_auto@inbox.ru.

Абдулнагимов Ансаф Ирекович – канд. техн. наук, доцент кафедры автоматизированных систем управления, Уфимский государственный авиационный технический университет, Уфа, Россия, e-mail: ansafufa@mail.ru.

УДК 621.438

М. А. ТАРАСЕНКО, А. И. ТАРАСЕНКО

Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЧАСТИЧНЫХ РЕЖИМОВ ОДНОВАЛЬНОГО И МНОГОВАЛЬНЫХ ГТД ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА

Рассматривается газотурбинный двигатель (ГТД) со свободной силовой турбиной (с отдельным газогенератором) для электростанции. Рассматривается работа ГТД на частичных режимах при постоянной температуре наружного воздуха. Предложена новая широкодиапазонная методика расчетов параметров частичных режимов. Приведены результаты расчета для ГТД на базе одновальной и двухвальной схем газогенератора для различных температур и мощностей. Приведены зависимости параметров двигателя от режима (относительной мощности) для различных температур наружного воздуха. Проведены сравнительные расчеты для одновальной и многовальной схем.

Ключевые слова: ГТД, газогенератор, компрессор, турбина, мощность, КПД, расход, температура.

Введение

К эксплуатационным недостаткам газотурбинного двигателя относят снижение агрегатной мощности и экономичности (КПД) при повышении температуры наружного воздуха (температуры воздуха на входе в двигатель). Этот факт считается классикой (авторы не указывают конкретный источник ввиду широты упоминания). Что касается максимальной агрегатной мощности, то с фактом ее уменьшения, с ростом температуры нужно считаться. Экономичность ГТД при изменении температуры наружного воздуха, по мнению авторов, необходимо рассмотреть подробно. В патенте [1] указано на целесообразность подогрева наружного воздуха на входе в ГТД при наличии тепло утилизационного контура (ТУК). Этот вывод подтвержден в работах авторов [2, 3].

В работах [2, 3] исследовано влияние температуры на частичные режимы одновального ГТД для электростанции. В этих работах показано, что при работе с постоянной мощностью, а именно так работают практически все энергетические машины, КПД газотурбинного двигателя падает с уменьшением температуры. На основе этого факта сделан вывод о целесообразности подогрева воздуха на входе в двигатель. Этот вывод противоречит общепринятым нормам. Даже в патенте [1] подчеркнуто, что положительное влияние охлаждения на входе в ГТД без ТУК – общеизвестный факт.

Учитывая полученные для одновального двигателя результаты, авторы сочли целесообразным провести аналогичные исследования для многовальных двигателей со свободной силовой турбиной и механически не связанного с ней газогенератора.

1. Формулирование проблемы

Требуется рассмотреть зависимость основных параметров двигателя от температуры наружного воздуха на входе в двигатель. Для сравнительного анализа двигателей необходимо разработать широкодиапазонную методику расчетов.

Цель работы – провести сравнительный анализ влияния температуры наружного воздуха на частичные режимы газотурбинных двигателей разных схем. Получить зависимость параметров двигателя от температуры наружного воздуха.

1.1. Общие соотношения

Рассматриваются газотурбинные двигатели, схемы которых показаны на рис. 1 и 2.

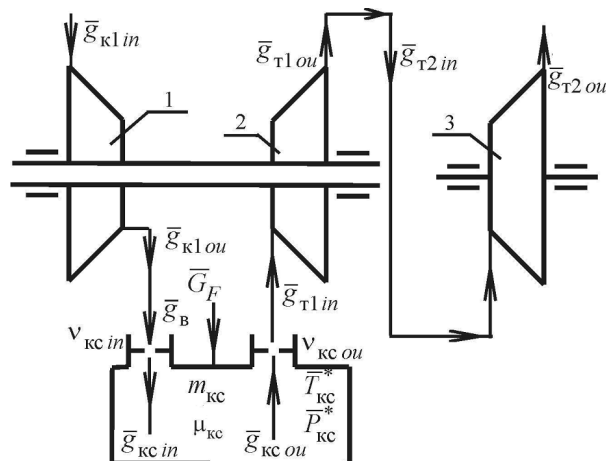


Рис. 1. Схема двигателя со свободной силовой турбиной и однокаскадным газогенератором

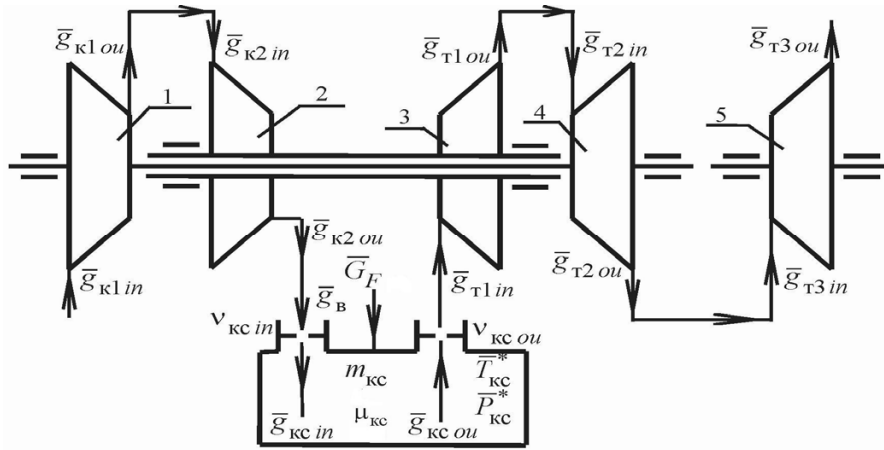


Рис. 2. Схема двигателя со свободной силовой турбиной и двухкаскадным газогенератором

На рис. 1 показана схема ГТД с однокаскадным газогенератором. Газогенератор состоит из компрессора – 1, турбины – 2 и камеры сгорания. Турбина 3 – это свободная силовая турбина. Такая схема предпочтительна по критическим числам оборотов. Она не содержит длинных тонких валов. Газогенератор можно сделать быстроходным. Недостаток – поворотные направляющие аппараты.

На рис. 2 показана схема ГТД с двухкаскадным газогенератором, который состоит из компрессоров – 1 и 2, турбин – 3 и 4 и камеры сгорания. Турбина 5 – это свободная силовая турбина. Преимущество схемы рис. 2 – это незначительное число поворотных направляющих аппаратов или их отсутствие.

Кроме двух известных схем, показанных на рис. 1 и 2, в качестве базовой схемы рассматривается также известная однокаскадная схема.

Для корректности сравнения полагаем, что между компрессорами и турбинами нет потерь полного давления. Потери полного давления учитываются только на входе и выходе из камеры сгорания.

1.2. Методика расчета

Систему уравнений для камеры сгорания (КС) можно получить, положив нулю производные в динамической модели [4] или рассмотреть массовый и энергетический балансы в камере сгорания. Уравнения, полученные двумя указанными способами абсолютно одинаковые. Рассмотренный подход годится для схем включающих произвольное число пневматических емкостей.

Рассматривая массовый баланс в камере сгорания, запишем

$$\frac{\bar{g}_{kc\ in}}{\sqrt{T_{kc}^*}} + \frac{k_f \bar{G}_F}{P_{kc}^*} = \frac{\bar{g}_{kc\ ou}}{\sqrt{T_{kc}^*}} (1 + k_f). \quad (1)$$

Мольный баланс даст следующее уравнение

$$\frac{\bar{g}_{kc\ in}}{\mu_a \sqrt{T_{kc}^*}} + \Delta_L \frac{k_f \bar{G}_F}{P_{kc}^*} = \frac{\bar{g}_{kc\ ou}}{\mu_{kc} \sqrt{T_{kc}^*}} (1 + k_f). \quad (2)$$

Рассмотрев баланс энергии, получим следующее уравнение

$$\begin{aligned} \frac{\bar{g}_{kc\ in}}{\sqrt{T_{kc}^*}} \left[T_{kc}^* C_{pm}^{T_{kc}^*} - T_{kc\ in}^* C_{pm}^{T_{kc\ in}^*} \right] = \\ = \frac{k_f \bar{G}_F}{P_{kc}^*} (H_u - T_{kc}^* \cdot C_{pm}^{T_{kc}^*}). \end{aligned} \quad (3)$$

В этих уравнениях, и рис. 1 и 2:

$v_{kc\ ou}$ – степень восстановления полного давления на выходе из камеры сгорания;

$v_{kc\ in}$ – степень восстановления полного давления на входе в камеру сгорания;

$g_{kc\ ou}$ – параметр расхода на выходе из камеры сгорания;

$g_{kc\ in}$ – параметр расхода на входе в камеру сгорания;

$g_{k\ ou}$ – параметр расхода на выходе из компрессора;

$g_{k\ in}$ – параметр расхода на входе в компрессор;

$g_{t\ ou}$ – параметр расхода на выходе из турбины;

$g_{t\ in}$ – параметр расхода на входе в турбину;

P_{kc}^* , T_{kc}^* – давление и температура заторможенного потока в камере сгорания;

$T_{kc\ in}^*$ – температура воздуха на входе в камеру сгорания;

m_{kc} – масса газа в камере сгорания;

$\mu_{\text{кс}}$ – молекулярная масса смеси газов в камере сгорания;

$\mu_{\text{а}}$ – молекулярная масса воздуха;

Δ_L – увеличение в кмоль/кг количества продуктов сгорания. Для топлива среднего состава $\Delta_L = 0,0316$ кмоль/кг. Более известно соотношение $\Delta_L/L_0 = 0,064$, где $L_0 = 0,495$ кмоль/кг – количество воздуха в кмоль необходимое для сгорания 1 кг топлива;

$C_{\text{pm}}^{T_{\text{кс}}^*}$ – средняя массовая изобарная теплоемкость газа в камере сгорания;

$C_{\text{pm}}^{T_{\text{кс in}}^*}$ – средняя массовая изобарная теплоемкость воздуха на входе в камеру сгорания;

G_F – расход топлива;

$k_f = G_F / G_{\text{in н}}$;

H_u – низшая теплотворная способность топлива.

При анализе рассматриваемых двигателей используем относительный параметр расхода

$$\bar{g} = \frac{g}{g_n} = \frac{G \cdot \sqrt{T}}{P} \cdot \frac{P_n}{G_n \cdot \sqrt{T_n}},$$

где $\bar{g}$ – отношение параметра расхода к этому же параметру на номинальном режиме.

Автор статьи [5, 6] предоставил следующие процедуры, позволяющие определить параметры элементов ГТД:

– для устройств типа «гидравлическое сопротивление»

$$v = v(\bar{g}_{\text{in}}, v_n, v_{\text{кр}}, k), \quad (4)$$

$$v = v(\bar{g}_{\text{ou}}, v_n, v_{\text{кр}}, k); \quad (5)$$

– для устройства типа компрессор

$$\pi_k, \eta_k, \theta_k, \bar{g}_{\text{к in}} = \pi_k(\bar{\pi}_{\text{пр}}, \bar{g}_{\text{к ou}}, \eta_{\text{к н}}, \pi_{\text{к н}}, k); \quad (6)$$

– для устройства типа турбина

$$\pi_T, \eta_T, \theta_T = \pi_T(\bar{g}_{\text{in}}, \pi_{\text{T н}}, \pi_{\text{Tкр}}, \eta_{\text{T н}}, k). \quad (7)$$

В выражениях (6) и (7) $\theta = T_{\text{ou}}/T_{\text{in}}$. Для турбин можно предложить следующее выражение для параметра расхода на выходе

$$\bar{g}_{\text{Tou}} = \bar{g}_{\text{Tin}} \frac{\pi_T}{\pi_{\text{Tн}}} \sqrt{\frac{\theta_T}{\theta_{\text{Tн}}}}. \quad (8)$$

В дополнение к выражениям (4) и (5) полезно использовать следующее выражение

$$\frac{\bar{g}_{\text{ou}}}{\bar{g}_{\text{in}}} = \frac{v_n}{v}. \quad (9)$$

На частичных режимах расчеты выполняют в следующей последовательности:

1. Задаемся значением параметра расхода на входе в камеру сгорания – $\bar{g}_{\text{к in}}$.

2. С помощью (5) находим $v_{\text{к in}}$ и $\bar{g}_{\text{к2 ou}}$ с помощью (9).

3. Используя (6) находим параметры компрессоров, и определяем полное давление в камере сгорания – $\bar{P}_{\text{кс}}^*$.

4. Подбираем значение параметра расхода на выходе из камеры сгорания – $\bar{g}_{\text{кс ou}}$ таким, что давление в камере сгорания, найденное с помощью турбинной части, равно найденному ранее давлению.

Действительно, задаемся значением $\bar{g}_{\text{кс ou}}$.

5. С помощью выражения (4) находим $v_{\text{кс ou}}$ и $g_{\text{T in}}$ с помощью (9).

6. Используя (7) находим параметры турбин, и определяем полное давление в камере сгорания – $\bar{P}_{\text{кс}}^*$, которое должно быть равно ранее определенному давлению.

7. Следует добиться баланса мощностей контуров, сравнивая относительную мощность компрессора

$$\bar{N}_k = \bar{g}_{\text{к in}} \cdot \bar{P}_{\text{к in}} \cdot \frac{\theta_k - 1}{\theta_{\text{кн}} - 1} \cdot \sqrt{\bar{T}_{\text{к in}}}$$

с относительной мощностью турбины

$$\bar{N}_T = \bar{g}_{\text{T in}} \cdot \bar{P}_{\text{T in}} \cdot \bar{C}_{\text{pm}}^{T_{\text{кс}}^*} \cdot \frac{1 - \theta_T}{1 - \theta_{\text{Tн}}} \cdot \sqrt{\bar{T}_{\text{T in}}}.$$

Если мощность турбины больше, то скорость вращения контура нужно повысить, если меньше, то понизить.

8. Используя уравнения (1) - (3) определяются параметры в камере сгорания.

Преобразовав уравнение (3) к следующему виду

$$\begin{aligned} T_{\text{кс}}^* C_{\text{pm}}^{T_{\text{кс}}^*} \left(1 + \frac{k_f \bar{G}_F}{\bar{P}_{\text{кс}}^*} \frac{\sqrt{\bar{T}_{\text{кс in}}^*}}{\bar{g}_{\text{кс in}}} \right) = \\ = T_{\text{кс in}}^* C_{\text{pm}}^{T_{\text{кс in}}^*} + H_u \frac{k_f \bar{G}_F}{\bar{P}_{\text{кс}}^*} \frac{\sqrt{\bar{T}_{\text{кс in}}^*}}{\bar{g}_{\text{кс in}}}, \end{aligned}$$

выразив из (1) комплекс параметров

$$1 + \frac{k_f \bar{G}_F}{\bar{P}_{\text{КС}}^*} \frac{\sqrt{\bar{T}_{\text{КС in}}^*}}{\bar{g}_{\text{КС in}}} = (1 + k_f) \frac{\bar{g}_{\text{КС ou}}}{\bar{g}_{\text{КС in}}} \sqrt{\frac{\bar{T}_{\text{КС in}}^*}{\bar{T}_{\text{КС}}^*}} \quad (10)$$

и подставив его в преобразованное уравнение (3), получим следующее квадратное уравнение относительно $\sqrt{\bar{T}_{\text{КС}}^*}$

$$\bar{T}_{\text{КС}}^* + \frac{(H_u - T_{\text{КС in}}^* C_{\text{pm}}^*) \cdot \sqrt{\bar{T}_{\text{КС}}^*}}{T_{\text{КС in}}^* C_{\text{pm}}^* (1 + k_f) \frac{\bar{g}_{\text{КС ou}}}{\bar{g}_{\text{КС in}}} \sqrt{\bar{T}_{\text{КС in}}^*}} = \frac{H_u}{T_{\text{КС in}}^* C_{\text{pm}}^*}.$$

Это уравнение имеет одно положительное решение и позволяет найти температуру в камере сгорания.

9. Определив температуру $\bar{T}_{\text{КС}}^*$ можно с помощью выражения (10) определить комплекс $k_f \bar{G}_F / \bar{P}_{\text{КС}}^*$, а затем с помощью уравнения (2) определить $\mu_{\text{КС}}$. При известном молекулярном весе продуктов сгорания вычисляется коэффициент избытка воздуха в камере сгорания

$$\alpha = \frac{1 - \Delta_L \cdot \mu_{\text{КС}}}{L_0 (\mu_{\text{КС}} - \mu_a)},$$

где μ_a – молекулярная масса воздуха.

Коэффициент k_f можно найти из выражения (3) для случая номинального режима. В случае номинального режима все относительные параметры равны единице. Тогда

$$k_f = \frac{T_{\text{КС}}^* C_{\text{pm}}^* - T_{\text{КС in}}^* C_{\text{pm}}^*}{H_u - T_{\text{КС}}^* \cdot C_{\text{pm}}^*}.$$

10. По известной температуре и коэффициенту избытка воздуха вычисляются теплоемкости. Теплоемкости вычисляют по эмпирическим формулам от 0 °К. Известны эмпирические данные для теплоемкостей от 0 °К, хотя ясно, что для абсолютного нуля воздух уже не газ. Для средней мольной изохорной теплоемкости в интервале температур от 0 до $T^\circ\text{К}$ продуктов сгорания топлива и воздуха авторы пользовались следующими эмпирическими формулами

$$\mu C_{\text{vmП}}|_0^T = 20,47 + 0,0036 \cdot T,$$

$$\mu C_{\text{vmB}}|_0^T = 19,26 + 0,0025 \cdot T.$$

Тогда средняя молярная изохорная теплоемкость продуктов сгорания топлива при коэффициенте избытка воздуха α будет

$$\mu C_{\text{vm}\alpha} = \frac{(1 + \bar{\Delta}_L) \cdot \mu C_{\text{vmП}} + \mu C_{\text{vmB}} \cdot (\alpha - 1)}{\alpha + \bar{\Delta}_L}.$$

Согласно формуле Майера средняя молярная изобарная теплоемкость продуктов сгорания топлива при коэффициенте избытка воздуха α будет

$$\mu C_{\text{pm}\alpha} = \mu C_{\text{vm}\alpha} + 8,315.$$

На рисунке 3 показаны зависимости теплоемкостей для воздуха и чистых продуктов сгорания, вычисленных по приведенным выше формулам.

На рисунке 3 показаны значения теплоемкостей, полученные с помощью полинома первой степени и полинома четвертой степени. Можно сделать вывод, что применение полиномов старше первой степени не целесообразно.

11. После уточнения теплоемкостей, нужно сделать очередное последовательное приближение.

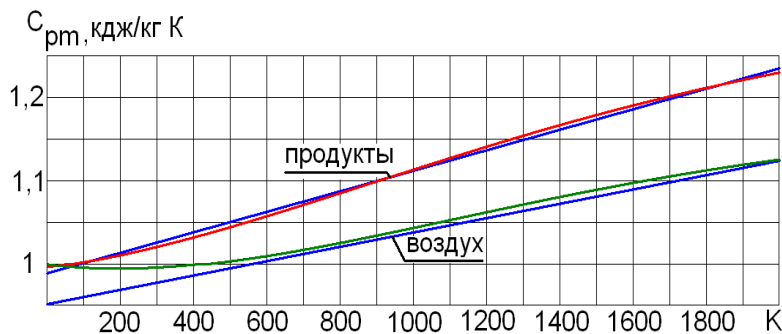


Рис. 3. Зависимость средней изобарной теплоемкости для воздуха и чистых продуктов сгорания

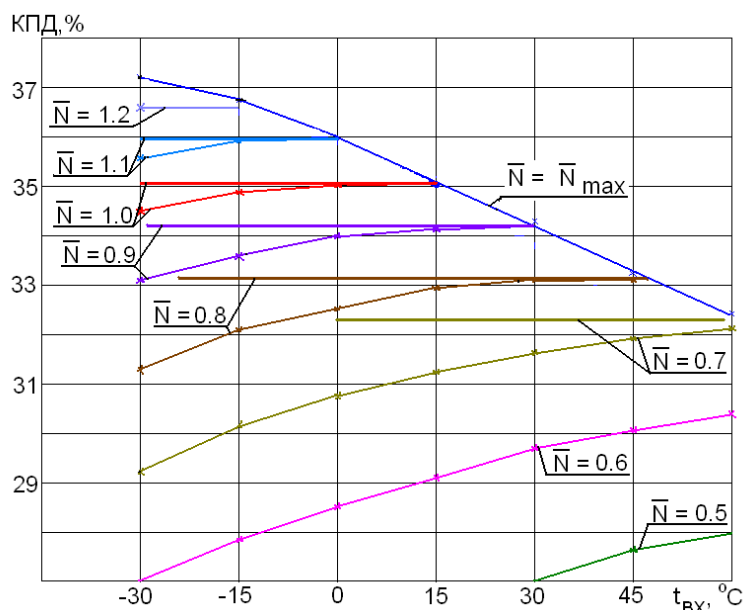


Рис. 4. Зависимость КПД газотурбинного двигателя от температуры наружного воздуха

2. Результаты сравнительных расчетов ГТД разных схем

Зависимость КПД двигателя от температуры наружного воздуха показана на рис. 4.

На рисунке 4 показаны зависимости КПД однокаскадного двигателя и двигателя со свободной силовой турбиной (горизонтальные линии).

Таким образом, КПД однокаскадного двигателя при работе с постоянной мощностью при уменьшении температуры падает, а КПД двигателя со свободной силовой турбиной при уменьшении температуры не меняется.

Выводы

Подогрев воздуха на входе в ГТД при температурах наружного воздуха ниже 0 °С полезен и для повышения КПД в случае однокаскадного двигателя и для нормальной работы систем очистки воздуха.

Если двигатель должен работать в условиях холодного климата, то он должен быть спроектирован на низкие температуры (например, на -15 °С). В этом случае его КПД будет выше.

Понижение температуры наружного воздуха не вызовет повышение КПД при работе постоянной мощностью.

Мощность, потребляемая компрессором при понижении температуры наружного воздуха, возрастает вследствие увеличения расхода воздуха в однокаскадном генераторном двигателе на постоянной скорости вращения. В двигателе с отдельным

газогенератором попытка компрессора увеличить мощность вызовет понижение скорости вращения.

Литература

1. Mangan, J. L. US 3159487 Steam turbine-gas turbine power plant [Text] / J. L. Mangan, T. J. Hiniker. — 1963. — 400 p.
2. Тарасенко, М. А. Влияние температуры наружного воздуха на КПД однокаскадного газотурбинного двигателя для электростанции [Текст] / М. А. Тарасенко, А. И. Тарасенко // Газотурбинные технологии. — 2012. — № 8 (109). — С. 28–31.
3. Тарасенко, М. А. Влияние температуры наружного воздуха на параметры частичных режимов ГТД для электростанции [Текст] / М. А. Тарасенко, А. И. Тарасенко // Авиационно-космическая техника и технология. — 2013. — № 8 (105). — С. 73–77.
4. Тарасенко, А. И. Широкодиапазонная динамическая модель ГТД [Текст] / А. И. Тарасенко, А. А. Тарасенко // Авиационно-космическая техника и технология. — 2012. — № 9 (96). — С. 243–247.
5. Тарасенко, А. А. Применение обобщенных зависимостей для построения характеристик компрессоров с помощью ЭВМ [Текст] / А. А. Тарасенко // Авиационно-космическая техника и технология. — 2009. — № 7 (64). — С. 74–77.
6. Тарасенко, А. А. Применение обобщенных зависимостей для построения характеристик турбин с помощью ЭВМ [Текст] / А. А. Тарасенко // Авиационно-космическая техника и технология. — 2010. — № 7 (74). — С. 164–167.

Поступила в редакцию 10.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М. Р. Ткач, Национальный университет кораблестроения, Николаев.

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ ЧАСТКОВИХ РЕЖИМІВ ОДНОВАЛЬНОГО ТА МНОГОВАЛЬНИХ ГТД ПРИ ЗМІНІ ТЕМПЕРАТУРИ НАВКОЛИШНЬОГО ПОВІТРЯ

М. О. Тарасенко, О. І. Тарасенко

Розглянуто газотурбінний двигун (ГТД) з вільною силовою турбіною (з окремим газогенератором) для електростанції. Розглядається робота ГТД на часткових режимах при постійній температурі зовнішнього повітря. Запропоновано нову широкодіапазонну методику розрахунку параметрів часткових режимів. Наведено результати розрахунків для ГТД на базі одновальної і двох вальної схем для різних температур та потужностей. Наведено залежності параметрів двигуна від режиму (відносної потужності) для різних температур зовнішнього повітря. Наведено порівняльні розрахунки для одновальної та багатовальної схем.

Ключові слова: ГТД, газогенератор, компресор, турбіна, потужність, ККД, витрата, температура.

COMPARATIVE ANALYSIS OF PARTIAL MODES FOR SINGLE-SHAFT AND MULTI-SHAFT TURBINE ENGINE WITH CHANGING AMBIENT TEMPERATURE

M. A. Tarasenko, A. I. Tarasenko

We review a gas turbine engine (GTE) with a free power turbine (with separate gas generator) for power plant. Reviewed the work of the GTE on the partial modes at a constant temperature of outside air. Proposed a new wide-range method of calculating the partial regimes parameters. The results of calculation for the gas turbine engines on the basis of a single-shaft and a two-shaft schemes of the gas generator for different temperatures and power. Shown mode dependence for engine parameters (relative power) for different ambient temperatures. Comparative calculations for a single shaft and a multi-shaft schemes are done.

Key words: GTE gas generator, compressor, turbine, power, efficiency, flow, temperature.

Тарасенко Марія Александровна – інженер, ст. лаборант кафедри механіки і конструювання машин, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: tai777@ukrpost.net.

Тарасенко Александр Иванович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри механіки і конструювання машин, Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: tai777@ukrpost.net.

УДК 004.942

В. Ф. МИРГОРОД, В. В. ДАНИЛОВ*АО «Элемент», Одесса, Украина***ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ
ПРОСТРАНСТВА СОСТОЯНИЙ В ФОРМЕ ГАММЕРШТЕЙНА**

Предложен подход к решению проблемы создания и реализации класса новых математических моделей процессов управляемого изменения состояния силовых и энергетических установок для получения оценок выходных переменных, недоступных для непосредственного измерения, с помощью разработанных методов эквивалентных и аппроксимационных преобразований моделей в виде нелинейных дифференциальных уравнений пространства состояний к математической модели в форме Гаммерштейна с линейной частью в виде многомерной следящей системы, что позволило учесть априорную информацию о нелинейных статических характеристиках и динамику отклонений от них и за счет этого уменьшить ошибки моделирования и вычислительную сложность реализации математических моделей.

Ключевые слова: математическая модель, процессы управляемого изменения состояния, оценка состояния, форма Гаммерштейна.

Введение

Состояние силовых и энергетических установок (СиЭУ) определяется по их выходным переменным, наиболее важные из которых (располагаемая мощность, тяга, запас газодинамической устойчивости и др.) недоступны для непосредственного измерения в эксплуатационных условиях. Оценки таких переменных могут быть получены только методами математического моделирования, для реализации которых в современных технических средствах управления, контроля и диагностирования состояния необходимы соответствующие математические модели (ММ).

Требования к таким моделям обусловлены также необходимостью их реализации непосредственно в составе бортовых и наземных технических средств, а именно:

- ошибки моделирования должны быть сопоставимы с ошибками измерительных каналов (ИК) для непосредственно измеряемых переменных (параметров);

- временной такт выдачи данных (время моделирования) не должен превышать временной такт указанных цифровых ИК.

Таким образом, указанные ММ должны давать возможность получения оценок переменных, недоступных для непосредственного измерения, с допустимыми ошибками и в масштабе времени, близкому к реальному.

1. Формулирование проблемы

Известные термогазодинамические [1 - 4] и феноменологические [4 - 6] математические модели не разрешают существующее противоречие между необходимой и достижимой (на их основе) точностью воспроизведения недоступных для непосредственного измерения выходных переменных, что обеспечивает реализацию исследования процессов изменения состояния, перспективных методов управления, контроля и диагностирования технического состояния объектов, а также противоречие между вычислительной сложностью ММ и возможностями их реализации в бортовых и наземных средствах.

Целью работы является компьютерная реализация математических моделей процессов управляемого изменения состояния силовых и энергетических установок, предназначенных для использования непосредственно в составе бортовых и наземных средств реального времени для управления, контроля состояния и диагностирования, которые обеспечивают получение оценок переменных, недоступных для непосредственного измерения.

2. Решение проблемы

Полагается, что все переменные в ММ приведены к САУ, а уравнения статики решены в явном виде в функции от режимной переменной

$$\bar{\chi}_{st} = \bar{\chi}_{st}(s) = \bar{\Phi}(s), \bar{y}_{st} = \bar{y}_{st}(s).$$

Тогда уравнения СиЭУ в параметризованном виде могут быть представлены следующим образом

$$d\bar{x}/dt = \bar{f}_1(\bar{x}, \bar{u}(s), s), \bar{y} = \bar{f}_2(\bar{x}, \bar{u}(s), s),$$

где $\bar{x}$ – вектор состояния;

$\bar{u}$ – вектор смены состояния;

$\bar{y}$ – вектор наблюдения;

$\bar{f}_1$ и $\bar{f}_2$ – вещественные векторные функции.

В [7 - 9] предложены ММ процессов управляемого изменения состояния СиЭУ, основными отличиями которых является непосредственная привязка к СХ и структурная организация в виде следящих систем. Такие ММ описываются следующими ДУ в пространстве состояний.

ММСС 1:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\bar{x}}{dt} &= J_{1 \times k} \left[\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k) - \frac{d\bar{x}_{st}(s)}{ds} \right]_{s_k} \cdot (s - s_k) \\ \bar{y} &= \bar{y}_{st}(s_k) + J_{2 \times k} \left[\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k) - \frac{d\bar{x}_{st}(s)}{ds} \right]_{s_k} \cdot (s - s_k) \end{aligned} \right\}.$$

ММСС 2:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\bar{x}}{dt} &= J_{1 \times k} [\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k)] \\ \bar{y} &= \bar{y}_{st}(s_k) + J_{2 \times k} [\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k)] \end{aligned} \right\}.$$

Для удобства дальнейших преобразований введем следующие обозначения

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\bar{f}_1}{d\bar{x}} \Big|_{\bar{x}=\bar{x}_k} &= J_{1 \times k} = A_k, \frac{d\bar{f}_2}{d\bar{x}} \Big|_{\bar{x}=\bar{x}_k} = \\ &= J_{2 \times k} = C_k, \frac{d\bar{x}_{st}}{ds} \Big|_{s=s_k} = \bar{b}_k. \end{aligned} \right\}$$

При рассмотрении конкретного k-го участка аппроксимации соответствующий индекс у матриц и векторов будем опускать.

Тогда уравнения предлагаемых ММ имеют следующий вид.

ММСС 1:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\bar{x}}{dt} &= A_k [\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k) - \bar{b}_k(s - s_k)] \\ \bar{y} &= \bar{y}_{st}(s_k) + C_k [\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k) - \bar{b}_k(s - s_k)] \end{aligned} \right\}. \quad (1)$$

ММСС 2:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\bar{x}}{dt} &= A_k [\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k)] \\ \bar{y} &= \bar{y}_{st}(s_k) + J_{2 \times k} [\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k)] \end{aligned} \right\}. \quad (2)$$

Для последующего определения свойств (1) и (2) установим справедливость следующих лемм.

Лемма 1

Если система является линейной и стационарной, A – сопровождающая матрица характеристического полинома, то справедливо следующее соотношение

$$\begin{aligned} \int_{t_k}^t e^{A(t-\tau)} A \bar{u}(\tau) d\tau = \\ = \bar{u}(t) + e^{A(t-t_k)} \bar{u}(t_k) + \int_{t_k}^t e^{A(t-\tau)} d\bar{u}(\tau). \end{aligned} \quad (3)$$

Справедливость (3) следует из формулы интегрирования по частям и свойств переходной матрицы.

Лемма 2

Для любой матрицы A и ее резольвенты $(pE - A)^{-1}$, справедливо следующее соотношение

$$(pE - A)^{-1} A + E = pE (pE - A)^{-1}. \quad (4)$$

Справедливость (4) следует из представления $(pE - A)^{-1} = [\text{adj}(pE - A)] / \det(pE - A)$ и свойств присоединенной матрицы.

Лемма 3

Если квадратная матрица A является неособой и $\text{rank} A = n$, то

$$\text{rank} [AA^2 \dots A^n] = n. \quad (5)$$

Справедливость леммы следует из теоремы Кэли-Гамильтона и свойства ранга произведения матриц. Представим ММ (1) в виде:

$$\begin{aligned} \frac{d\bar{x}}{dt} &= A [\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k)] - A \bar{b} \Delta s, \\ \Delta \bar{y} &= \bar{y} - \bar{y}_{st}(s_k) = C [\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k)] - C \bar{b} \Delta s. \end{aligned} \quad (6)$$

Тогда решение (6) может быть записано следующим образом

$$\begin{aligned} \Delta \bar{x}(t) &= \bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k) = \\ &= e^{A(t-t_k)} \Delta \bar{x}(t_k) - \int_{t_k}^t e^{A(t-\tau)} A \bar{b} \Delta s(\tau) d\tau. \end{aligned}$$

Опираясь на Лемму 1, получим

$$\Delta \bar{x}(t) = e^{A(t-t_k)} \Delta \bar{x}(t_k) + \bar{b}(s - s_k) - \int_{t_k}^t e^{A(t-\tau)} \bar{b} ds. \quad (7)$$

Отсюда вид решения определяется соотношением

$$\bar{x}(t) = \bar{x}_{st}(t_k) + \bar{b}(s - s_k) + e^{A(t-t_k)} \left[\bar{x}(t_k) - \bar{x}_{st}(t_k) \right] - \int_{t_k}^t e^{A(t-\tau)} \bar{b} s'(\tau) d\tau. \quad (8)$$

Примечательной особенностью решения (8) является касательное приближение статики

$$\bar{x}(t) = \bar{x}_{st}(t_k) + \bar{b}(s - s_k).$$

Третье слагаемое в (2) является переходной компонентой, а четвертое – вектором сноса, записанным в известной форме интеграла Дюамеля.

Подставляя (2) во второе уравнение (6) и производя сокращение, получим решение относительно выхода

$$\Delta \bar{y}(t) = C e^{A(t-t_k)} \left[\bar{x}(t_k) - \bar{x}_{st}(t_k) \right] - C \int_{t_k}^t e^{A(t-\tau)} \bar{b} s'(\tau) d\tau. \quad (9)$$

Для получения передаточных функций запишем (6) в следующем виде

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\bar{x}}{dt} &= A\bar{x} - A \left[\bar{x}_{st}(s_k) + \bar{b}\Delta s \right] \\ \bar{y} &= \bar{y}_{st}(s_k) + C\bar{x} - C \left[\bar{x}_{st}(s_k) + \bar{b}\Delta s \right] \end{aligned} \right\}. \quad (10)$$

Применяя к левой и правой частям (10) преобразование Лапласа, получим для изображений

$$\begin{aligned} X(p) &= -(pE - A)^{-1} A L \{ \bar{x}_{st}(s_k) + \bar{b}\Delta s \} + \\ &+ (pE - A)^{-1} \bar{x}(t_k). \end{aligned} \quad (11)$$

Используя Лемму 2 в форме

$$(pE - A)^{-1} A = pE(pE - A)^{-1} - E$$

преобразуем (11) к виду

$$\begin{aligned} X(p) &= -(pE - A)^{-1} \bar{x}(t_k) + L \{ \bar{x}_{st}(s_k) + \bar{b}\Delta s \} - \\ &- pE(pE - A)^{-1} L \{ \bar{x}_{st}(t_k) \} - pE(pE - A)^{-1} \bar{b} L \{ \Delta s \}. \end{aligned}$$

Поскольку в данной модели $\bar{x}_{st}(t_k) = \text{const}$, то $L \{ \bar{x}_{st}(t_k) \} = \bar{x}_{st}(t_k) / p$.

С учетом последнего представления, решение в изображениях имеет вид

$$\begin{aligned} X(p) &= (pE - A)^{-1} \left[\bar{x}(t_k) - \bar{x}_{st}(t_k) \right] + \\ &+ L \{ \bar{x}_{st}(s_k) + \bar{b}\Delta s \} - (pE - A)^{-1} \bar{b} p L \{ \Delta s \}, \end{aligned} \quad (12)$$

которое полностью согласуется с решением для оригиналов в виде (8).

Представляя (12) в виде соотношений для изображений выходных координат

$$L \{ \Delta \bar{y} \} + C X(p) - C L \{ \bar{x}_{st}(s_k) + \bar{b}\Delta s \}$$

и выполняя необходимые сокращения, получим

$$\begin{aligned} L \{ \Delta \bar{y} \} &= C(pE - A)^{-1} \left[\bar{x}(t_k) - \bar{x}_{st}(t_k) \right] - \\ &- C(pE - A)^{-1} \bar{b} p L \{ \Delta s \}, \end{aligned} \quad (13)$$

что также соответствует решению (9) для оригиналов.

Из (12) и (13) следуют выражения для матричных передаточных функций ММСС:

$$\begin{aligned} W_{xs}(p) &= \bar{b} - pE(pE - A)^{-1} \bar{b} = \\ &= \left[E - pE(pE - A)^{-1} \right] \bar{b} = -(pE - A)^{-1} A \bar{b}, \end{aligned} \quad (14)$$

$$W_{ys}(p) = pC(pE - A)^{-1} \bar{b}. \quad (15)$$

По отношению к кусочно-линейно аппроксимированной функции $\bar{x}_{st}(t) = \bar{x}_{st}(t_k) + \bar{b}\Delta s$ передаточная функция ММСС 1 является единичной.

Полученные решения и эквивалентные операторные формы ММСС 1 позволяют выяснить не только качественный характер ММ, но и являются основой для численной реализации предлагаемой модели.

Для ММ (2) фиксированными на интервалах аппроксимации являются только элементы матриц A и C . Поэтому решение (2) имеет вид

$$\bar{x}(t) = e^{A(t-t_k)} \bar{x}(t_k) - \int_{t_k}^t e^{A(t-\tau)} A \bar{x}_{st}(\tau) d\tau. \quad (16)$$

Используя Лемму 3, (16) можно представить следующим образом

$$\begin{aligned} \bar{x}(t) &= \bar{x}_{st}(t) + e^{A(t-t_k)} \left[\bar{x}(t_k) - \bar{x}_{st}(t_k) \right] - \\ &- \int_{t_k}^t e^{A(t-\tau)} \bar{x}_{st}(\tau) d\tau. \end{aligned} \quad (17)$$

В данной ММ входом является вектор, соответствующий положению изображающей точки на CX , а решение в явном виде имеет компоненту, отражающую изменение положения этой точки. Второе слагаемое в (17) – переходная компонента, а третья – вектор сноса, также как и в ММСС 1 запи-

сываемый в форме интеграла Дюамеля. Поэтому (17) допускает следующее приближенное представление

$$\begin{aligned} \bar{x}(t) \approx \bar{x}_{st}(t) + e^{A(t-t_k)} [\bar{x}(t_k) - \bar{x}_{st}(t_k)] - \\ - \int_{t_k}^t e^{A(t-\tau)} \bar{b}(s) ds = \bar{x}_{st}(t) + \\ + e^{A(t-t_k)} [\bar{x}(t_k) - \bar{x}_{st}(t_k)] - \\ - \int_{t_k}^t e^{A(t-\tau)} \bar{b}(s) s'(\tau) d\tau. \end{aligned} \quad (18)$$

Таким образом, если СХ аппроксимируются касательными, решение (18) совпадает с (8), что отражает более общий характер ММСС 2. Для выходных координат, соответственно, получаем

$$\begin{aligned} \Delta \bar{y}(t) = C e^{A(t-t_k)} [\bar{x}(t_k) - \bar{x}_{st}(t_k)] - \\ - C \int_{t_k}^t e^{A(t-\tau)} x'_{st}(\tau) d\tau. \end{aligned} \quad (19)$$

Передаточные функции ММСС 2 образуются на основе преобразования Лапласа

$$X(p) = (pE - A)^{-1} \bar{x}(t_k) - (pE - A)^{-1} AL \{ \bar{x}_{st} \}.$$

Используя Лемму 4, получим

$$\begin{aligned} X(p) = (pE - A)^{-1} \bar{x}(t_k) + L \{ \bar{x}_{st} \} - \\ - (pE - A)^{-1} pL \{ \bar{x}_{st} \}. \end{aligned} \quad (20)$$

Если учесть $pL \{ \bar{x}_{st} \} = \frac{d\bar{x}_{st}}{dt} + \bar{x}_{st}(t_k)$, то (20)

полностью соответствует решению (18) в оригиналах. Для выходных координат имеем

$$\begin{aligned} L \{ \Delta \bar{y} \} = CL \{ \bar{x} - \bar{x}_{st} \} = \\ = C(pE - A)^{-1} \bar{x}(t_k) - C(pE - A)^{-1} pL \{ \bar{x}_{st} \}. \end{aligned} \quad (21)$$

Из (20) и (21) следуют передаточные функции ММСС 2:

$$\begin{aligned} W_{x_1 x_{st}}(p) = E - pE(pE - A)^{-1} = \\ = -(pE - A)^{-1} A, \end{aligned} \quad (22)$$

$$W_{x_1 x_{st}}(p) = -pC(pE - A)^{-1}. \quad (23)$$

Матричные передаточные функции позволяют получить в параметризованном виде частотные ха-

рактеристики и оценить полосу пропускания, запасы устойчивости и другие важные свойства СиЭУ по их моделям.

Для компьютерной реализации предлагаемых ММ в бортовых и наземных средствах необходимы соотношения в виде разностных уравнений или рекуррентных соотношений. Применяемый для известных ММ способ предполагает использование метода Эйлера, который имеет известные недостатки, т.к. требует чрезмерно малых шагов временной дискретизации.

Для получения уравнений компьютерной реализации используем соотношение (18), т.к. оно обобщает, как ММСС1, так и известные ММ. Введем временной шаг дискретизации $\Delta t = t_{n+1,k} - t_{n,k}$ в пределах учета аппроксимации СХ, связанный с индексом k . Тогда матрица перехода имеет вид

$$A_{kx} = e^{A_k(t_{n+1,k} - t_{n,k})} = e^{A_k \Delta t}, \quad (24)$$

а вектор смены состояний описывается выражением

$$\bar{b}_{kn} = \int_{t_{k,n}}^{t_{k,n} + \Delta t} e^{A_k(t-\tau)} \bar{b}_k(s) ds.$$

В пределах участка аппроксимации СХ используем одну из предлагаемых кусочно-линейных аппроксимаций вектора $\bar{b}_k(s)$ – по касательной в точке перехода, по касательной в промежуточной точке, либо секущую. В любом случае $\bar{b}_k(s) = \text{const}$. Далее будем полагать, что допустимо считать, что в пределах одного участка режимная переменная изменяется кусочно-линейно. Отсюда вспомогательный вектор перехода допускает представление

$$\bar{b}_{ks} = \int_{t_{k,n}}^{t_{k,n} + \Delta t} e^{A_k(t-\tau)} \bar{b}_k d\tau = \int_0^{\Delta t} e^{A_k(t-\tau)} \bar{b}_k d\tau \quad (25)$$

и является постоянным в пределах участка аппроксимации СХ.

Следуя (24), (25), получаем рекуррентную процедуру вычисления значений координат вектора состояния

$$\begin{aligned} \bar{x}(t_{n+1,k}) = \bar{x}_{st}(t_{n+1,k}) + \\ + A_{k,s} [\bar{x}(t_{n,k}) - \bar{x}_{st}(t_{n,k})] - \bar{b}_{ks} s'_k(t_n), \end{aligned} \quad (26)$$

либо в следующем виде

$$\begin{aligned}\Delta \bar{x}(t_{n+1,k}) &= A_k \Delta \bar{x}(t_{n,k}) - \bar{b}_{ks} s'_k(t_n), \\ \bar{x}(t_{n+1,k}) &= \bar{x}(t_{n,k}) + \Delta \bar{x}(t_{n+1,k}).\end{aligned}\quad (27)$$

Вектор выхода определяется соотношением

$$\bar{y}(t_{n+1,k}) = \bar{y}_{st}(t_{n,k}) + C_k \Delta \bar{x}(t_{n+1,k}). \quad (28)$$

Для ММСС 1 соответствующие рекуррентные процедуры имеют следующий вид при тех же допущениях

$$\begin{aligned}\bar{x}(t_{n+1,k}) &= \bar{x}_{st}(t_k) + \bar{b}_{k,s} [s(t_{n,k}) - s(t_k)] + \\ &+ A_k [\bar{x}(t_{n,k}) - \bar{x}_{st}(t_k)] - \bar{b}_{ks} s'_k(t_n).\end{aligned}\quad (29)$$

Отличие (29) от (26) заключается в кусочном постоянстве значений $\bar{x}_{st}$ на участках аппроксимации.

Компьютерная реализация ММ требует определения двух наборов массивов: двумерного в виде матрицы перехода согласно (24) и одномерного в виде вектора перехода согласно (25) для заданных СХ, причем такие массивы могут быть сформированы заблаговременно для каждого из участков аппроксимации (т.е. не требуют вычислений в реальном времени). Важная особенность численной реализации предлагаемых ММ заключается в необходимости достижения соответствия значения производной режимного параметра конкретному участку аппроксимации. Такое соответствие достигается реализацией следующего алгоритма:

1) по таблично заданным СХ определяются полутрезки участков аппроксимации $[s_k, s_{k+1})$;

2) как только для измеренного значения режимного параметра $s(t_n)$ устанавливается принадлежность конкретному отрезку аппроксимации $s(t_n) \in [s_k, s_{k+1})$, из массивов матриц и векторов перехода извлекаются их конкретные значения, соответствующие данному участку, т.е. формируются $s(t_{n,k}) A_{kx}, \bar{b}_{ks}$;

3) для каждого из интервалов счета определяется оценка $s'_k(t_n)$, например, один из известных численных методов оценки производной непрерывно изменяющейся функции времени;

4) формируются согласно (27), (28), (29) моделируемые значения переменных и осуществляется возврат к п. 2.

Алгоритм компьютерной реализации предлагаемых ММ в наиболее отчетливом виде иллюстрируют их преимущества, а именно: жесткая и физически объяснимая привязка к ходу изображающей

точки на СХ, повышение точности за счет точных методов, определения матрицы перехода, физически объяснимый учет зависимостей от скорости перемещения изображающей точки на СХ. Таким образом, имея в виду целевую установку работы в получении ММ, реализуемых в бортовых технических средствах в масштабе времени, близком к реальному, предлагается следующий алгоритм реализации:

1) наборы матриц A_k, C_k для каждого из участков аппроксимации (при необходимости B_k, D_k) задаются в виде таблиц (массивов) СХ основных переменных;

2) заранее вычисляются для заданного интервала временной дискретизации Δt массивы матриц перехода A_k и вспомогательных векторов перехода $\bar{b}_k$;

3) вычисляются по полиномиальной модели данные в реальном времени о значениях $\bar{x}_{st}$ и $\bar{y}_{st}$ в зависимости от имеющихся данных значений режимной переменной – статическая модель;

4) вычисляются в реальном времени данные о значениях скорости изменения режимной переменной;

5) формируются в реальном времени моделируемые значения переменных в динамике согласно (19), (21), (25).

Заключение

Основные результаты работы заключаются в том, что предлагается и обосновывается подход к решению проблемы получения и вычислительной реализации новых математических моделей управляемого изменения состояния силовых и энергетических установок на основе эквивалентных преобразований моделей, представленных в общем виде нелинейных дифференциальных уравнений к математической модели в форме Гаммерштейна, в которой нелинейный оператор воспроизводит статические характеристики объекта, а линейная часть организована в виде астатической многомерной следящей системы, что обеспечивает уменьшение ошибок моделирования, а также сокращение вычислительных ресурсов, необходимых для компьютерной реализации.

Литература

1. Арьков, В. Ю. Идентификация динамических моделей САУ ГТД и их элементов статистическими методами [Текст] : дис. ... д-ра техн. наук : 05.13.01 / Арьков В. Ю. – Уфа, 2002. – 372 с.
2. Гольберг, Ф. Д. Математические модели газотурбинных двигателей как объектов управления [Текст] / Ф. Д. Гольберг, А. В. Батенин. – М. :

Наука, 1999. – 80 с.

3. Добрянский, Г. В. Динамика авиационных ГТД [Текст] / Г. В. Добрянский, Т. С. Мартынова. – М. : Машиностроение, 1989. – 240 с.

4. Гуревич, О. С. Состояние и перспективы развития систем автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями [Текст] / О. С. Гуревич // ЦИАМ 2001–2005. Основные результаты научно-технической деятельности. – М. : ЦИАМ, 2005. – С. 267–270.

5. Епифанов, С. В. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей [Текст] / С. В. Епифанов, Б. И. Кузнецов, И. И. Богаенко. – К. : Техника, 1998. – 312 с.

6. Тунаков, А. П. Классификация математических моделей ГТД I [Текст] / А. П. Тунаков // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1986. – № 4. – С. 99–101.

7. Миргород, В. Ф. Эквивалентные формы ли-

нейных математических моделей процессов управления объектами энергетики [Текст] / В. Ф. Миргород, И. М. Гвоздева // Электромашинобудовання та електрообладнання : зб. наук. праць. – К. : Техніка, 2010. – Вип. 76. – С. 180–186.

8. Миргород, В. Ф. Аппроксимационные формы математических моделей процессов управления нелинейными объектами [Текст] / В. Ф. Миргород, И. М. Гвоздева // Системні технології: регіональний міжвуз. зб. наук. праць. – Дніпропетровськ, 2011. – Вип. 2 (73). – С. 122–129.

9. Миргород, В. Ф. Новые формы математических моделей изменения состояния нелинейных динамических объектов [Текст] / В. Ф. Миргород, И. М. Гвоздева, А. Ю. Кузьменко // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2011. – № 7 (84). – С. 208–211.

Поступила в редакцию 8.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С. Г. Антончук, Одесский национальный политехнический университет, Одесса.

ОБЧИСЛЮВАЛЬНА РЕАЛІЗАЦІЯ МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ ПРОСТОРУ СТАНІВ У ФОРМІ ГАММЕРШТЕЙНА

В. Ф. Миргород, В. В. Данилов

Запропоновано підхід до вирішення проблеми створення і реалізації класу нових математичних моделей процесів керованої зміни стану силових і енергетичних установок для отримання оцінок вихідних змінних, недоступних для безпосереднього виміру, за допомогою розроблених методів еквівалентних і апроксимаційних перетворень моделей у вигляді нелінійних диференціальних рівнянь простору станів до математичній моделі у формі Гаммерштейна з лінійною частиною у вигляді багатовимірної системи, що стежить, що дозволило врахувати апріорну інформацію про нелінійні статичні характеристики і динаміку відхилення від них і за рахунок цього зменшити помилку моделювання та обчислювальну складність реалізації математичних моделей.

Ключові слова: математична модель, процеси керованої зміни стану, оцінка стану, форма Гаммерштейна.

CALCULABLE REALIZATION OF MATHEMATICAL MODELS OF STATE SPACE IN FORM HAMMERSHTEIN

V. F. Mirgorod, V. V. Danilov

Offered approach to the solution of problem of creation and realization of class of new mathematical models for processes of the change of the power and power options state for derivation of outgoing variables estimations which are inaccessible for the direct measuring. Approach is realized by the help of the developed methods of equivalent and approximation models transformations in the form of nonlinear differential equalizations of state space to the mathematical model in form Hammershtein with linear part in the form of tracker system. It allowed to take into account a priori information about nonlinear static characteristics and dynamics of deviations from them and due to what to decrease modeling errors and calculable complication of realization model mathematical.

Keywords: mathematical model, processes of the controlled change of the state, estimation of the state, form of Hammershtein.

Миргород Владимир Федорович – вед. науч. сотр. АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua.

Данилов Всеволод Владимирович – вед. инженер-программист АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua.

УДК 519.6:621.458.3 (045)

В. В. ПАНІН¹, С. В. ЄНЧЕВ², С. О. ТАКУ²¹ Київська державна академія водного транспорту ім. П. Конашевича-Сагайдачного² Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ФОРМУВАННЯ НЕЙРОМЕРЕЖЕВОЇ МОДЕЛІ ГІДРОМЕХАНІЧНОЇ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ АВІАЦІЙНИМИ ДВИГУНАМИ

Розвиток теорії управління характеризується все більшою увагою до питань побудови моделі об'єкта управління за даними «вхід-вихід», отриманими в умовах функціонування об'єкта. Це пояснюється тим, що для складних об'єктів апріорна інформація про закономірності їх функціонування завжди є неповною і створення системи управління пов'язано з низкою теоретичних і практичних труднощів. Тому необхідно попереднє вивчення об'єкта, отримання його математичного опису за даними «вхід-вихід», яке і становить зміст теорії ідентифікації, спрямованої на розробку методів і засобів отримання моделі об'єкта управління.

Ключові слова: гідромеханічна система, автоматичне керування, газотурбінний двигун, нейронна мережа, нейромережевий регулятор.

Вступ

В даний час сучасний авіаційний газотурбінний двигун (ГТД) і системи керування ним представляють собою складну динамічну систему. Коректність і безпека функціонування такого об'єкта вимагають постійного і безперервного аналізу його параметрів. Класифікація і розпізнавання класу станів динамічного об'єкта необхідні для узгодження стратегії оптимального управління зі станом об'єкта. Ефективність контролю стану авіаційного двигуна істотно залежить від імовірності правильного розпізнавання технічного стану двигуна та його елементів, яка безпосередньо впливає на якість систем управління ГТД, що в кінцевому підсумку визначає економічність і безпеку польотів.

1. Постановка проблеми

На сьогодні активно використовується підхід до ідентифікації складних динамічних об'єктів, що базується на використанні нейромережевих моделей (НМ-моделей) [1-4]. Такі властивості нейронної мережі, як нелінійність, можливість апроксимації довільних функцій з будь-яким ступенем точності, здібність до навчання і самонавчання, паралельна організація, можливість апаратної реалізації, у тому числі й на основі спеціалізованих нейропроцесорів, дозволяють використовувати їх для побудови НМ-моделей газотурбінних двигунів (ГТД) [5-7].

Загальна ідея алгоритму ідентифікації ГТД та його елементів на основі нейронних мереж базується на представленні моделі ГТД у вигляді «чорного

ящика» за допомогою НМ із заданою структурою і з великим числом коефіцієнтів, що настраюються (вагів синаптичних зв'язків).

На рис. 1 приведено узагальнену структурну схему процесу настройки параметрів (процедури навчання) НМ - моделі ГТД, де $X = (x_1, x_2, \dots, x_m)^T$ - вектор вхідних дій, $Y = (y_1, y_2, \dots, y_n)^T$ - вектор вихідних параметрів ГТД, $Y^{HM} = (y_1^{HM}, y_2^{HM}, \dots, y_n^{HM})^T$ - вектор виходів НМ. Перетворення вхідного вектора ГТД у вихідний описується оператором

$$Y = F^{ГТД}(X).$$

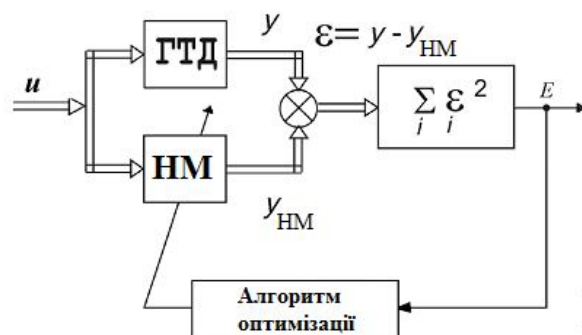


Рис. 1. Схема рішення задачі ідентифікації

Завдання ідентифікації ГТД за допомогою НМ може бути сформульоване таким чином. На основі безлічі векторів X і Y , отриманих експериментальним шляхом для реального ГТД, необхідно вказати оператора F^{HM} , в класі нейромережевої архітекту-

ри, який найкращим чином представляв би (апроксимував) оператора $F^{ГТД}$.

Апроксимація оператора $F^{ГТД}$ оператором $F^{НМ}$ може вважатися якнайкращою, якщо деякий функціонал від різниці $(Y - Y^{НМ})$ прагне до мінімуму. Процес навчання мережі зводиться до мінімізації даного функціоналу: $E = \|Y^{ГТД} - Y^{НМ}\| \rightarrow \min$.

2. Методика ідентифікації ГТД та його елементів на основі нейронних мереж

Ідентифікація ГТД за допомогою нейронних мереж (НМ) полягає в побудові оптимальної нейромережевої моделі по результатам спостережень над вхідними та вихідними змінними ГТД [1].

Схема рішення задачі ідентифікації приймає наступний вигляд (рис. 1). Порівнюються вектор виходів об'єкту y і вектор виходів НМ $y_{НМ}$ при одному і тому ж векторі вхідних впливів u . Процедура навчання НМ полягає в зміні ваги її зв'язків таким чином, щоб зменшити суму квадратів нев'язок до прийнятної (досить малої) величини:

$$E = \sum_{ij} \epsilon_i^2 < E_{\text{доп.}},$$

де $E_i = y_i - y_{НМ}$ нев'язка на i -му кроці; $E_{\text{доп.}}$ – допустима величина помилки навчання.

У загальному випадку, реалізація алгоритму ідентифікації ГТД та її елементів з допомогою нейромережевих структур складається з наступних етапів:

1. Постановка завдання ідентифікації.

На даному етапі визначаються ідентифіковані параметри ГТД (змінні «вхід-вихід»), вид моделі (динамічна або статична), точність НМ-моделі, вибір частоти дискретизації, спосіб реалізації (апаратний, програмний).

2. Планування (проведення) експерименту.

Основне завдання даного етапу – отримання безлічі даних про функціонування ГТД, необхідних для подальшої параметричної оптимізації обраної НМ-моделі. Достовірність та інформативність вхідних і вихідних даних визначає якість моделі.

3. Попередня обробка даних.

Попередня підготовка даних є ефективним засобом отримання адекватної моделі ГТД [5]. Існує кілька різних способів попередньої обробки експериментальних даних з метою отримання найбільш значимої інформації. До них відносяться фільтрація, видалення надлишкових даних і викидів сигналів. Це в кінцевому підсумку, забезпечує складання

навчальної та тестової вибірки НМ-моделі.

Перші три етапи характерні для всіх способів ідентифікації і добре описані, тому в роботі не розглядалися.

До попередньої обробки даних також необхідно віднести масштабування. Це пояснюється тим, що:

завичай сигнали мають різну розмірність і сигнали з максимальною амплітудою стають домінуючими при побудові нейромережевої моделі;

масштабування позитивно позначається на обчислювальній здібності алгоритмів навчання НМ. Практика показує, що при використанні масштабованих даних виходять більш точні НМ-моделі.

4. Вибір структури моделі.

Залежно від наявності або відсутності фактора динаміки, вимоги до моделі ГТД пропонують використання двох підходів до вибору типу НМ. Статична НМ-модель ГТД будується на основі багатошарової нейронної мережі без зворотних зв'язків; динамічна НМ-модель ГТД на основі рекурентної багатошарової нейронної мережі. Використання багатошарових персептронів в якості базису побудови НМ-моделі передбачає необхідність вирішення проблеми вибору внутрішньої структури НМ [10].

5. Оптимізація параметрів НМ-моделі.

Для реалізації процедури навчання НМ-моделей ГТД рекомендується використовувати комбінацію алгоритмів швидкого та зворотного поширення. При цьому коли навчання НМ починається за допомогою алгоритму Quick Propagation і закінчується із застосуванням алгоритму Back Propagation. Цим досягається необхідна точність процесу навчання, швидка збіжність до точки мінімуму цільової функції, до того ж, алгоритми прості в застосуванні. Так як функція мінімуму має в загальному випадку безліч локальних мінімумів, рекомендується повторювати процес навчання НМ 5-7 разів, змінюючи початкові значення вагових коефіцієнтів.

6. Прийняття рішення про адекватність моделі.

Підтвердження моделі великою мірою залежить від особливостей поставленої задачі та її передбачуваного практичного застосування. У загальному випадку бажано, щоб працездатність моделі підтверджувалася оцінкою середньої похибки навчання $\epsilon_{\text{зад}}$ як на контрольному так і на тестовому множині.

7. Реалізація НМ-моделі ГТД.

3. Побудова нейромережевої моделі

Для побудови НМ-моделі гідромеханічної системи автоматичного керування (ГМСАК) ГТД необхідно виконати її декомпозицію або за структурни-

ми, або функціональними ознаками. Основні функції, які виконують сучасні ГМСАК:

1. Регулювання подачі палива в основну камеру згоряння.
2. Регулювання подачі палива у форсажну камеру згоряння.
3. Управління механізацією авіадвигуна:
 - управління вхідними напрямними апаратами, напрямними апаратами компресора;
 - управління клапанами перепуску повітря;
 - управління напрямними апаратами турбіни;
 - регулювання площі горловини сопла;
 - регулювання площі перерізу сопла;
 - зміна вектора тяги;
 - реверс.

Структурна схема САК з гідромеханічним регулятором для турбореактивного двоконтурного двигуна з форсажною камерою (ТРДДФ), з елек-

тронним регулятором з повною відповідальністю FADEC, наведено на рис. 2.

Побудову нейромережевої моделі можна здійснювати для кожного структурного елементу ГМСАК або для каналу управління. Розглянемо канал регулювання подачі палива в основну камеру згоряння, вхідними величинами є: $\alpha_{ВКД}$ - кут встановлення ВКД (режим роботи); V - швидкість польоту (приладова); H - висота польоту; R - тяга ТРДДФ; φ - положення напрямних апаратів і клапанів перепуску повітря, вихідною – кількість робочого палива $G_{П}$, що подається до основної камери згоряння. Нейромережева модель наведена на рис. 3.

Топологія використовуваної у розрахунках НМ, наведено на рис. 4.

Наступним етапом розробки НМ є ідентифікація вагових коефіцієнтів НМ та їх оптимізація.

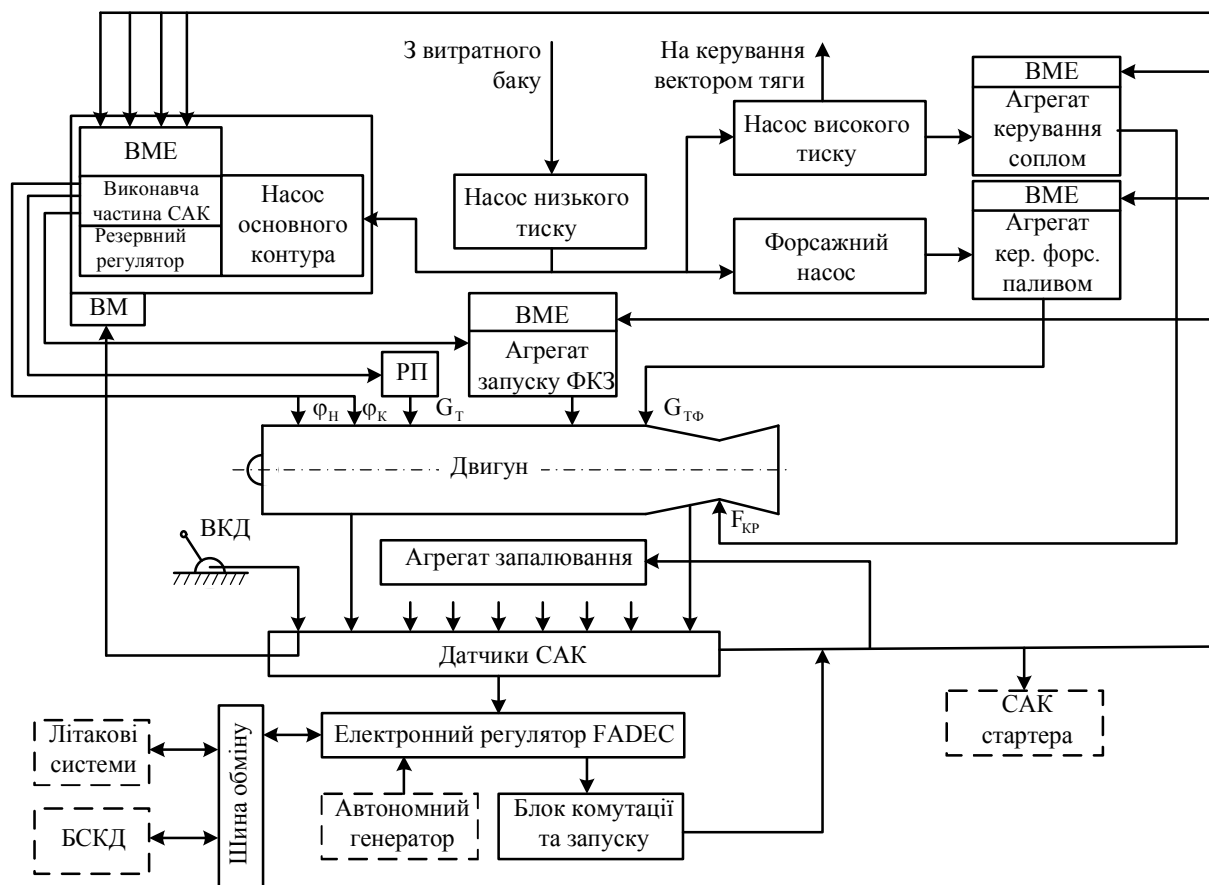


Рис. 2. Базова САК з гідромеханічним регулятором для ТРДДФ: ВКД – важіль керування двигуном; БСКД – бортова система контролю двигуна; ВМ - виконавчий механізм; ВМЕ - виконавчий механізм з електронним керуванням; РП – регулятор палива; ФКЗ – форсажна камера згоряння; φ_H - кут установки вхідних напрямних апаратів; φ_K - кут установки напрямних апаратів компресора; G_T - робоче паливо; G_{TF} - паливо до форсажної камери; F_{KP} - площа критичного перерізу сопла



Рис. 3. Нейромережева модель каналу регулювання основного палива

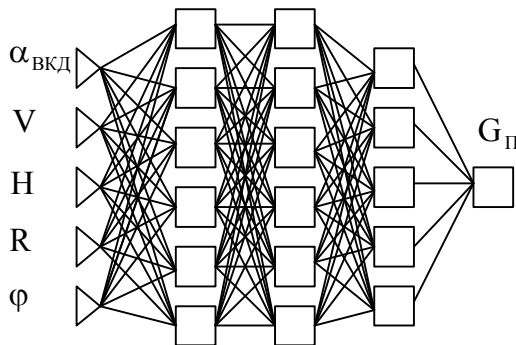


Рис. 4. Топології НМ

4. Алгоритм розв'язання задачі ідентифікації

Ідентифікація станів ГТД теоретично можлива в просторі станів, якщо використовувати змінні стану як параметри класифікації. Однак, доступними для спостереження є компоненти вектора, що включають адитивні випадкові шуми вимірювань. Отже, існує проблема визначення робочого набору ознак для побудови вирішальних правил, інваріантних до випадкових шумів спостережень. Іншою проблемою підвищення якості розпізнавання є підвищення точності визначення меж класів станів авіаційного двигуна. Ця проблема обумовлена тим, що вони істотно залежать від співвідношень між динамічними параметрами ГТД і спектральними характеристиками всіх видів впливу і збурень, які мають випадковий характер і, отже, є умовними.

Для поставлених вище вимог пропонується алгоритм розв'язання задачі класифікації режимів роботи ГТД на основі нейронних мереж.

Постановку задачі можна звести до наступного. Є часовий ряд, утворений наборами даних за результатами вимірювання термогазодинамічних параметрів двигуна $y_1(t), y_2(t), \dots, y_N(t)$ на деякому інтервалі спостереження $t \in (t_1, t_2)$. Потрібно виділити характерні ділянки часового ряду, що відповідають певним класам $S_1, S_2, \dots, S_k$ станів авіаційного двигуна:

$$\bigcup_{\alpha=1}^k S_{\alpha} = S_0,$$

де S_0 - клас можливих режимів (справних станів) ГТД.

Процедура вирішення даної задачі за допомогою нейронної мережі показана на рис. 5. Тут $F(t)$ – вектор бажаних вихідних реакцій НМ: $F(t) = \{F_1(t), F_2(t), \dots, F_M(t)\}$; $\xi_1, \dots, \xi_M$ - виходи НМ; $E_1(t), \dots, E_M(t)$ - значення вектора похибки на виході НМ. Навчання НМ зводиться до наступного. На входи НМ подаються "відрізки" часового ряду

$$y_1(t), \dots, y_N(t), t \in (t_i, t_{i+1}),$$

що належать завідомо відомим класам (режимам роботи) двигуна $S_{\alpha}, (\alpha=1, 2, \dots, k)$ [2]. Бажаними реакціями НМ в кожному випадку буде значення, рівне одиниці, на одному з виходів нейронної мережі, що відповідає розпізаному режиму. Наприклад, класу сталих режимів ГТД відповідає вихід 1, класу перехідних режимів - вихід номер 2, класу несталих режимів - вихід номер 3.

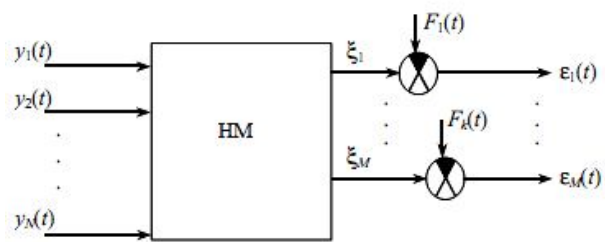


Рис. 5. Схема нейромережевого класифікатора авіаційного двигуна

Похибка навчання НМ визначається таким чином:

$$E = \varepsilon_i^2(t) \rightarrow \min.$$

Мінімуму похибки відповідає навчена мережа, яка вирішує задачу розпізнавання (ідентифікації) режимів роботи ГТД і його елементів.

Висновки

Застосування нейронних мереж дозволяє побудувати ефективний алгоритм ідентифікації ГТД та їх елементів на основі великих масивів експериментальних даних. Вибір структури і параметрів нейромережевої моделі при цьому має проводитися на основі принципу декомпозиції моделі, що призводить до модульної організації НМ та підвищення якості її навчання з урахуванням заданих вимог до точності ідентифікації.

Література

1. Амосов, О. С. Интеллектуальные информационные системы. Нейронные сети и нечеткие системы [Текст] : учеб. пос. / О. С. Амосов. – Комсомольск-на-Амуре : ГОУВПО «КнАГТУ», 2005. – 106 с.
2. Handbook of Intelligent Control: Neural, Fuzzy and Adaptive Approaches [Text] / Ed.: David A. Write. Donald A. Sofge. – N.Y. : Van Nostrand Reinbrol, 1992. – 558 p.
3. Бодянский, Я. В. Искусственные нейронные сети: архитектуры, обучение, применения [Текст] / Я. В. Бодянский. – Харьков : ТЕЛЕТЕХ, 2004. – 369 с.
4. 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.

5. Галушкин, А. И. Теория нейронных сетей. [Текст] : учеб. пособие для вузов / А. И. Галушкин. – М. : ИПРЖР, 2000. – 416 с.

6. Кусимов, С. Т. Управление динамическими системами в условиях неопределенности [Текст] / С. Т. Кусимов, Б. Г. Ильясов, В. И. Васильев. – М. : Наука, 1998. – 452 с.

7. Панін, В. В. Формування структури інтелектуальної системи автоматичного керування авіаційним ГТД [Текст] / В. В. Панін, С. В. Єнчев, С. О. Таку // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2013. – № 7(104). – С. 181-185.

Надійшла до редакції 3.06.2014, розглянута на редколегії 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, професор, декан механіко-енергетичного факультету О. В. Самков, Національний авіаційний університет, Київ.

ФОРМИРОВАНИЕ НЕЙРОСЕТЕВОЙ МОДЕЛИ ГИДРОМЕХАНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

В. В. Панин, С. В. Енчев, С. О. Таку

Развитие теории управления характеризуется все большим вниманием к вопросам построения модели объекта управления по данным «вход-выход», полученным в условиях функционирования объекта. Это объясняется тем, что для сложных объектов априорная информация о закономерностях их функционирования всегда является неполной и создание системы управления связано с рядом теоретических и практических трудностей. Поэтому необходимо предварительное изучение объекта, получение его математического описания по данным «вход—выход», которое и составляет содержание теории идентификации, направленной на разработку методов и средств получения модели объекта управления.

Ключевые слова: гидромеханическая система, автоматическое управление, газотурбинный двигатель, нейронная сеть, нейросетевой регулятор.

FORMING OF NEURON-NETWORK MODEL OF HYDRAULIC-MECHANICAL AUTOMATIC CONTROL AVIATION ENGINES SYSTEM

V. V. Panin, S. V. Enchev, S. O. Taku

The development of management theory is characterized by increasing attention to the issues of constructing a model of control object according to the "input-output" obtained in the operation of the object. This is explained by the fact that for complex objects a priori information about the patterns of their operation is always incomplete, and the creation of the control system associated with a number of theoretical and practical difficulties. Therefore it is necessary a preliminary study of the object, getting his mathematical description of the data "input-output", which is the content of the theory of identification, aimed at developing methods and means of obtaining a model of control object.

Key words: hydraulic-mechanical system, automatic control, gas-turbine engine, neuron network, neuron-network regulator.

Панін Владислав Вадимович – д-р техн. наук, професор, ректор, Київська державна академія водного транспорту ім. гетьмана П. Сагайдачного, Київ, Україна, e-mail: academy@maritime.kiev.ua.

Єнчев Сергій Васильович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри автоматизації та енергоменеджменту, Аерокосмічний інститут Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: esw@ukr.net.

Таку Сергій Олегович – аспірант кафедри автоматизації та енергоменеджменту, Аерокосмічний інститут Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: Taku_777@ukr.net.

УДК 629.735

Е. А. КОНОНЫХИН*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»,
Харьков, Украина*

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ТВаД НА ЭТАПЕ ПРИЕМИСТОСТИ

Исследована эффективность совместного управления расходом топлива и угловым положением направляющих аппаратов компрессора газогенератора на режимах приемистости ТВаД. Проведена оптимизация законов управления РНА с использованием различных алгоритмов, в том числе генетических. Оценка качества работы регуляторов производилась при их взаимодействии с нелинейной поузловой динамической моделью двигателя, содержащей модель исполнительных устройств. Для оценки результатов моделирования и оптимизации создано специальное программное обеспечение, имеющее оконный интерфейс и инструменты для задания условий и визуализации результатов расчетов.

Ключевые слова: генетический алгоритм, нелинейная поузловая динамическая модель двигателя.

Введение

Улучшение характеристик силовых установок (СУ) с ГТД можно достигнуть путем перехода к интегрированному управлению СУ. Например, в работе [1] было предложено улучшить качество управления двигателем на этапе приемистости за счет использования перепусков воздуха из тракта двигателя.

Другое перспективное направление развития САУ ГТД связано с применением в структуре САУ математической модели двигателя высокого уровня – поузловой термогазодинамической модели [2]. Это позволит помимо контуров, содержащих «реальные» регуляторы (с аппаратными датчиками параметров), применять «виртуальные» контуры регулирования параметров (например, запаса устойчивости компрессора ΔK_y и температуры газа перед турбиной T_r , в которых регулируемые параметры рассчитываются с использованием модели).

В данной работе исследовалась задача оптимизации процесса приемистости двигателя при многофакторном управлении двигателем путем подбора оптимальной программы подачи топлива и поворота РНА.

В качестве объекта управления был выбран турбовальный двигатель со свободной турбиной и однокаскадным газогенератором. Программы подачи топлива и поворота РНА подбирались для приемистости двигателя. Поскольку в отличие от сброса двигателя (для которого оптимальным являетсякрытие РНА быстрее базового закона регулирования [3]) для этапа приемистости оптимальная программа управления РНА имеет неявный характер. В

рамках данной работы моделировался этап приемистости, вызванный резким увеличением мощности, отбираемой от свободной турбины. Задачей оптимизации было уменьшение провала частоты вращения свободной турбины (вызванной изменением отбираемой мощности) при минимальном провале коэффициента запаса устойчивости (вызванного приемистостью двигателя).

Программное обеспечение для анализа взаимодействия различных регуляторов с нелинейной поузловой динамической моделью двигателя

Во время синтеза САУ возник ряд технических задач. Например, было необходимо обеспечить задание граничных условий расчета и реализовать алгоритмы оптимизации законов регулирования. Также было необходимо организовать взаимодействие алгоритмов регулятора (создаваемых на языке программирования С) с алгоритмами поузловой динамической модели двигателя и исполнительных устройств (язык программирования Fortran) и алгоритмами поиска оптимальных законов регулирования (язык программирования С#). С этой целью было разработано специальное программное обеспечение, имеющее оконный интерфейс (рис. 1).

Данное программное обеспечение имеет ряд функций для анализа взаимодействия регулятора с объектом управления. Также в нем были реализованы средства для проведения оптимизации методом градиентного спуска, перебора и генетические алгоритмы оптимизации.

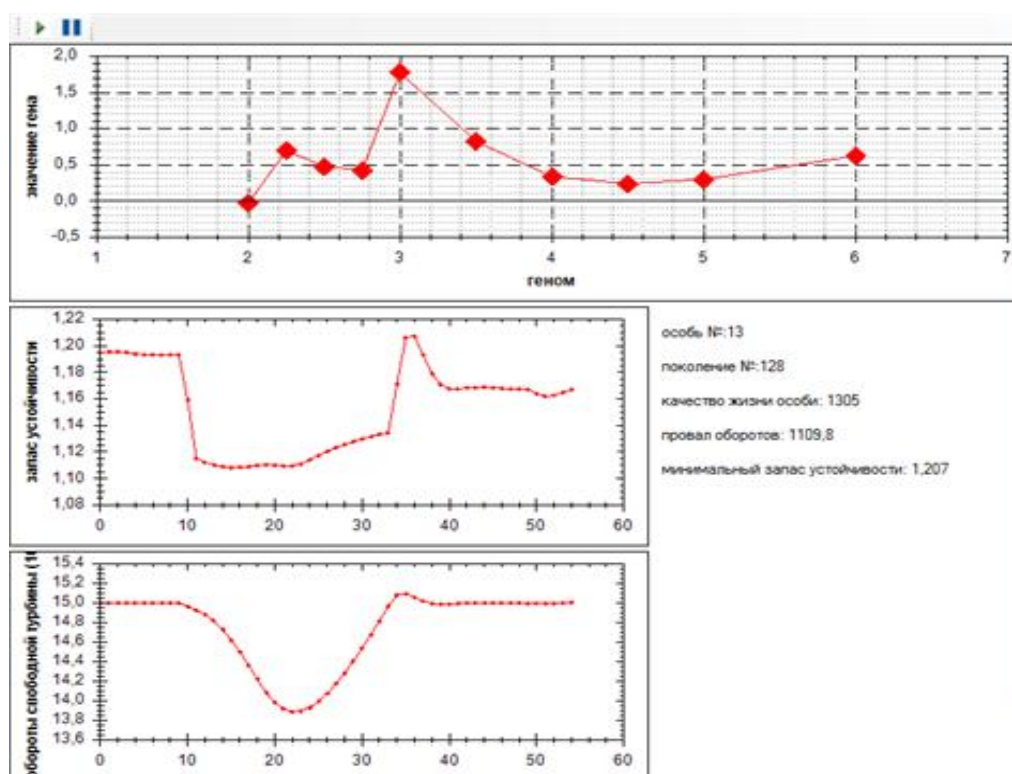


Рис. 1. Центральное окно программы во время работы генетического алгоритма

Типы расчетов

Для сравнения в данной работе представлены результаты моделирования четырех систем. Каждая из систем направлена на поддержание основного закона регулирования $n_{CT} = \text{const}$. Для моделирования использовалась поузловая динамическая модель двигателя, взаимодействующая с моделью исполнительных устройств и электронной САУ. Рассматривалась приёмистость двигателя, вызванная провалом частоты вращения свободной турбины в результате приложения нагрузки.

Система 1. Исходная САУ составленная согласно техническому заданию на данный двигатель. В алгоритмах данной системы управления использовался ПИ регулятор для поддержания основного закона $n_{CT} = \text{const}$ и стандартные ограничители приёмистости: по производной угловой частоты вращения турбокомпрессора и температуре газа за турбиной. Переключение закона регулирования осуществлялось по минимальной пропорциональной компоненте. Угол поворота РНА был задан как функция от приведенной частоты вращения.

Система 2. Ограничитель по производной в контуре управления расходом топлива был заменен на ограничение по коэффициенту запаса устойчивости компрессора, для чего в структуру программы управления была включена быстросчётная модель узлов двигателя [4] (ограничитель по температуре

газа оставлен без изменения). Угол поворота РНА был задан как функция от приведенной частоты вращения.

Как будет показано далее данный контур САУ позволяет достаточно точно поддерживать запас устойчивости компрессора в заданных пределах. Данная система взята за эталонную при сравнении двух следующих систем, так как в этих системах основной ограничитель приёмистости - по коэффициенту запаса устойчивости компрессора.

Система 3. В данной системе, также как и в системе 2, основной ограничитель приёмистости в контуре управления расходом топлива - по коэффициенту запаса устойчивости компрессора (ограничитель по температуре газа оставлен без изменения). Минимальный коэффициент запаса устойчивости был задан в виде фиксированного значения. Для данной системы решалась задача оптимизации по подбору оптимального отклонения РНА на *фиксированный угол* на этапе приёмистости от базовой программы регулирования. Критерием оптимизации являлся минимальный провал угловой частоты вращения свободной турбины, подбор осуществлялся методом перебора.

Система 4. Для данной системы решалась задача определения оптимального закона управления РНА и подачи топлива в произвольной форме. Закон задавался во временной области. Варьируемыми параметрами системы были функции управления

РНА и расхода топлива, заданные во временной области. Для задания каждой из функций использовалось по 10 точек, с различным шагом по времени.

Для оценки качества переходного процесса использовалась целевая функция:

$$a \cdot \Delta K_{y \text{ изм}} + b \cdot \Delta n_{\text{СТ max}},$$

где $\Delta K_{y \text{ изм}}$ - минимальное значение запаса устойчивости, получаемое в переходном процессе, $\Delta n_{\text{СТ max}}$ - величина провала оборотов свободной турбины. В случае выхода температуры газа за допустимые пределы, целевой функции присваивалось большое отрицательное значение. Величина забросов целевой функцией не учитывались, так как они имели относительно небольшие значения.

Для оптимизации использовался генетический алгоритм поиска (реализованный на языке програм-

мирования C#). В процессе оптимизации было задействовано 1000 поколений, каждое из которых содержало 300 экземпляров временных функций управления РНА и расходом топлива. После расчета для всех экземпляров текущего поколения переходных процессов в двигателе (расчёт проводился для временного участка длиной 7с) производился синтез генов следующего поколения с коэффициентом скрещивания 80% и коэффициентом мутации 5 % (рис. 2).

Результаты моделирования

В результате моделирования для вышеперечисленных систем были получены переходные процессы. На рисунках 3 и 4 изображены графики переходных процессов для частоты вращения свободной турбины и коэффициента запаса устойчивости.

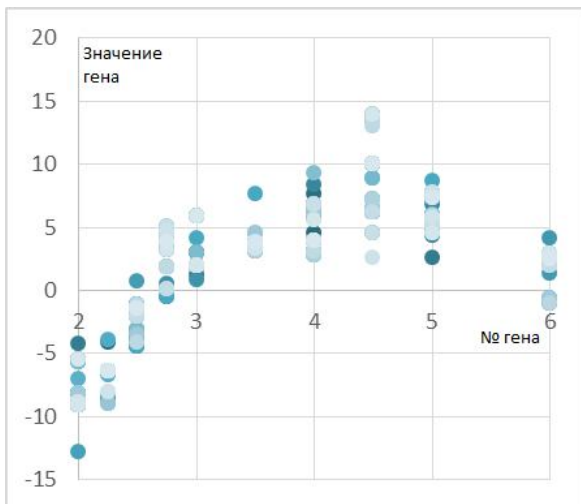


Рис. 2. Временные функции управления РНА для разных экземпляров, полученные в результате расчета генетическим алгоритмом

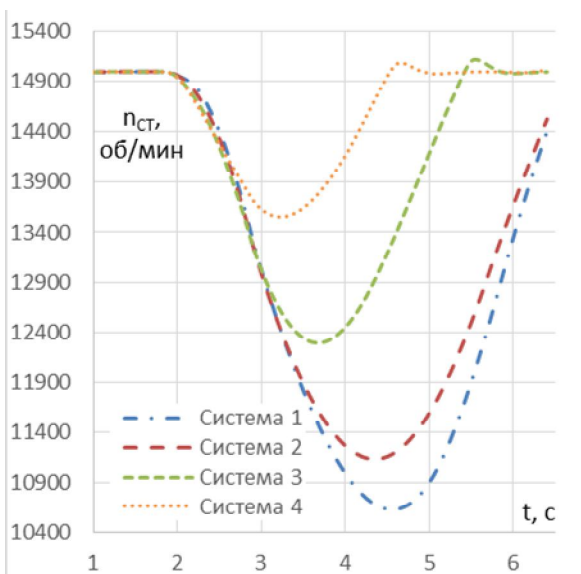


Рис. 3. Значение угловой частоты вращения свободной турбины

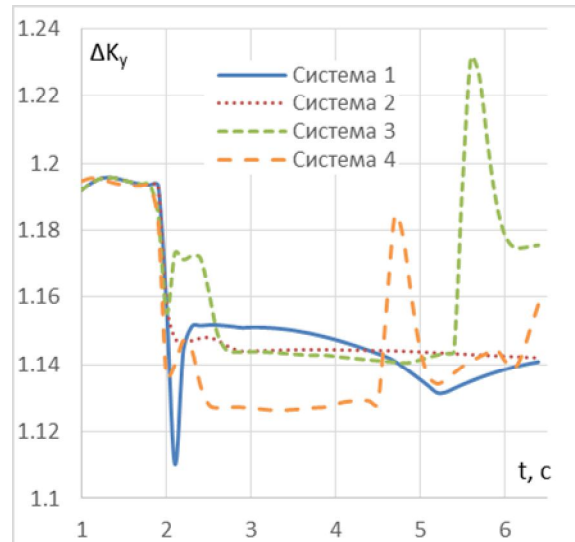


Рис. 4. Значение коэффициента запаса устойчивости

Сравнение результатов моделирования показало, что применение ограничителей по неизмеримым параметрам (коэффициенту запаса устойчивости) улучшает качество управления на этапе приемистости. Данное улучшение обеспечено тем, что траектория движения рабочей точки на характеристике компрессора для системы с ограничителем по ΔK_y проходит равноудаленно от границы помпажа во всех условиях эксплуатации, в отличие от системы с ограничителем по $dn_{\text{ТК}}/dt$.

Положительный эффект оказало запаздывание в открытии РНА на фиксированный угол по отношению к базовой программе регулирования (рис. 3-5). Наиболее эффективной оказалась программа управления РНА прикрывающая РНА в начале процесса приемистости, а затем открывающая РНА в зоне высоких частот вращения турбокомпрессора (рис. 3-5).

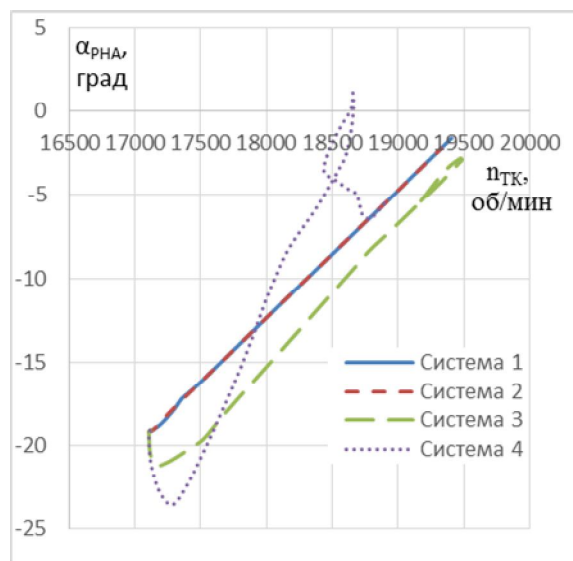


Рис. 5. Зависимость углового положения РНА от приведенной частоты вращения турбокомпрессора

Заключение

В данной работе исследована возможность использования в управлении авиационным ГТД различных законов управления РНА. Выполнен анализ

процесса взаимодействия программ управления с моделью объекта управления. Результаты моделирования показали уменьшение времени приёмистости. Наиболее эффективной оказалась программа управления РНА прикрывающая РНА в начале процесса приёмистости, а затем открывающая РНА в зоне высоких частот вращения турбокомпрессора.

Литература

1. Гуревич, О. С. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета [Текст] / О. С. Гуревич, Ф. Д. Гольберг, О. Д. Селиванов. – М. : Машиностроение, 1994. – 304 с.
2. Гольберг, Ф. Д. Методы управления газотурбинными двигателями по неизмеряемым параметрам с использованием бортовой математической модели двигателя [Текст] / Ф. Д. Гольберг, О. С. Гуревич, А. А. Петухов // Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями. Тр. ЦИАМ №1346 ; под ред. О. С. Гуревича. – М. : Торус пресс, 2010. – С. 90–96.
3. Епифанов, С. В. Синтез и анализ перспективной САУ ГТД [Текст] / С. В. Епифанов, Е. А. Кононыхин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 10 (107). – С. 82 – 86.
4. Дружинин, Л. Н. Аппроксимация характеристик компрессоров аналитическими функциями двух переменных [Текст] / Л. Н. Дружинин, Л. И. Швец. – М. : ЦИАМ, 1977. – 240 с.

Поступила в редакцию 3.04.2014, рассмотрена на редколлегии 17.06.2014

Рецензент: канд. техн. наук, первый заместитель Главного конструктора-директора Е. В. Павлюк, ГП "Харьковское агрегатное конструкторское бюро", Харьков, Украина.

ОПТИМІЗАЦІЯ ПРОГРАМИ КЕРУВАННЯ ТВАД НА ЕТАПІ ПРИЄМИСТОСТІ

Є. О. Кононихін

Досліджено ефективність спільного керування витратою палива і кутовим положенням напрямних апаратів компресора газогенератора на режимах приємистості ТВАД. Проведено оптимізацію законів керування РНА з використанням різних алгоритмів, в тому числі генетичних. Оцінка якості роботи регуляторів проводилася при їх взаємодії з нелінійною повузловою динамічною моделлю двигуна, що містить модель виконавчих пристроїв. Для оцінки результатів моделювання та оптимізації створено спеціальне програмне забезпечення, що має віконний інтерфейс та інструменти для завдання умов і візуалізації результатів розрахунків.

Ключові слова: генетичний алгоритм, нелінійна повузлова динамічна модель двигуна.

OPTIMIZATION OF TURBOSHAFT CONTROL ALGORITHMS FOR ACCELERATIONS

I. O. Kononykhin

The paper addresses the problem of joint control of fuel flow and angular position of guide vanes of TShE compressor during accelerations. Control laws of movable GV were optimized using different technics, including genetic algorithms. The control efficiency was estimated basing the simulation. To simulate engine response, authors used nonlinear dynamic model of the engine that also comprises models of actuators. To assess the simulation results and perform the optimization authors used the selfmade software.

Key words: genetic algorithm, nonlinear dynamic engine model.

Кононыхин Евгений Александрович – аспирант кафедры конструкции авиационных двигателей и энергоустановок факультета авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kjek@ya.ru.

УДК 621.4+681.534

В. В. КОРОБКО¹, О. В. КОРОБКО¹, Г. В. КОНДРАТЕНКО²¹ Національний університет кораблебудування імені адмірала Макарова, Україна² Чорноморський державний університет імені Петра Могили, Україна

СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ТЕРМОАКУСТИЧНОЮ ТЕПЛОВОЮ МАШИНОЮ ТИПУ «ДВИГУН-ТЕПЛОВИЙ НАСОС» НА БАЗІ НЕЧІТКОЇ ЛОГІКИ

В статті здійснено аналіз сучасних методів побудови математичних моделей термоакустичних теплових машин. Розглянуто підхід синтезу спрощеної математичної моделі з використанням експериментальних даних та регресійних методів побудови парних залежностей. На базі отриманої моделі авторами синтезовано ряд нечітких регуляторів, в тому числі з комбінованим принципом керування. На основі імітаційного моделювання здійснено порівняльний аналіз та продемонстровано доцільність застосування нечітких регулюючих пристроїв в системах керування термоакустичними тепловими машинами типу «двигун-тепловий насос».

Ключові слова: теплові машини, термоакустичні процеси, математична модель, нечіткі регулятори.

Вступ

Сучасний стан суспільства та промисловості зумовлює високий рівень споживання енергії, виробництво якої призводить до зменшення запасів непоновлюваних корисних копалин та зростання обсягу глобальних екологічних проблем. На поточний момент досягнуто певного прогресу в створенні ефективних теплових двигунів, але саме ці машини продукують низькотемпературні теплові викиди. В деяких випадках маємо ситуацію, коли традиційні технології енергозбереження є малоефективними або економічно недоцільними. Тому розробка та впровадження інноваційних технологій раціонального використання скидної енергії стає першочерговою задачею. Одним із перспективних напрямків утилізації вторинних енергоресурсів є використання систем на базі термоакустичного ефекту. Термоакустичні апарати дозволяють створювати ефективні технічні рішення, призначені для використання низькотемпературних вторинних та відновлювальних теплових енергоресурсів [1, 2].

Термоакустичні теплові машини (ТАТМ) бувають двох типів – двигуни (ТАД) та теплові насоси (ТАТН) [3, 4]. Конструкція ТАТМ має певні переваги, що до механічних пристроїв: відсутність рухомих частин, висока надійність, відсутність шкідливих робочих речовин та забруднюючих викидів. В ТАД різниця температур генерує потужні пульсації робочого тіла, яких достатньо для приводу електрогенераторів або підтримання роботи ТАТН. Деякі сучасні ТАД здатні працювати від температурної різниці у 60 °С відносно довкілля, а ТАТН забезпечують «температурний ліфт» на рівні 100 – 350 гра-

дусів. Це дозволяє, завдяки поєднанню «ТАД-ТАТН», збільшити обсяг утилізації вторинних енергоресурсів за рахунок вживання низькотемпературних скидних ресурсів для вирішення різноманітних потреб: виробництва механічної або електричної енергії, для задач рефрижерації, кріотехніки тощо.

Робочий процес ТАТМ базується на взаємоперетвореннях акустичної та теплової енергії, крім того ці теплові машини є резонансними системами, що зумовлює їх високу чутливість до властивостей робочого тіла (в'язкості, щільності, теплопровідності), а також до впливів зовнішнього середовища (температури, тиску, тощо). Вважаючи на ці обставини, стає зрозумілою потреба у здійсненні постійного контролю термоакустичних процесів.

1. Постановка задачі

Робочі процеси в елементах термоакустичних ТМ описуються класичною системою рівнянь механіки та термодинаміки [3-6], яка є складною для розв'язання. Ротт в роботі [5], спростивши цю систему, розробив лінійну теорію термоакустики, яка зведена до системи з рівнянь стану та «хвильового термоакустичного рівняння» відносно p_1 у формі

$$\left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{(1 + \epsilon_S)} f_K \right] p_1 + \frac{a^2}{\omega^2} \rho_m \frac{d}{dx} \left[\frac{(1 - f_V)}{\rho_m} \times \frac{dp_1}{dx} \right] + \frac{a^2}{\omega^2} \frac{(f_K - f_V)}{(Pr - 1)(1 + \epsilon_S)} \times \beta \frac{dT_m}{dx} \frac{dp_1}{dx} = 0, \quad (1)$$

де γ – показник адіабати;

a – швидкість звуку;

ρ_m – щільність середовища;

Pr – стала Прандтля;
 ω – кутова швидкість акустичної хвилі;
 ε_s – фактор, що враховує теплофізичні властивості;

β – коефіцієнт теплового розширення;
 T_m – функція розподілу поля температур по вздовж резонатора;

$p_1 = p_0 \cos(kx)$ – розподіл акустичного тиску за довжиною резонатора;

f_v та f_k – параметри, що названі функціями Ротта, залежать від геометрії стеку та теплофізичних якостей газу та матеріалу стеку.

В подальшому Свіфт [4], використовуючи результати Ротта, створив власну модель ТАТМ, взявши до уваги процеси у стеку, бо саме там відбуваються термоакустичні перетворення.

Ним отримано вирази для термоакустичного потоку теплоти в стеку ТАТМ (2) та роботи, яку продукує або споживає ТАТМ (3).

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{TAD} &= \frac{1}{4} \Pi \delta_k \frac{T_m \beta p_s u_s}{(1 + Pr)(1 + \varepsilon_s) \Lambda} \times \\ &\times \left[\Gamma \frac{1 + Pr^{1/2} + Pr(1 + \varepsilon_s)}{1 + Pr^{1/2}} - \left(1 + Pr^{1/2} - \frac{\delta_v}{y_0} \right) \right] - \\ &- \Pi (y_0 k + L k_s) \frac{dT_m}{dx}, \\ \dot{W}_{TAD} &= \frac{1}{4} \Pi \delta_k L_s \frac{(\gamma - 1) \varpi(p_s)^2}{\rho_m C^2 (1 + \varepsilon_s)} \times \\ &\times \left(\frac{\Gamma}{\left(\frac{1 + Pr^{1/2}}{\Lambda} \right)} - 1 \right) - \frac{1}{4} \Pi \delta_v L_s \frac{\omega \rho_m u_s^2}{\Lambda}. \end{aligned} \quad (2) \quad (3)$$

де Π, L – периметр та довжина стеку;

T_m, p_m, ρ_m, c_p – теплофізичні параметри, відповідно – середня температура, тиск, щільність, теплосмність;

$\delta_s = \sqrt{2\lambda_s / \rho_s c_s \omega}$ – товщина термічного граничного шару в матеріалі стеку;

$\delta_k = \sqrt{2\lambda_k / \rho_m c_p \omega}$ – товщина термічного граничного шару в газі, що контактує зі стінкою;

$\delta_v = \sqrt{2\nu / \omega}$ – величина в'язкісного пограничного шару;

$\Lambda = 1 - \delta_v / y_0 + \delta_v^2 / 2y_0^2$ – масштабний фактор;

$\nabla T_{crit} = p_1 \omega / \rho_m c_p u_s$ – критичний температурний градієнт;

$\Gamma = \nabla T_m / T_{crit}$ – нормалізований градієнт температури.

Ця лінійна модель є загально визнаною і дозволяє робити розрахунки ТАТМ. Але вона має певні обмеження, оскільки не враховує вплив зовнішніх умов, температури джерел теплової енергії, особливості взаємодії робочого тіла з теплообмінниками ТАТМ тощо. Зрозуміло, що такий підхід ускладнює створення ефективних промислових термоакустичних систем [7].

Висока залежність ефективності термоакустичних систем від низки неконтрольованих параметрів [2, 3, 8], які практично неможливо врахувати на етапі проектування (точне значення шорсткості складових елементів резонатора, конструктивні недоліки виготовлення теплообмінників та стеку, умови навколишнього середовища, тощо), призводить до необхідності проведення додаткових налаштувань в процесі роботи ТАТМ з метою компенсації збурюючих факторів та стабілізації робочого режиму. Саме тому, розробка систем автоматичного керування ТАТМ в режимі реального часу є важливим напрямком наукових досліджень.

2. Розробка математичної моделі ТАТМ типу «двигун-тепловий насос»

Для спрощення задачі симуляції робочих процесів термоакустичних систем типу «термоакустичний двигун – термоакустичний тепловий насос» авторами з використанням експериментальних даних та регресійних методів побудови парних залежностей [9, 10] синтезована модульна математична модель [11, 12]. Отримана модель складається з передаточних функцій, що характеризують залежності акустичного тиску (4) та об'ємної швидкості (5) від підведеної потужності P_{supl} та температурних флуктуацій стеку (6) від акустичного тиску в резонаторі ТАТН, а також матриці перехідних характеристик між структурними ланками ТАД та ТАТН (7), що базується на лінії моделі Ротта [5] та експериментально отриманій [8] нелінійної залежності (рис. 1) амплітуди акустичного тиску в резонаторі ТАА від робочої частоти (8) $p_m(f_{res})$.

$$W_p(p) = \frac{14,66}{48,72 p + 1}, \quad (4)$$

$$W_U(p) = \frac{5 \cdot 10^{-5}}{41,36 p + 1}, \quad (5)$$

$$W_T(p) = \frac{7,18 \cdot 10^{-4} p + 6,05 \cdot 10^{-6}}{p^2 + 0,12 p + 5,49 \cdot 10^{-4}}, \quad (6)$$

$$W_{TATN}(p) = \begin{bmatrix} 0,9 + 0,002j & 10^3 + 9,1 \cdot 10^4 j \\ -9,7 \cdot 10^{-9} - 2 \cdot 10^{-6} j & 0,9 + 0,002j \end{bmatrix}, \quad (7)$$

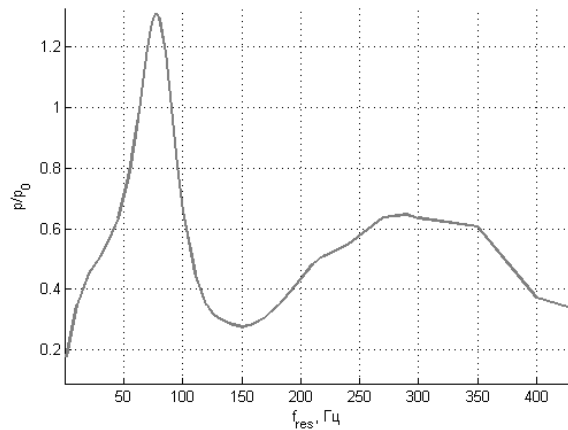


Рис. 1. Нормована залежність амплітуди акустичного тиску від частоти звукової хвилі в резонаторі ТАТН

$$f_{\text{res}} = \frac{a}{\lambda} = \frac{\sqrt{\gamma k T / m}}{nL}, \quad (8)$$

де f_{res} – резонансна частота звукової хвилі;

λ – довжина звукової хвилі;

k – стала Больцмана;

T – абсолютна температура;

m – молекулярна маса газу;

nL – довжина резонатора ТАА, що обчислюється з врахуванням його типу.

Запропонована математична модель дозволяє досліджувати режими роботи ТАТМ, де в якості вхідних величин використовуються підведена до термоакустичної системи потужність P_{supl} та бажана температура $T_{\text{уст}}$ гарячого кінця стеку теплового насосу, а її поточне значення T_{H} є виходом системи. Результати моделювання системи (4)–(7) для вхідної потужності двигуна $P_{\text{supl}}=146$ Вт наведено на рис. 2.

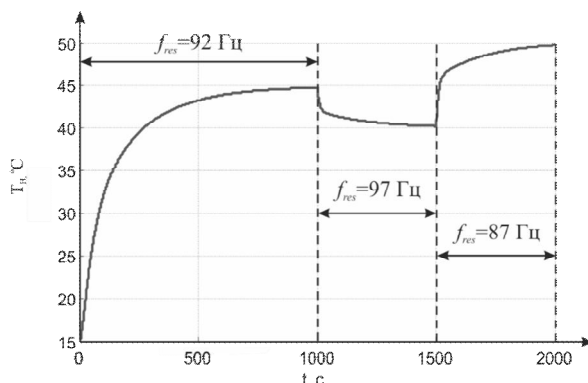


Рис. 2. Перехідні процеси термоакустичної системи ТАД+ТАТН для вхідної потужності 146 Вт

В період $t = [0..1000]$ с відбувається стартовий розігрів установки, а термоакустичний двигун працює на частоті $f_{\text{res}}=92$ Гц. В момент часу $t=1000$ с відбувається раптове збільшення частоти в резона-

торі ТАТМ ($f_{\text{res}}=97$ Гц), що призводить до зменшення амплітуди акустичного тиску i , як наслідок, до поступового зменшення вихідної температури теплового насосу з $T_{\text{H}}=45$ °С до $T_{\text{H}}=40$ °С. В момент часу $t=1500$ с відбувається зменшення робочої частоти ($f_{\text{res}}=87$ Гц), яке викликає збільшення амплітуди акустичного тиску та зростання вихідної температури T_{H} на проміжку часу $t=[1500..2000]$ с з $T_{\text{H}}=40$ °С до $T_{\text{H}}=50$ °С.

Висока залежність ефективності термоакустичних систем від низки неконтрольованих параметрів, які практично неможливо врахувати на етапі проектування (точне значення шорсткості складових елементів резонатора, конструктивні недоліки виготовлення теплообмінників та стеку, умови навколишнього середовища, тощо), призводить до необхідності проведення додаткових налаштувань в процесі роботи ТАТМ з метою виведення її на сталий режим роботи, а тому актуальною є задача синтезу цифрової системи керування термоакустичними процесами. Порівняльний аналіз результатів моделювання з отриманими експериментальними даними [11] підтверджує адекватність синтезованої моделі термоакустичної системи. Вважаючи на ці обставини, в подальшому проведемо синтез системи керування термоакустичною установкою, що базується на непрямому впливі на амплітуду акустичного тиску за рахунок зміни довжини резонатора ТАТН з використанням моделі (4)–(7).

3. Синтез неперервного регулятора для системи керування ТАТМ

Схему дослідної установки непрямого контролю термоакустичних процесів [11], що поєднує термоакустичний двигун та термоакустичний тепловий насос, наведено на рис. 3, а, а фотографія дослідного стенду представлена на рис. 3, б. Принцип дії синтезованої системи базується на корекції довжини резонатора гілки теплового насосу, що в свою чергу змінює значення частоти в резонаторі ТАТМ. Зважаючи на нелінійну залежність [8] між частотою акустичної хвилі та тиском всередині резонатора (рис. 1), відбувається зміна акустичного тиску, яка призводить до зміни температури на кінцях стеку ТАТН (ДТЗ, ДТ4). Корекція довжини резонатора відбувається за рахунок перетворення обертового руху двигуна постійного струму (ДПС) в поступальний рух поршня в резонаторі гілки ТАТН із використанням редукторної передачі k_p та блоку інтегрування. Схema системи автоматичного управління установкою типу «ТАД+ТАТН» з регулятором наведена на рис. 3, а зображення експериментального стенду представлено на рис. 4.

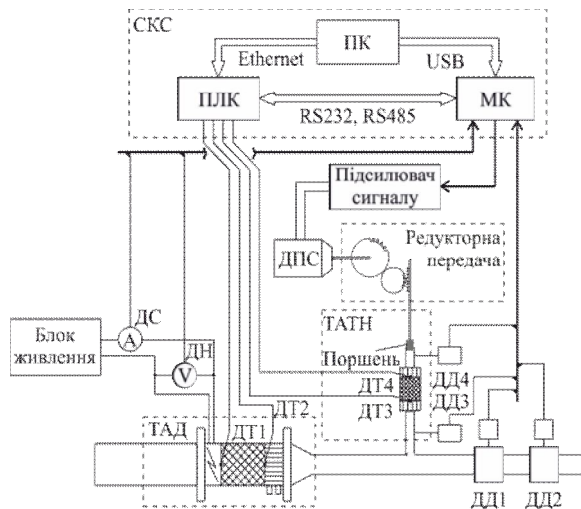


Рис. 3. Структурна схема системи автоматичного управління установкою типу «ТАД+ТАТН»

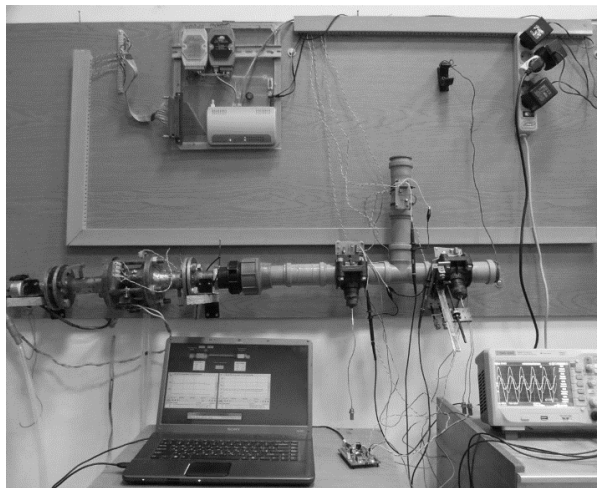


Рис. 4. Експериментальний стенд для дослідження робочих процесів термоакустичної теплової машини

Одним із найпоширеніших законів керування автоматичними системами на теперішній час є пропорційно-інтегрально-диференціальний (ПІД) закон [13, 14]. Створений на його основі, ПІД-регулятор використовується в системах автоматичного управління для формування керуючого сигналу з метою отримання необхідних точності і якості перехідного процесу. ПІД-регулятор формує керуючий сигнал, який є сумою трьох додатків, перший з яких пропорційний до різниці вхідного сигналу і сигналу зворотного зв'язку (сигнал неузгодженості), другий – до інтегралу сигналу неузгодженості, третій – до похідної сигналу неузгодженості.

В загальному випадку ПІД-закон регулювання можна записати рівнянням

$$u(t) = P(t) + I(t) + D(t) = k_P \varepsilon(t) + k_I \int_0^t \varepsilon(t) dt + k_D \frac{d\varepsilon(t)}{dt} \quad (9)$$

У випадку синтезу регулятора для системи стабілізації вихідної температури ТАТМ застосування інтегральної складової призведе до погіршення якісних характеристик системи через наявність суттєвих нелінійностей в керуючому контурі та відсутності прямого зв'язку між керованою величиною та контуром регулятора. Тому, в якості основного керуючого пристрою обрано ПД-регулятор (10)

$$W_{\text{рег}} = k_P + \frac{k_D p}{\tau_D p + 1}, \quad (10)$$

де k_P – коефіцієнт пропорційної складової;
 k_D – коефіцієнт диференційної складової;
 $\tau_D=0,1k_D$ – постійна часу аперіодичної ланки.

Слід відзначити, що в системі застосована паралельна реалізація ПД-регулятора, що використовує диференційно-інтегральну ланку, постійна часу аперіодичної складової якої є на порядок більша за коефіцієнт посилення диференційної складової ($\tau_D \geq 10k_D$).

Користуючись синтезованою моделлю термоакустичної системи ТАД+ТАТН (4)-(7) та використовуючи метод Зіглера-Нікольса [14] з подальшим емпіричним налаштуванням, авторами отримано наступні коефіцієнти неперервного ПД-регулятора: $k_P=0,71$; $k_D=0,57$.

Результати порівняльного моделювання системи автоматичної стабілізації вихідної температури термоакустичної установки з використанням неперервного ПД-регулятора та без нього наведені на рис. 5.

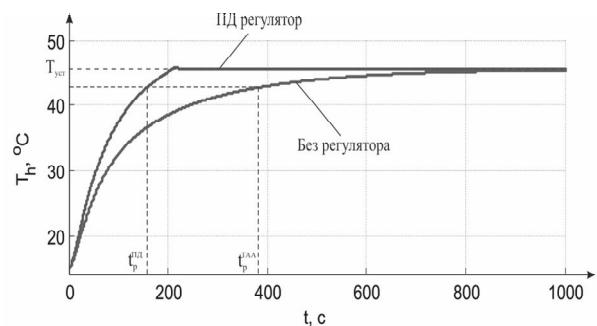


Рис. 5. Результати порівняльного моделювання системи автоматичної стабілізації вихідної температури ТАТМ з використанням неперервного ПД-регулятора та без нього

4. Синтез нечітких регуляторів для системи керування ТАТМ

Аналіз алгоритмів та схемотехнічних рішень для проектування і реалізації систем управління термоакустичними процесами показує доцільність використання принципів нечіткого управління, що

спираються на теорію нечітких множин та нечітку логіку [15, 16].

Системи, засновані на нечіткій логіці, розроблені й успішно впроваджені в таких областях, як: керування технологічними процесами, керування транспортом, медична діагностика, технічна діагностика, фінансовий менеджмент, біржове прогнозування, розпізнавання образів. Для розробленої системи авторами синтезовано нечіткі регулятори Мамдані та Сугено типу [15]. Вхідними сигналами регуляторів є сигнал розузгодження між температурою уставки $T_{уст}$ та поточною температурою гарячого кінця стеку ТАТН ($\varepsilon = T_{уст} - T_H$), а також перша похідна сигналу розузгодження.

Вхідні сигнали нечітких регуляторів описуються за допомогою п'яти трикутних термів, а вихідний сигнал $u_{рег}$ – за допомогою семи термів для регулятора Мамдані (табл. 1) та поліномів нульового та першого порядків для регулятора Сугено. Запропонована база знань складається з 25 правил, що характеризують роботу регуляторів на різних режимах.

Таблиця 1
Параметри лінгвістичних термів нечіткого ПД-регулятора Мамдані типу

Терм	Тип функції належності	Діапазон значень
Для вхідної змінної ε		
BN – велика від’ємна	Трикутна	[-1,5 -1 -0,5]
SN – мала від’ємна	Трикутна	[-1 -0,5 0]
Z – нульова	Трикутна	[-0,5 0 0,5]
SP – мала додатна	Трикутна	[0 0,5 1]
BP – велика додатна	Трикутна	[0,5 1 1,5]
Для вхідної змінної $d\varepsilon/dt$		
BN – велика від’ємна	Трикутна	[-1,5 -1 -0,5]
SN – мала від’ємна	Трикутна	[-1 -0,5 0]
Z – нульова	Трикутна	[-0,5 0 0,5]
SP – мала додатна	Трикутна	[0 0,5 1]
BP – велика додатна	Трикутна	[0,5 1 1,5]
Для вихідної змінної u_{per}		
BN – велика від’ємна	Трикутна	[-1,5 -1 -0,67]
MN – середня від’ємна	Трикутна	[-1 -0,67 -0,33]
SN – мала від’ємна	Трикутна	[-0,67 -0,33 0]
Z – нульова	Трикутна	[-0,33 0 0,33]
SP – мала додатна	Трикутна	[0 0,33 0,67]
MP – середня додатна	Трикутна	[0,33 0,67 1]
BP – велика додатна	Трикутна	[0,67 1 1,5]

База правил синтезованого нечіткого регулятора Мамдані типу наведена в табл. 2. Характеристичні поверхні [15] синтезованих нечітких регуляторів наведені на рис. 6 та 7.

Синтезовані регулятори мають наступні значення коефіцієнтів: регулятор Мамдані типу – $k_P=0,2$; $k_D=7$; регулятор Сугено типу – $k_P=0,3$; $k_D=5$.

Таблиця 2
База знань нечіткого ПД-регулятора Мамдані типу

		Швидкість зміни похибки, $d\varepsilon/dt$				
		BN	SN	Z	SP	BP
Похибка, ε	BN	BN	BN	BN	MN	SN
	SN	BN	MN	MN	SN	SP
	Z	SN	SN	Z	SP	SP
	SP	SN	SP	MP	MP	BP
	BP	SP	MP	BP	BP	BP

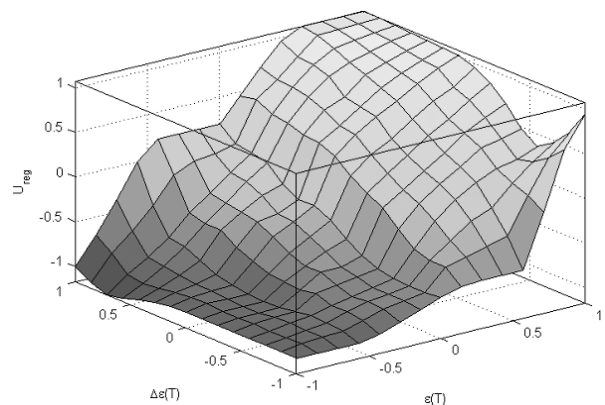


Рис. 6. Характеристична поверхня нечіткого регулятора Мамдані типу

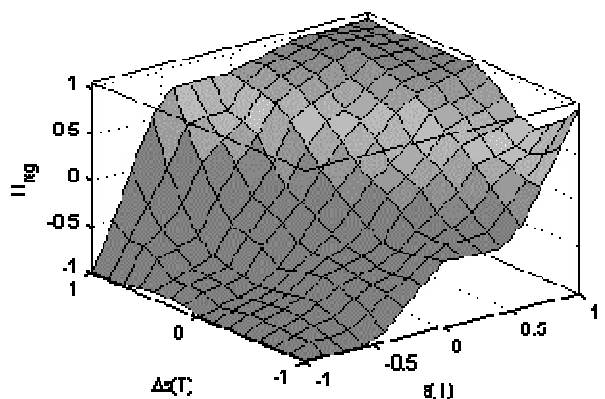


Рис. 7. Характеристична поверхня нечіткого регулятора Сугено типу

Перехідні процеси системи автоматичного управління термоакустичною установкою типу «ТАД+ТАТН» для вхідної потужності 150 Вт та температури установки $T_{уст}=45\text{ }^{\circ}\text{C}$ наведені на рис. 8.

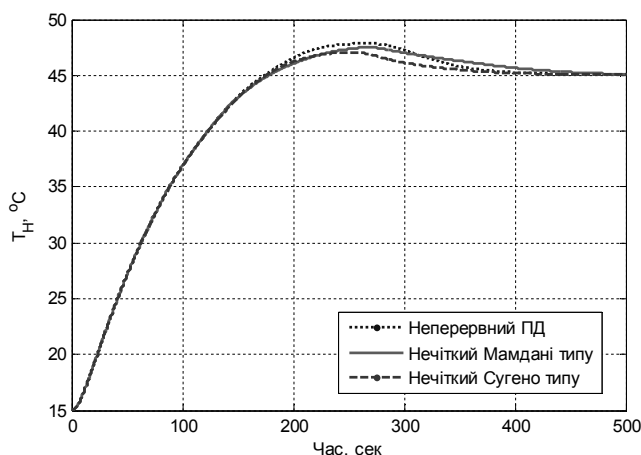


Рис. 8. Моделювання процесу старту термоакустичної системи типу «ТАД+ТАТН»

Слід відзначити, що за наведених значень коефіцієнтів нечіткий регулятор Сугено типу характеризується найкращими показниками якості перехідного процесу, так його перерегулювання не перевищує 5%, а час перехідного процесу становить 148,5 с. Перерегулювання неперервного ПД-регулятора складає 6,3%, а час перехідного процесу відповідно становить 301,3 с. Час перехідного процесу нечіткого регулятора Мамдані типу складає 288,1 с, а перерегулювання – 5,5%.

Застосування парадигм нечіткої логіки для побудови керуючих пристроїв термоакустичної системи типу «двигун-тепловий насос» дозволяє реалізувати гібридний закон керування, що реагує не тільки на зміни в показках температури гарячого теплообмінника гілки теплового насосу, а й на значення похідної тиску всередині термоакустичного двигуна. Синтезований за даним принципом нечіткий регулятор Сугено типу відповідно має три вхідні сигнали, кожен з яких описується за допомогою п'яти трикутних термів та бази знань, що складається з 125 правил. Вихідний сигнал регулятора формується на основі поліномів нульового та першого порядків. Отримані авторами коефіцієнти регулятора мають наступні значення: $k_{П\Delta T}=0,3$; $k_{Д\Delta T}=6$; $k_{ДР}=0,03$.

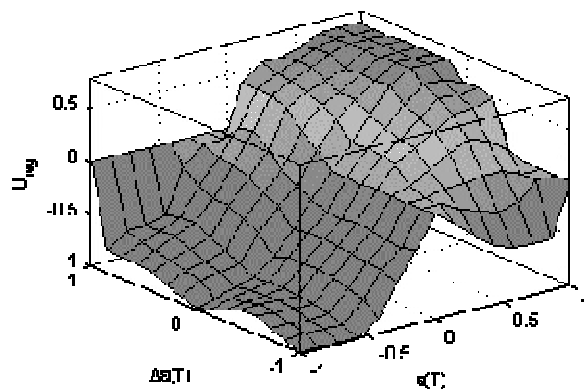
Характеристичні поверхні гібридного контролера наведені на рис. 9, а його перехідні процеси в порівнянні із раніше синтезованими представлені на рис. 10.

Виходячи з результатів моделювання, що наведені на рис. 10, можна зробити висновок, що синтезований гібридний контролер має більший час перехідного процесу, проте характеризується більшою швидкістю при реакції на зовнішні збурення (проміжок часу 600-800 с на рис. 10).

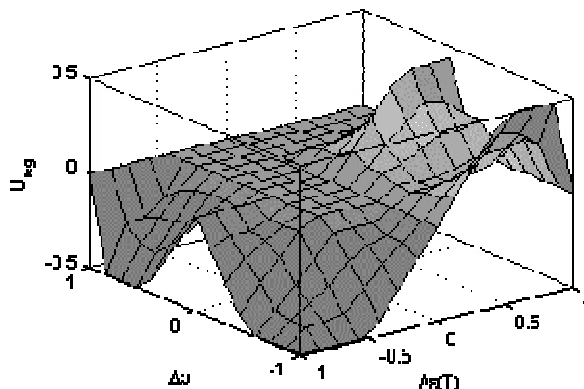
Для детальної оцінки робочих якостей всіх синтезованих контролерів в табл. 3 наведено основні показники якості перехідних процесів термоакусти-

чної системи типу «двигун-тепловий насос» при використанні різних регуляторів.

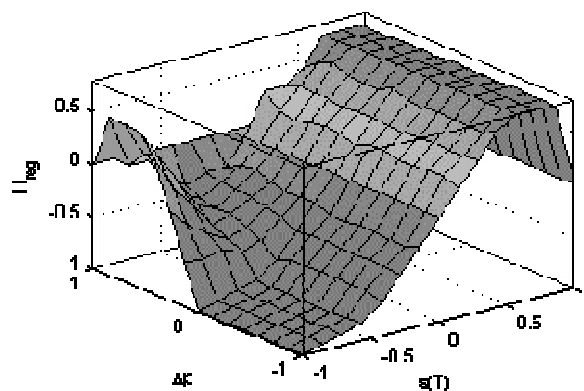
Порівняльний аналіз показників якості та роботи системи під навантаженням свідчить, що нечіткий гібридний регулятор Сугено типу забезпечує кращу точність системи керування термоакустичною системою типу «ТАД+ТАТН» та високу швидкодію при дії сторонніх збурень. Слід відмітити, що введення додаткової змінної до закону регулювання дозволило підвищити робастні властивості синтезованої системи керування.



а) $u_{reg} = f(\Delta T, \Delta p)$



б) $u_{reg} = f(\Delta T, T)$



в) $u_{reg} = f(\Delta T, T)$

Рис. 9. Характеристичні поверхні синтезованого нечіткого регулятора Сугено типу з гібридним законом керування

Висновок

В статті на основі синтезованої авторами в попередніх працях математичної моделі термоакустичної установки типу «двигун-тепловий насос» синтезовано ряд регуляторів, які за рахунок зміни довжини гілки теплового насоса дозволяють стабілізувати вихідну температуру теплового насоса термоакустичної системи. Проведений порівняльний аналіз неперервного ПД регулятора з розробленими нечіткими регуляторами Мамдані та Сугено типів показав доцільність застосування керуючих пристроїв на нечіткій логіці для систем керування термоакустичними апаратами.

Запропонований авторами гібридний контролер на нечіткій логіці, що додатково реагує на зміну амплітуди акустичного тиску в термоакустичному двигуні, дозволив підвищити робастність розробленої системи автоматичного управління за рахунок покращення динамічних показників при реакції на зовнішні впливи.

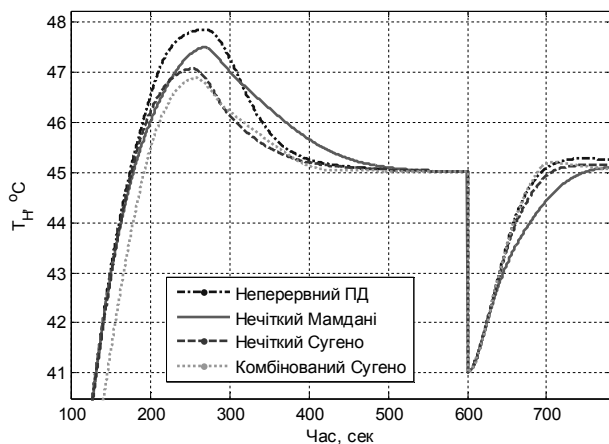


Рис. 10. Моделювання роботи термоакустичної системи типу «ТАД+ТАТН» під навантаженням

Таблиця 3

Показники якості перехідних процесів системи з синтезованими регуляторами

Показник	Неперервний ПД	Мамдані	Сугено	Гібридний Сугено
Час перехідного процесу	301,3 с	288,1 с	148,5 с	163,6 с
Перерегулювання	6,3%	5,5%	4,6%	4,2%
Статична похибка	0,028	0,023	0,029	0,015

Література

1. De Blok, K. Low operating temperature integral thermo acoustic devices for solar cooling and waste heat recovery [Text] / K. De Blok // *Acoustic-2008, International conference.* – Paris, 2008. – P. 18-24.
2. Spoelstra, S. Thermoacoustic heat pumps for energy savings [Text] / S. Spoelstra, M. E. H. Tijani // *Grensoverschrijdende akoestiek, Nederlands Akoestisch Genootschap.* – Netherlands, 2005. – 23 p.
3. Wheatley, J. C. The natural heat engines [Text] / J. C. Wheatley, G. W. Swift, A. Migliori // *Los Alamos Science.* – 1986. – №2 (14). – P. 28-32.
4. Swift, G. W. Thermoacoustic: A unifying perspective for some engines and refrigerators [Text] / G. W. Swift. – *American Institute of Physics*, 2002. – 300 p.
5. Rott, N. Thermoacoustics [Text] / N. Rott // *Adv. Appl. Mech.* – 1980. – № 20 (135). – P. 45-50.
6. Tomonaga, T. Fundamental Thermoacoustics [Text] / T. Tomonaga // *Tokyo, Uchida Rokakuno Publishing*, 1998. – 280 p.
7. Коробко, В. В. Исследование процессов теплообмена и гидродинамики в элементах термоакустических двигателей [Текст] / В. В. Коробко // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2013. – № 8 (105). – С. 123-130.
8. Kondratenko, Y. Frequency Tuning Algorithm for Loudspeaker Driven Thermoacoustic Refrigerator Optimization [Text] / Y. Kondratenko, O. Korobko, O. Kozlov // *Lecture Notes in Business Information Processing: Modeling and Simulation in Engineering, Economics and Management.* – Vol. 115. – Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2012. – P. 270-279.
9. Зоркальцев, В. И. Метод наименьших квадратов: геометрические свойства, альтернативные подходы, приложения [Текст] / В. И. Зоркальцев. – Новосибирск : ВО «Наука», 1995. – 220 с.
10. Дейч, А. М. Методы идентификации динамических объектов [Текст] / А. М. Дейч. – М. : Энергия, 1979. – 240 с.
11. Kondratenko, Y. Distributed Somputer System for Monitoring and Control of Thermoacoustic Processes [Text] / Y. Kondratenko, V. Korobko, O. Korobko // *Proceedings of the 7th IEEE int. conf. IDAACS'2013, 12-14 September 2013.* – Vol. 1. – Berlin : Germany, 2013. – P. 249-253.
12. Кондратенко, Ю. П. Спеціалізована комп'ютерна система автоматичного контролю параметрів для оцінювання ефективності термоакустичних процесів [Текст] / Ю. П. Кондратенко, О. В. Коробко // *Системні технології : регіональний міжвузівський зб. наук. праць.* – Вип. 5 (82). – Дніпропетровськ, 2012. – С. 104-111.
13. Зайцев, Г. Ф. Теория автоматического управления и регулирования [Текст] / Г. Ф. Зайцев. – К. : Вища школа, 1989. – 431с.

14. Попович, М. Г. Теорія автоматичного керування [Текст] / М. Г. Попович, О. В. Ковальчук. – К. : Либідь, 1997. – 290 с.

15. Пегат, А. Нечеткое моделирование и управление [Текст] / А. Пегат. – М. : БИНОМ Лаборатория Знаний, 2009. – 798 с.

16. Zadeh, L. A. Fuzzy sets [Text] / L. A. Zadeh // Information and Control. – 1965. – Vol. 8. – P. 338-353.

Поступила в редакцию 12.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., директор С. І. Сербін, Машинобудівний інститут Національного університету кораблебудування ім. адм. Макарова, м. Миколаїв.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ТЕРМОАКУСТИЧЕСКОЙ ТЕПЛОВОЙ МАШИНОЙ ТИПА «ДВИГАТЕЛЬ - ТЕПЛОВОЙ НАСОС» НА БАЗЕ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ

В. В. Коробко, А. В. Коробко, Г. В. Кондратенко

В статье осуществлён анализ современных методов построения математических моделей термоакустических тепловых машин. Рассмотрен подход синтеза упрощённой математической модели с использованием экспериментальных данных и регрессионных методов построения парных зависимостей. На базе полученной модели авторами синтезирован ряд нечётких регуляторов, в том числе с комбинированным принципом управления. На основе имитационного моделирования проведен сравнительный анализ и продемонстрирована целесообразность применения нечётких регулирующих устройств в системах управления термоакустическими тепловыми машинами типа «двигатель - тепловой насос».

Ключевые слова: тепловые машины, термоакустика, математическая модель, нечеткие регуляторы.

CONTROL THERMOACOUSTIC THERMAL MACHINE TYPE "ENGINE - HEAT PUMPS" BASED ON FUZZY LOGIC

V. V. Korobko, O. V. Korobko, G. V. Kondratenko

This paper provides the analysis methods of modern thermoacoustic thermal machines mathematical modeling. The approach of synthesis of simplified mathematical model using the experimental data and regression methods for building pairwise dependencies is given. Based on model obtained authors synthesized a series of fuzzy controllers, including the one with combined principle of control. Based on the simulation modeling the comparative analysis demonstrates the practicality of fuzzy control devices application in control systems of thermoacoustic thermal machines of type "engine and heat pump".

Keywords : thermal machines, thermoacoustic, mathematical model, fuzzy controllers.

Коробко Володимир Владиславович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри суднових та стаціонарних енергетичних установок, Національний університет кораблебудування ім. адм. Макарова, Миколаїв, Україна, e-mail: volodymyr.korobko@nuos.edu.ua, kvv001@gmail.com.

Коробко Олексій Володимирович – канд. техн. наук, старший викладач кафедри комп'ютеризованих систем управління, Національний університет кораблебудування ім. адм. Макарова, Миколаїв, Україна, e-mail: oleksii.korobko@nuos.edu.ua.

Кондратенко Галина Володимирівна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри інтелектуальних інформаційних систем, Чорноморський державний університет імені Петра Могили, Миколаїв, Україна, e-mail: galvlad09@rambler.ru.

УДК 621.822.5

В. И. НАЗИН

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

О ПРИМЕНИМОСТИ МЕТОДА НЬЮТОНА-РАФСОНА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЙ В КАМЕРАХ ГИДРОСТАТОДИНАМИЧЕСКОГО ПОДШИПНИКА СДВОЕННОГО ТИПА

Рассмотрена возможность применения метода Ньютона-Рафсона для систем уравнений баланса расходов, описывающих течение рабочей жидкости в гидростатодинамических подшипниках сдвоенного типа. Получены математические зависимости, позволяющие определять давления в камерах гидростатодинамических подшипников сдвоенного типа с помощью метода Ньютона-Рафсона. Приведены математические зависимости, позволяющие определять давления в камерах рассматриваемого подшипника с помощью метода простых итераций. Выполнен сравнительный анализ метода простых итераций и метода Ньютона-Рафсона при определении давлений в камерах подшипника сдвоенного типа. Приведены результаты расчета давлений в камерах с использованием обоих методов и даны рекомендации об их применении.

Ключевые слова: метод расчета, гидростатодинамический подшипник, сдвоенный тип, давления в камерах, математические зависимости, простые итерации, результаты расчета, рекомендации по применению.

Введение

Гидростатодинамический подшипник сдвоенного типа имеет более сложную конструкцию в сравнении с обычным одинарным гидростатодинамическим подшипником. Математический аппарат, используемый для определения основных характеристик, также более сложный у подшипника сдвоенного типа по сравнению с одинарным подшипником. Для уменьшения трудоемкости вычислений и уменьшения числа итераций возникает необходимость поиска новых численных методов при определении основных характеристик подшипника. В данной работе рассмотрена возможность применения метода Ньютона-Рафсона для определения давлений в камерах гидростатодинамического подшипника сдвоенного типа. Давления в камерах определяются из уравнений баланса расходов. Запишем баланс расходов из условия равенства расходов по контуру i -й камеры для наружной и внутренней рабочих поверхностей подшипника, схема которого приведена в работе [1].

$$Q_{\text{вх}1} = Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 + Q_{\text{в}1}, \quad (1)$$

$$Q_{\text{вх}2} = Q_{11} + Q_{12} + Q_{13} + Q_{14} + Q_{\text{в}2}, \quad (2)$$

где $Q_{\text{вх}1}$ и $Q_{\text{вх}2}$ – расходы через входные компенсирующие устройства, соответственно, для камер на

наружной и внутренней рабочих поверхностей подшипника. Для жиклеров эти расходы записываются в следующем виде:

$$Q_{\text{вх}1} = \psi_{\text{вх}} \cdot \pi \cdot r_{\text{ж}1}^2 \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_{\text{вх}} - P_{k1,i})}, \quad (3)$$

$$Q_{\text{вх}2} = \psi_{\text{вх}} \cdot \pi \cdot r_{\text{ж}2}^2 \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_{\text{вх}} - P_{k2,i})}, \quad (4)$$

где $\psi_{\text{вх}}$ – коэффициент входа, равный 0,62...0,82;

$r_{\text{ж}1}$ и $r_{\text{ж}2}$ – радиусы жиклеров;

ρ – плотность рабочей жидкости;

$P_{\text{вх}}$ – давление питания от насоса;

$P_{k1,i}$ и $P_{k2,i}$ – давления в i -х камерах, расположенных на наружной и внутренней рабочих поверхностях подшипника.

Расходы по контуру i -й камеры с учетом переносного и градиентного течения рабочей жидкости для наружной и внутренней рабочих поверхностей подшипника запишем в следующем виде:

$$Q_1 = -\frac{\omega \cdot R_1 \cdot h_{1,i} \cdot l_{k1}}{2} + \frac{h_{1,i}^3 (P_{k1,i} - P_{k1,i-1}) \cdot l_{k1}}{12\mu \cdot l_{mk1}},$$

$$Q_2 = \frac{\omega \cdot R_1 \cdot h_{1,i+2} \cdot l_{k1}}{2} + \frac{h_{1,i+2}^3 (P_{k1,i} - P_{k1,i+1}) \cdot l_{k1}}{12\mu \cdot l_{i1}},$$

$$Q_3 = Q_4 = \frac{h_{1,i+1}^3 (P_{k1,i} - P_{\text{сл}}) \cdot b_{k1}}{12\mu \cdot l_{mk1}}, \quad (5)$$

$$Q_{V1} = b_{k1} \cdot l_{k1} \cdot V_m,$$

$$Q_{11} = -\frac{\omega \cdot R_2 \cdot h_{2,i} \cdot l_{k2}}{2} + \frac{h_{2,i}^3 (P_{k2,i} - P_{k2,i-1}) \cdot l_{k2}}{12\mu \cdot l_{mk2}},$$

$$Q_{12} = \frac{\omega \cdot R_2 \cdot h_{2,i+2} \cdot l_{k2}}{2} + \frac{h_{2,i+2}^3 (P_{k2,i} - P_{k2,i+1}) \cdot l_{k2}}{12\mu \cdot l_{mk2}}, \quad (6)$$

$$Q_{13} = Q_{14} = \frac{h_{2,i+1}^3 (P_{k2,i} - P_{\text{сл}}) \cdot b_{k2}}{12\mu \cdot l_{n2}},$$

$$Q_{V2} = b_{k2} \cdot l_{k2} \cdot V_m,$$

где $h_{1,i}$ и $h_{2,i}$ – зазоры в подшипнике, соответственно, на наружной и внутренней рабочих поверхностях;

μ – динамическая вязкость рабочей жидкости;

ω – угловая скорость вращения диска с валом;

R_1 и R_2 – радиусы наружной и внутренней рабочих поверхностей подшипника;

l_{k1} и l_{k2} – длины камер наружной и внутренней поверхностей подшипника;

l_{n1} и l_{n2} – длины торцевых перемычек камер;

l_{mk1} и l_{mk2} – длины межкамерных перемычек подшипника;

$P_{\text{сл}}$ – давление рабочей жидкости на сливе;

b_{k1} и b_{k2} – ширины камер;

Q_{V1} и Q_{V2} – расходы рабочей жидкости, обусловленные движением вала с диском;

V_m – скорость движения вала вдоль линии центров диска и подшипника.

Из уравнений баланса расходов (1) и (2), после подстановки выражений (3), (4) и (5) и соответствующих преобразований, можно записать выражения для определения давлений в камерах:

$$(P_{k1,i})_{n+1} = a_{9,i} \cdot \sqrt{P_{\text{вх}} - (P_{k1,i})_n} + a_{11,i} (P_{k1,i-1})_n + a_{12,i} (P_{k1,i+1})_n + a_{10,i}, \quad (7)$$

$$(P_{k2,i})_{n+1} = b_{9,i} \cdot \sqrt{P_{\text{вх}} - (P_{k2,i})_n} + b_{11,i} (P_{k2,i-1})_n + b_{12,i} (P_{k1,i+1})_n + b_{10,i}. \quad (8)$$

Коэффициенты $a_{9,i}$; $a_{11,i}$; $a_{12,i}$; $a_{10,i}$; $b_{9,i}$; $b_{11,i}$; $b_{12,i}$; $b_{10,i}$ в процессе итерации остаются постоянными.

Записанные выражения (7) и (8) представляют собой реализацию обычного итерационного метода итераций. Однако в процессе вычисления давлений в камерах обычным итерационным методом при некоторых параметрах подшипника под корнем получается отрицательное число и оказывается невозможным получить давления в камерах этим методом. Поэтому рассмотрим возможность применения метода Ньютона-Рафсона для определения давлений в камерах. Этот метод решения является обобщением на случай нескольких неизвестных метода касательных [2].

Считая заданными начальные приближения $(P_{k1,i})_1$ и $(P_{k2,i})_1$ корней этих уравнений, будем искать поправки к этим приближенным значениям.

Если обозначить через ΔK_i и ΔB_i требуемые поправки к двум системам уравнений (7) и (8), то точное значение корней можно записать в виде

$$P_{k1,i} = (P_{k1,i})_1 + \Delta K_i; \quad P_{k2,i} = (P_{k2,i})_1 + \Delta B_i.$$

Подставив начальные значения давлений в камерах для наружной части подшипника $(P_{k1,i})_1$ в выражение (7), получим текущие значения функций f_i :

$$\begin{aligned} f_1 &= (P_{k1,1})_1 - a_{9,1} \sqrt{P_{\text{вх}} - (P_{k1,1})_1} - \\ &\quad - a_{11,1} (P_{k1,4})_1 - a_{12,1} (P_{k1,2})_1 - a_{10,1}, \\ f_2 &= (P_{k1,2})_1 - a_{9,2} \sqrt{P_{\text{вх}} - (P_{k1,2})_1} - \\ &\quad - a_{11,2} (P_{k1,1})_1 - a_{12,2} (P_{k1,3})_1 - a_{10,2}, \\ f_3 &= (P_{k1,3})_1 - a_{9,3} \sqrt{P_{\text{вх}} - (P_{k1,3})_1} - \\ &\quad - a_{11,3} (P_{k1,2})_1 - a_{12,3} (P_{k1,4})_1 - a_{10,3}, \\ f_4 &= (P_{k1,4})_1 - a_{9,4} \sqrt{P_{\text{вх}} - (P_{k1,4})_1} - \\ &\quad - a_{11,4} (P_{k1,3})_1 - a_{12,4} (P_{k1,1})_1 - a_{10,4}. \end{aligned}$$

Подставив начальные значения давлений в камерах для внутренней части подшипника $(P_{k2,i})_1$ в выражение (8), получим текущие значения функций φ_i :

$$\begin{aligned} \varphi_1 &= (P_{k2,1})_1 - b_{9,1} \sqrt{P_{\text{вх}} - (P_{k2,1})_1} - \\ &\quad - b_{11,1} (P_{k2,4})_1 - b_{12,1} (P_{k2,2})_1 - b_{10,1}, \\ \varphi_2 &= (P_{k2,2})_1 - b_{9,2} \sqrt{P_{\text{вх}} - (P_{k2,2})_1} - \\ &\quad - b_{11,2} (P_{k2,1})_1 - b_{12,2} (P_{k2,3})_1 - b_{10,2}, \\ \varphi_3 &= (P_{k2,3})_1 - b_{9,3} \sqrt{P_{\text{вх}} - (P_{k2,3})_1} - \\ &\quad - b_{11,3} (P_{k2,2})_1 - b_{12,3} (P_{k2,4})_1 - b_{10,3}, \end{aligned}$$

$$\varphi_4 = (P_{k2,4})_1 - b_{9,4} \sqrt{P_{bx} - (P_{k2,4})_1} - \\ - b_{11,4}(P_{k2,3})_1 - b_{12,4}(P_{k2,1})_1 - b_{10,4}.$$

Заменяя приращения функций f_i и φ_i их полными дифференциалами по давлениям в камерах, получим системы линейных уравнений для определения приближенных значений поправок:

$$f_1 + AK_1 \left(1 + \frac{a_{9,1}}{2\sqrt{P_{bx} - (P_{k1,1})_1}}\right) - \\ - AK_4 \cdot a_{11,1} - AK_2 \cdot a_{12,1} = 0, \\ f_2 + AK_2 \left(1 + \frac{a_{9,2}}{2\sqrt{P_{bx} - (P_{k1,2})_1}}\right) - \\ - AK_1 \cdot a_{11,2} - AK_3 \cdot a_{12,2} = 0, \\ f_3 + AK_3 \left(1 + \frac{a_{9,3}}{2\sqrt{P_{bx} - (P_{k1,3})_1}}\right) - \\ - AK_2 \cdot a_{11,3} - AK_4 \cdot a_{12,3} = 0, \quad (9)$$

$$f_4 + AK_4 \left(1 + \frac{a_{9,4}}{2\sqrt{P_{bx} - (P_{k1,4})_1}}\right) - \\ - AK_3 \cdot a_{11,4} - AK_1 \cdot a_{12,4} = 0, \\ \varphi_1 + AB_1 \left(1 + \frac{b_{9,1}}{2\sqrt{P_{bx} - (P_{k2,1})_1}}\right) - \\ - AB_4 \cdot b_{11,1} - AB_2 \cdot b_{12,1} = 0, \\ \varphi_2 + AB_2 \left(1 + \frac{b_{9,2}}{2\sqrt{P_{bx} - (P_{k2,2})_1}}\right) - \\ - AB_1 \cdot b_{11,2} - AB_3 \cdot b_{12,2} = 0, \quad (10) \\ \varphi_3 + AB_3 \left(1 + \frac{b_{9,3}}{2\sqrt{P_{bx} - (P_{k2,3})_1}}\right) - \\ - AB_2 \cdot b_{11,3} - AB_4 \cdot b_{12,3} = 0, \\ \varphi_4 + AB_4 \left(1 + \frac{b_{9,4}}{2\sqrt{P_{bx} - (P_{k2,4})_1}}\right) - \\ - AB_3 \cdot b_{11,4} - AB_1 \cdot b_{12,4} = 0.$$

Из решения систем уравнений (9) и (10) запишем выражения для определения поправок AK_i и AB_i :

$$AK_4 = \frac{ATR1 \cdot ATT10 - ATT9 \cdot ATR4}{ATT11 \cdot ATR4 - ATR3 \cdot ATT10}, \\ AK_3 = \frac{-AK_4 \cdot ATR3 \cdot ATR1}{ATR4},$$

$$AK_2 = \frac{f_3 + AK_3 \cdot AZ13 - AK_4 \cdot a_{12,3}}{a_{11,3}}, \\ AK_1 = \frac{AK_4 \cdot a_{11,1} + AK_2 \cdot a_{12,1} - f_1}{AZ11}, \\ AB_4 = \frac{ATS1 \cdot ATB10 - ATB9 \cdot ATS4}{ATB11 \cdot ATS4 - ATS3 \cdot ATB10}, \\ AB_3 = \frac{AB_4 \cdot ATS3 \cdot ATS1}{ATS4}, \\ AB_2 = \frac{\varphi_3 + AB_3 \cdot AB13 - AB_4 \cdot b_{12,3}}{b_{11,3}}, \\ AB_1 = \frac{AB_4 \cdot b_{11,1} + AB_2 \cdot b_{12,1} - \varphi_1}{AB11}.$$

Выражения для параметров, входящих в формулы для AK_i и AB_i , в виду громоздкости решения не приводятся.

Более точные, чем $(P_{k1,i})_1$ и $(P_{k2,i})_1$ значения корней уравнений получаем, как

$$(P_{k1,i})_2 = (P_{k1,i})_1 + AK_i, \\ (P_{k2,i})_2 = (P_{k2,i})_1 + AB_i.$$

Дальнейшие поправки можно получить тем же путем, отправляясь от точек $(P_{k1,i})_2$ и $(P_{k2,i})_2$. Итерационный процесс продолжается до тех пор, пока предыдущее и последующее значения давлений в камерах будут меньше заданной точности решения E_1 , т.е.

$$(P_{k1,i})_{n+1} - (P_{k1,i})_n \leq E_1, \\ (P_{k2,i})_{n+1} - (P_{k2,i})_n \leq E_1.$$

Расчет давлений в камерах по двум рассмотренным методам проводился для сдвоенного гидростатодинамического подшипника, имеющего следующие геометрические и рабочие параметры:

1. Давление питания $P_{bx} = 2 \text{ МПа}$.
2. Условия скорости $\omega = 319 \text{ с}^{-1}$.
3. Диаметр подшипника наружной части $D_1 = 120 \text{ мм}$.
4. Диаметр подшипника внутренней части $D_1 = 100 \text{ мм}$.
5. Диаметр диска наружный $D_{д1} = 119,86 \text{ мм}$.
6. Диаметр диска внутренний $D_{д2} = 100,14 \text{ мм}$.
7. Наружный и внутренний радиальные зазоры $\delta_{01} = \delta_{02} = 907 \text{ мкм}$.
8. Диаметр жиклеров $d_{ж1} = d_{ж2} = 2 \text{ мм}$.

9. Длина камер $l_{k1} = l_{k2} = 15\text{ мм}$.
10. Длина перемычек торцов камер $l_{п1} = l_{п2} = 5\text{ мм}$.
11. Ширина камер $b_{k1} = b_{k2} = 5\text{ мм}$.
12. Длина межкамерных перемычек наружной части $l_{mk1} = 89,247\text{ мм}$.
13. Длина межкамерных перемычек внутренней части $l_{mk2} = 73,54\text{ мм}$.
14. Рабочая жидкость входа, при $t = 47^\circ\text{ С}$:
 - а) плотность $\rho = 9989 \cdot 10^{-6} \text{ кг/мм}^3$,
 - б) динамическая вязкость $\mu = 5,817 \cdot 10^{-10} \text{ Н} \cdot \text{с/мм}^2$,
 - в) кинематическая вязкость $\nu = 5,882 \cdot 10^{-4} \text{ мм}^2/\text{с}$.

Результаты расчета приведены на рис. 1 и 2.

Из приведенных графиков видно, что обеими методами получен одинаковый результат конечного давления в камерах. Число итераций до получения конечного результата по методу Ньютона-Рафсона

меньше, чем по методу простых итераций. Если по методу Ньютона-Рафсона сходимость имела место уже после 4 итераций, то по методу простых итераций – после 6 или 7 итераций.

Полученные результаты показывают, что метод Ньютона-Рафсона можно применять для определения давлений в камерах гидростатодинамических подшипников и, несмотря на более громоздкий математический аппарат, можно получить выигрыш по числу итераций.

Литература

1. Назин, В. И. Радиальный гидростатодинамический подшипник повышенной несущей способности [Текст] / В. И. Назин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 8(95). – С. 94-100.
2. Гутер, Р. С. Программирование и вычислительная математика [Текст] / Р. С. Гутер, П. Т. Резниковский. – М. : Наука, 1971. – 262 с.

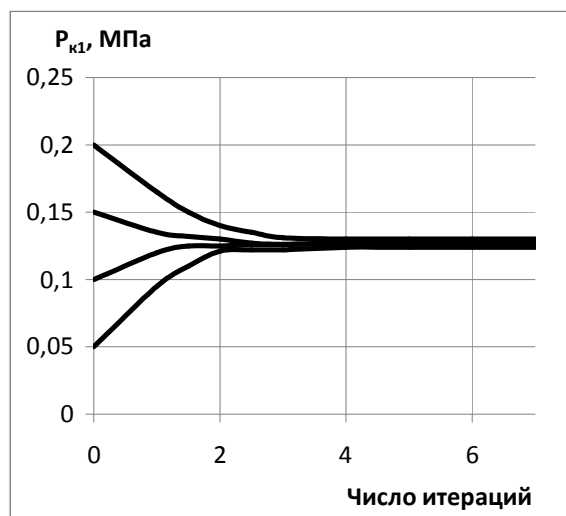


Рис. 1. График сходимости значений давлений в первой камере, полученных методом простых итераций при различных начальных значениях

$$P_{k1,1} = 0,2\text{ МПа}, P_{k1,1} = 0,15\text{ МПа}, \\ P_{k1,1} = 0,1\text{ МПа}, P_{k1,1} = 0,05\text{ МПа}$$

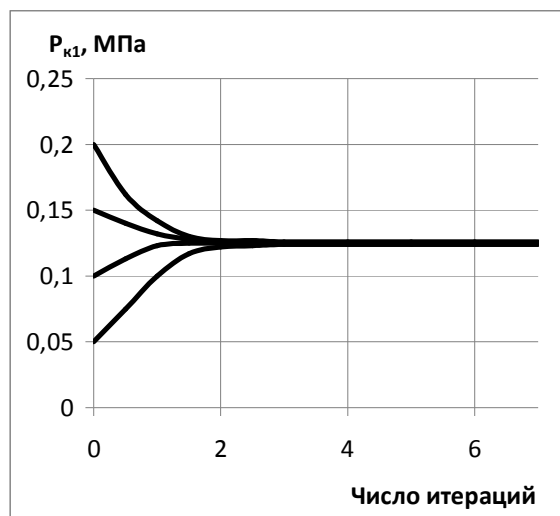


Рис. 2. График сходимости значений давлений в первой камере, полученных методом Ньютона-Рафсона при различных начальных значениях

$$P_{k1,1} = 0,2\text{ МПа}, P_{k1,1} = 0,15\text{ МПа}, \\ P_{k1,1} = 0,1\text{ МПа}, P_{k1,1} = 0,05\text{ МПа}$$

Поступила в редакцию 1.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Л. Г. Бойко, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ПРО ЗАСТОСОВНІСТЬ МЕТОДУ НЬЮТОНА-РАФСОНА ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ТИСКУ В КАМЕРАХ ГІДРОСТАТОДІНАМІЧНОГО ПІДШИПНИКА ЗДВОЄНОГО ТИПУ***В. І. Назін***

Розглянута потужність застосування методу Ньютона-Рафсона для систем рівнянь балансу витрат, що описують перебіг робочої рідини в гідростатодінамічних підшипниках здвоєного типу. Отримано математичні залежності, що дозволяють визначати тиск у камерах гідростатодінамічних підшипників здвоєного типу за допомогою методу Ньютона-Рафсона. Приведено математичні залежності, що дозволяють визначати тиск у камерах даного підшипника за допомогою методу простих ітерацій. Виконано порівняльний аналіз методу простих ітерацій і методу Ньютона-Рафсона при визначенні тиску в камерах підшипника здвоєного типу. Приведено результати розрахунку тиску в камерах з використанням обох методів й дано рекомендації про їх застосування.

Ключові слова: метод розрахунку, гідростатодінамічний підшипник, здвоєний тип, тиск у камерах, математичні залежності, прості ітерації, результати розрахунку, рекомендації щодо вживання.

ABOUT APPLICABILITY OF METHOD N'YUTONA-RAFSONA FOR DETERMINATION OF PRESSURES IN CHAMBERS OF HYDROSTATODYNAMIC BEARING OF THE DOUBLED TYPE***V. I. Nazin***

Power of application of method N'yutona-Rafsona is considered for the systems of equalizations balance of charges, describing the flow of working liquid in the hydrostatodynamic bearings of the doubled type. Mathematical dependences, allowing to determine pressure in the chambers of the hydrostatodynamic bearings of the doubled type by the method N'yutona-Rafsona, are got. Mathematical dependences, allowing to determine pressure in the chambers of the examined bearing by the method of simple iterations, are resulted. The comparative analysis of method of simple iterations and method N'yutona-Rafsona is executed at determination of pressures in the chambers of bearing of the doubled type. The results of calculation of pressures in chambers with the use of both methods are re-sulted and recommendation about their application is given.

Keywords: method of calculation, hydrostatodynamic bearing, doubled type, pressures in chambers, mathematical dependences, simple iterations, results of calculation, recommendations on application.

Назін Владимир Иосифович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: dekanat@d2.khai.edu.

УДК 533.9.07

А. Н. ХАУСТОВА

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

КАЛИБРОВКА ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО СПЕКТРОМЕТРА ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ОПТИЧЕСКОЙ ЭМИССИОННОЙ СПЕКТРОСКОПИИ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В статье представлен один из методов проведения калибровки спектрометра HR-2000 с применением гейслеровых трубок с тремя инертными газами. Описано оборудование для проведения калибровки спектрометров. Изложены особенности работы с гейслеровыми трубками и волоконно-оптическим спектрометром. Получены спектры излучения трех инертных газов: гелия, неона и криптона. Изложены результаты проведения калибровки, представлены результаты сравнения дрейфа шкалы длин волн до калибровки и после. Сделаны выводы об ошибке регистрации спектров данного прибора. Показано, что самостоятельное проведение калибровки требуется для повышения точности спектрального анализа.

Ключевые слова: спектрометр, калибровка, гейслерова трубка, спектр излучения.

Введение

С увеличением срока активного существования космических аппаратов возрастает необходимое время работы электроракетных двигателей, так, например, потребный ресурс наиболее востребованного стационарного плазменного двигателя (СПД) составляет 10 тысяч часов, диапазон энергопотребления 0,5–1,5 кВт. Прямые методы определения ресурса такого порядка, являются дорогостоящими и требуют значительных временных затрат, поэтому разработка эффективных методов прогнозирования ресурса является актуальным вопросом.

Одним из методов оценки мгновенной скорости эрозии двигателя является метод оптической эмиссионной спектроскопии (ОЭС). Результаты проведения экспериментов предложенным методом позволяют отслеживать эрозию элементов конструкции двигателя не прерывая его работу и не производя разборки двигателя. Учитывая тот факт, что метод ОЭС дает качественную и полуколичественную оценку эрозии, в лабораторных условиях его применение является наиболее оптимальным совместно с проведением непосредственных измерений эрозии деталей двигателя.

В ОЭС используются различного рода спектрометры высокого разрешения, предназначенные для данного типа задач. Аппаратура обычно поступает откалиброванной с коррекцией на параметры измеряемых спектров. Для калибровки фирмы используют стандартные образцы. К сожалению, со временем, под действием факторов окружающей среды наблюдается погрешности в работе спектро-

метра. Поэтому, если требования к точности анализа высокие, пользователи спектрометров самостоятельно перекалибровывают их.

При калибровке все спектры должны быть измерены на одном спектрометре. Уравнения коррекции различны даже для спектрометров одной и той же модели.

Кроме того, каждый спектральный диапазон имеет свои особенности [1].

Таким образом, сделан вывод о необходимости самостоятельного проведения калибровки спектрометра в измеряемом диапазоне для получения более точных характеристик работы используемого прибора.

1. Оборудование

В данном эксперименте используется спектрометр компании Ocean Optics HR-2000 рис. 1.



Рис. 1. Спектрометр HR-2000

Малогобаритный волоконно-оптический спектрометр HR-2000 с диапазоном по длине волны 380-830 нм, используется в задачах регистрации спектров абсорбции газов и линий атомной эмиссии. В основу работы спектрометра положен метод эмиссионного спектрального анализа, использующий зависимость интенсивности спектральных линий от содержания элементов в пробе.

Программное обеспечение спектрометра позволяет посредством ввода коэффициентов поправки по длине волны произвести калибровку [2]. Для этого необходимо измерять спектр элемента, не содержащего примесей, для более точной оценки измеренной длины волны и сравнивать ее со справочной.

Таким образом, проще всего использовать спектры инертных газов с процентным содержанием примесей не более 10 % [3]. Для таких целей применяют гейслеровы трубки. Их преимуществом является простота зажигания разряда и чистота газа (более 90%).

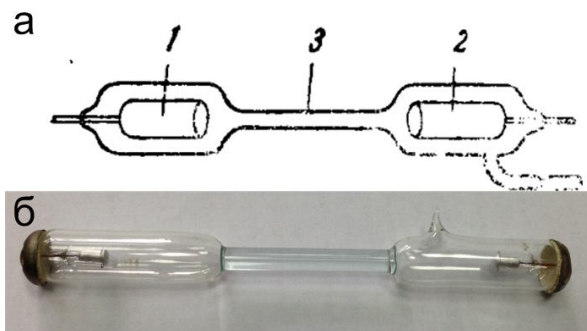


Рис. 2. Гейслерова трубка

На рис. 2 представлен простейший и наиболее распространенный тип гейслеровой трубки. Схема (а) и фотография (б), где 1 и 2 - полые цилиндрические электроды, выполняемые обычно из алюминия или никеля, 3 - капилляр диаметром в 2-3 мм. Благодаря малому сечению капилляра, плотность тока в нем оказывается большой, что обеспечивает достаточную яркость свечения. Сама трубка выполнена обычно из тугоплавких сортов стекла типа пирекс. Смесь заполняемого газа находится под давлением $\sim 10^{-5}$ мм. Питание трубки, как правило, осуществляется при помощи повышающих трансформаторов небольшой мощности, дающих во вторичной цепи напряжение порядка 10-12000 В, при силе тока 20-50 мА.

Однако в данном эксперименте более удобно поддерживать разряд в трубке путем подвода с генератора высокочастотной мощности на антенну (рис. 3), внутри которой, в стеклянной колбе, находилась трубка с газом.

Оптоволоконный кабель устанавливался на произвольном расстоянии от трубки, с условием того, чтоб интенсивность спектральных линий не превышала порог чувствительности прибора.

Далее в программе OOBase 32 записывались данные измеряемого спектра.

По завершению эксперимента измеряется темновой спектр.

Обработка результатов производится при помощи программного пакета Atom.



Рис.3. Оборудование для проведения калибровки спектрометра

2. Результаты

Спектр трубки с гелием представлен на рис. 4. Время интегрирования - 1000 мс; осреднение - 1. На полученном спектре отслеживаются линии гелия в диапазоне длин волн 447,33 – 727,72 нм. При помощи программного обеспечения идентифицированы линии гелия.

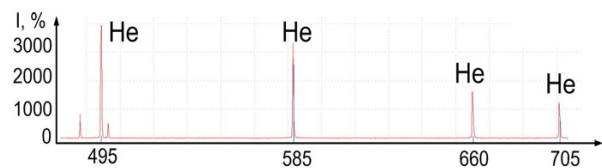


Рис. 4. Спектр гелия

Спектр трубки с гелием в измеряемом диапазоне имеет небольшое количество линий, которые не накладываются друг на друга и их легко идентифицировать, что является удобным для проведения калибровки. Недостаток состоит в том, что полученный спектр не покрывает весь диапазон работы спектрометра, и нет возможности проверки точности регистрации на самых коротких и на самых длинных длинах волн спектрального диапазона прибора.

Исходя из выше сказанного, измерен спектр трубки с неоном (Ne), представленный на рис. 5, а также спектр трубки криптона (Kr) рис. 6.

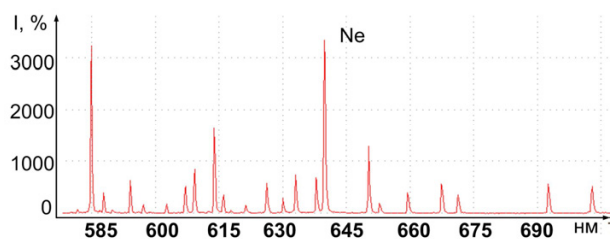


Рис. 5. Спектр неона

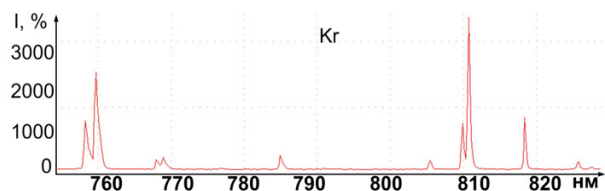


Рис. 6. Спектр криптона

Как известно, изменение интенсивности спектральной линии подчинено закону Гаусса [4], таким образом, проведена аппроксимация кривой Гаусса каждой видимой спектральной линии для трех измеренных спектров газов при помощи программного пакета Curve Expert Professional. Далее справочные длины волн сравнивались с расчетными-аппроксимированными и по разнице между ними выполнялись выводы о дрейфе шкалы длины волн.

Пример проведения аппроксимации одной из зарегистрированной линий гелия представлен на рис. 7.

По расположению максимума спектральной линии вычислялась расчетная длина волны и сравнивалась со справочным значением.

При проведении аппроксимации отслеживается стандартная ошибка и коэффициент корреляции, который не должен быть менее 0,99.

Если значение коэффициента менее указанного, спектрометр в данном диапазоне регистрировал более одной линии.

Таким же образом, производилась аппроксимация всех зарегистрированных линий.

На рисунке 9 представлена разница расчетной и справочной длин волн до проведения калибровки.

Как видно из рис. 8, дрейф шкалы длин волн превышает три пикселя, что в дальнейшем, при проведении эксперимента, приведет к ошибкам при идентификации элементного состава измеренного спектра электроракетного двигателя.

Как видно по рис. 9, максимальная разница расчетных длин волн и справочных составляет 0,2523 нм.

Качественным считается измерение, относительная ошибка которого не превышает 7% [5].

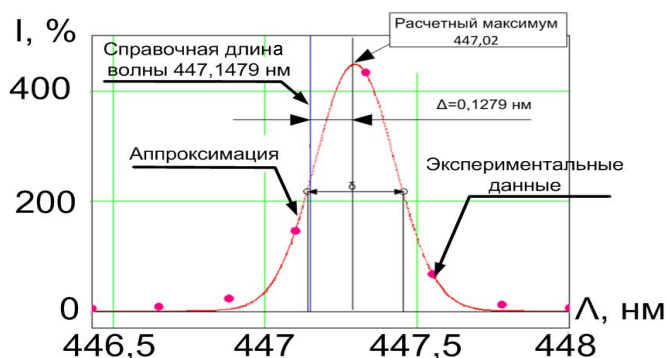
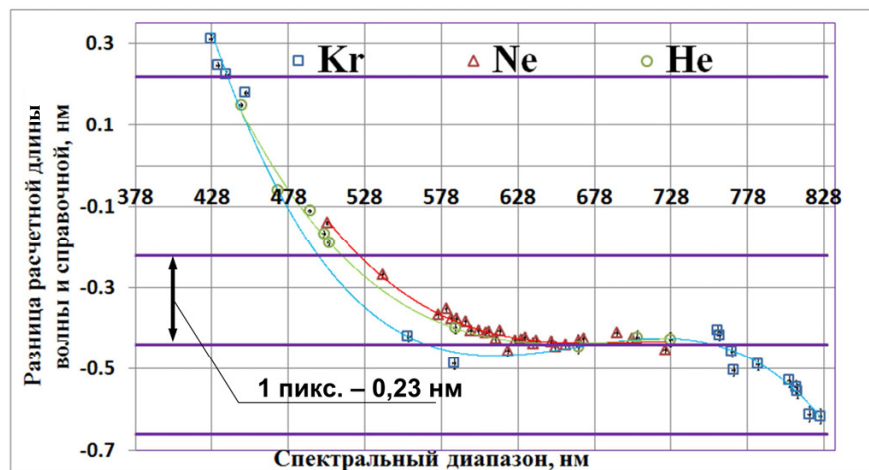
Рис. 7. Аппроксимация линии гелия 447,02 нм (δ – ширина линии)

Рис. 8. Разница расчетной длины волны и справочной до калибровки

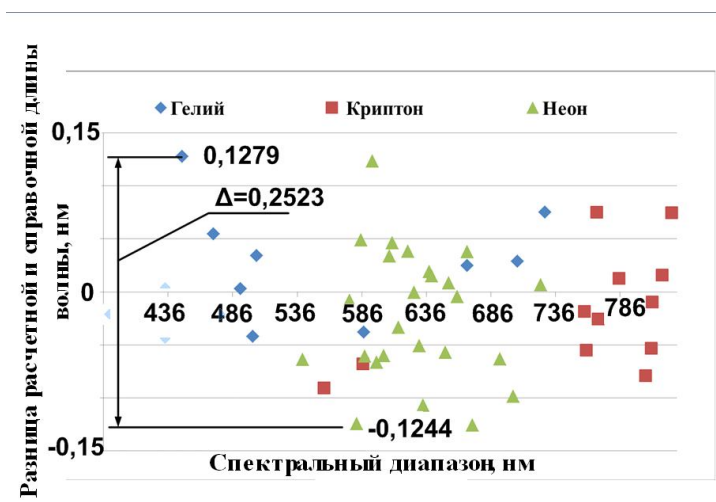


Рис. 9. Разница справочных длин волн и расчетных после калибровки

Заключение

Каждый спектрометр калибруется на предприятии-изготовителе, однако с течением времени, а также при изменении условий окружающей среды, такие как: изменение температуры, вибрации, повышенной влажности, возможен дрейф шкалы длин волн. Таким образом, требуется проводить периодическую калибровку.

Чувствительность прибора также зависит от ПЗС линейки, которая определяет точность проведения эксперимента, а, соответственно, точность анализа измеренного спектра. Ширина пикселя ПЗС линейки используемой в данном приборе составляет 0,23 нм.

По результатам проведенной калибровки получено максимальную разницу расчетной длины волны и справочной, равную 0,2523 нм.

Рассчитаны погрешности шкалы длин волн. Погрешность используемого прибора по самой короткой длине волны 380 нм составляет 0,029 %, по самой длинной 830 нм - 0,009 %.

Для повышения точности проведения эксперимента и качественного, также требуется проведение калибровки спектрометра по интенсивности.

Литература

1. Барсуков, В. И. *Начинающему аналитику-спектроскописту [Текст]* / В. И. Барсуков. – Тамбов : Издательско-полиграфический центр ТГТУ, 2006. – 109 с.
2. *Ocean Optics. Техническое описание и руководство по эксплуатации [Текст]*. – USA : Ocean Optics Inc, 2009. – 24 p.
3. Мандельштам, С. Л. *Введение в спектральный анализ [Текст]* / С. Л. Мандельштам ; под. ред. Г. С. Ландсберга. – М. : Гос. издательство технической литературы, 1946. – 260 с.
4. Королев, Ю. М. *Итерационный метод разложения сложных дифракционных максимумов [Текст]* / Ю. М. Королев // *Материалы XI Всес. совещ. по рентгенографии минерального сырья*. – Свердловск : АН СССР, 1989. – Т. 1. – С. 41-51.
5. Ладыгин, В. А. *Об алгоритме аппроксимации экспериментальных данных суммой одномерных функций Гаусса [Текст]* / В. А. Ладыгин. – М. : Физический институт им. П. Н. Лебедева, 2011. – 12 с.

Благодарность

Автор выражает искреннюю благодарность перечисленным сотрудникам за просмотр рукописи и многочисленные полезные советы, которые учтены при ее доработке:

- Лоян Андрей Витальевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. каф. 401, начальник отдела ЭРДУ МНТЦ КЭД, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»;
- Цаглов Александр Игоревич – аспирант каф. 401, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ».

Поступила в редакцию 12.05.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А. И. Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

КАЛІБРУВАННЯ ВОЛОКОННО-ОПТИЧНОГО СПЕКТРОМЕТРА ДЛЯ ПРОВЕДЕННЯ ОПТИЧНОЇ ЕМІСІЙНОЇ СПЕКТРОСКОПІ ЕЛЕКТРОРАКЕТНИХ ДВИГУНІВ*А. М. Хаустова*

У статті представлено один з методів проведення калібрування спектрометра HR-2000 із застосуванням гейслерової трубки з трьома інертними газами. Описано обладнання для калібрування спектрометрів. Описано особливості роботи з гейслеровими трубками та особливості роботи з волоконно-оптичним спектрометром. Отримано спектри випромінювання трьох інертних газів: гелію, неону і криптону. Викладено результати проведення калібрування. Представлено результати порівняння дрейфу шкали довжин хвиль до калібрування і після. Зроблено висновки про помилку реєстрації спектрів даного приладу. Показано, що самостійне проведення калібрування потрібне для підвищення точності спектрального аналізу.

Ключові слова: спектрометр, калібровка, гейслерова трубка, спектр випромінювання.

CALIBRATION OF FIBER-OPTIC SPECTROMETER FOR OPTICAL EMISSION SPECTROSCOPY METHOD OF ELECTRIC PROPULSION*A. N. Khaustova*

The paper presents calibration method of the spectrometer HR-2000, with the usage of heusler tubes with three inert gases. Equipment for the spectrometer calibration is described. Work peculiarities with heusler tubes and fiber-optic spectrometer are described. Three emission spectra of helium, neon and krypton inert gases are obtained. Results of the calibration are presented. Results of the wavelength drift comparison of the scale before and after calibration are presented. Conclusions about instrument errors of the recording spectra are made. It has been shown that self-calibration is required to improve the accuracy of the spectral analysis.

Key words: spectrometer calibration, heusler tube, emission spectrum.

Хаустова Алена Николаевна – инженер каф. 401, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: alyona_khaustova@yahoo.com.ua.

УДК 629.4.001.4

С. В. ЕПИФАНОВ¹, Б. А. ЩЕРБАНЬ¹, А. В. ТОВСТИК¹, Т. В. КУЛИК¹,
Н. Д. БАГАУТДИНОВ², Ю. В. ЧЕРКАСОВ²

¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*

² *Государственное предприятие «Запорожское машиностроительное
конструкторское бюро им. акад. А. Г. Ивченко «Прогресс»*

КОНТРОЛЬ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ НАЗЕМНЫМ АВТОМАТИЗИРОВАННЫМ КОМПЛЕКСОМ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ

Наземный автоматизированный комплекс «Диагностика Д-18Т» разработан специалистами ХАИ и ГП «Ивченко-Прогресс» и предназначен для оценки технического состояния и накопления статистической информации в ходе эксплуатации двигателей Д-18Т серий 3 и 3М в составе маршевых силовых установок самолетов Ан-124 и Ан-225. Оценка технического состояния включает экспресс-анализ, контроль исчерпания ресурса основных деталей, допусковой контроль и трендовый анализ основных параметров двигателя. В ходе отладки и тестирования комплекса проведено исследование эффективности диагностических признаков при решении задач контроля технического состояния двигателя с помощью трендового анализа. Определены наиболее информативные диагностические признаки, выявлены проблемы, возникающие в ходе расчета некоторых из них. Обозначены направления дальнейшего развития алгоритмов обработки информации и требования к качеству исходных данных для диагностирования.

Ключевые слова: наземный комплекс диагностики, ТРДД, база данных, диагностический признак, допусковой контроль, среднеквадратическое отклонение, тренд-анализ.

Введение

Наземный автоматизированный комплекс «Диагностика-18Т» разработан с целью обеспечения наземных служб авиакомпаний эффективным средством эксплуатационного сопровождения двигателей Д-18Т серий 3 и 3М в составе МДУ самолетов Ан-124 «Руслан» и Ан-225 «Мрія». Поддержка управления и оптимизация ремонтно-технической деятельности авиакомпаний и авиаремонтных предприятий позволяет существенно повысить уровень надежности двигателей, обеспечить требуемый уровень летной годности и безопасности полетов, сократив при этом затраты на техническое обслуживание изделий [1].

В качестве исходных данных комплекс использует аналоговые параметры и бинарные сигналы, собранные эксплуатационным регистратором во время полетов, а также данные приемо-сдаточных испытаний и сведения о комплектации двигателя.

Техническое состояние каждого двигателя контролируется в ходе анализа оперативной (полетной) и ретроспективной (архивной) информации. Анализ полетной информации (ПИ) включает следующие виды контроля (рис. 1):

- контроль качества ПИ;

- контроль соблюдения эксплуатационных ограничений;

- верификация сообщений бортовой системы контроля двигателей (БСКД) о неисправностях и нарушениях эксплуатационных ограничений;

- оценка выработки ресурса основными деталями двигателя (ОДД), наработки двигателя на высоких режимах и общей наработки в текущем полете;

- допусковой контроль и подготовка диагностических признаков для трендового анализа.

Результаты оперативного контроля хранятся в базе данных комплекса и частично используются для анализа архивной информации (рис. 2), который включает:

- трендовый анализ основных параметров двигателя;

- оценку исчерпания ресурса ОДД за время их эксплуатации;

- оценку наработки двигателя на высоких режимах и общей наработки двигателя за весь период эксплуатации.

Задачи, условия реализации, входные и выходные данные перечисленных видов контроля, а также общая структура баз данных комплекса «Диагностика-18Т» описаны в работе [5].

При отладке и доработке комплекса использовалась реальная ПИ, полученная в ходе эксплуата-

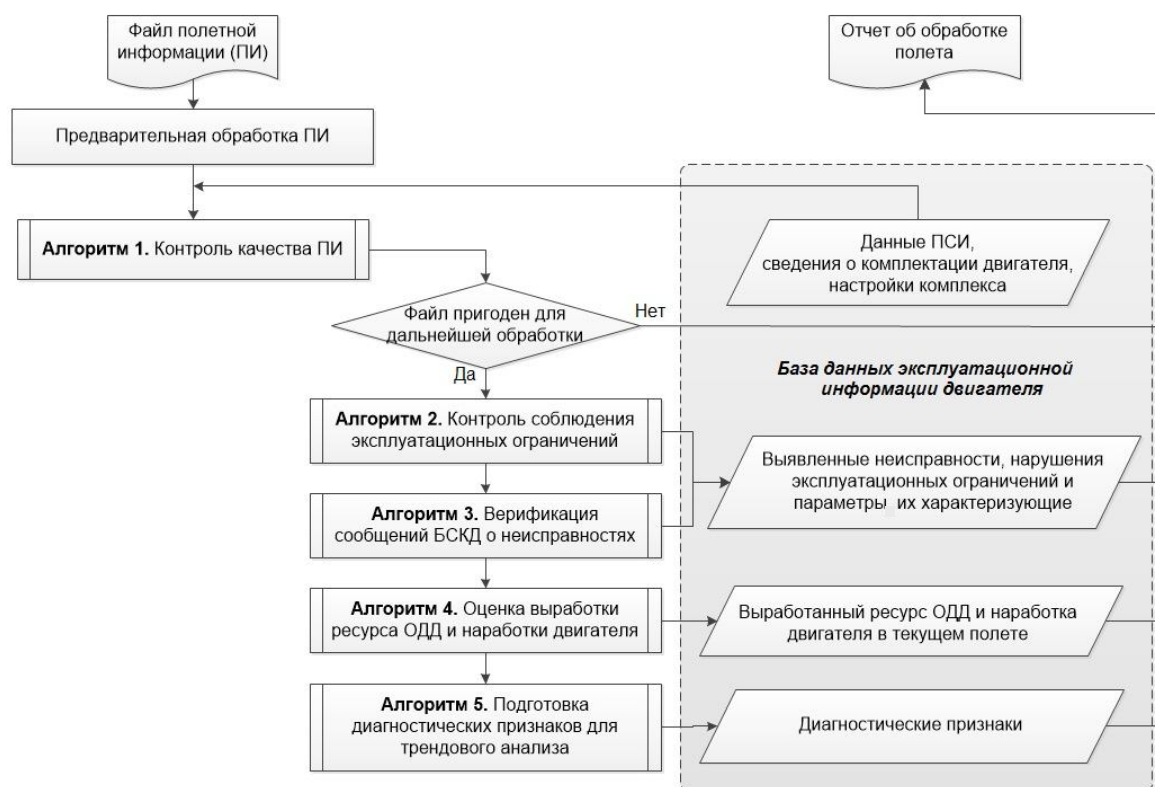


Рис. 1. Блок-схема анализа оперативной (полетной) информации

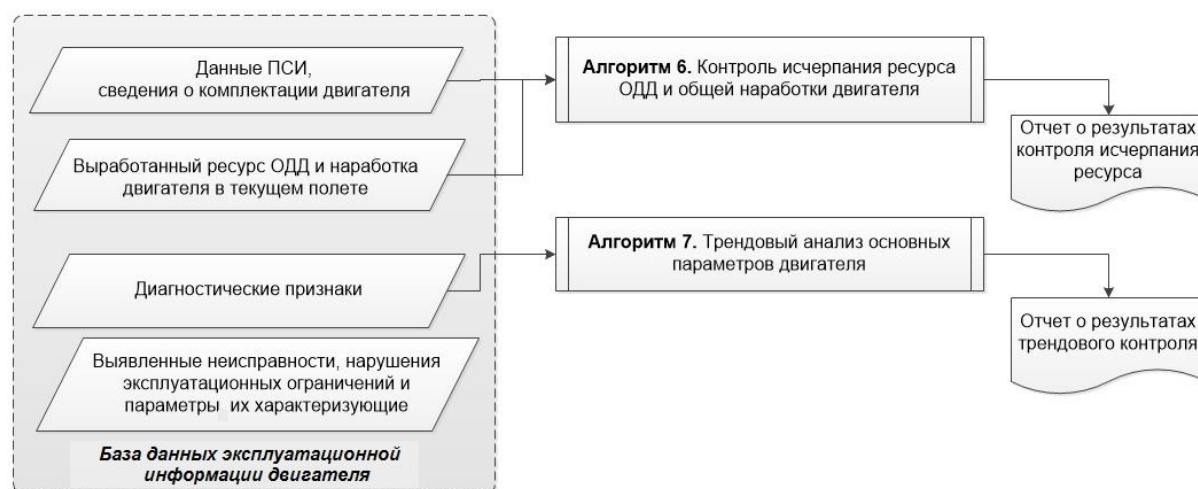


Рис. 2. Блок-схема анализа ретроспективной (архивной) информации

ции одного из самолетов Ан-124 «Руслан» за период с января 2010 по декабрь 2011 года. За этот период в составе МДУ эксплуатировались 11 двигателей Д-18Т серии 3, и всего было выполнено около 450 полетов. Результаты, приведенные в данной статье, соответствуют двигателю, который эксплуатировался непрерывно в течение всего вышеуказанного периода. Результаты, полученные по другим двигателям, практически идентичны.

Одной из наиболее актуальных задач трендового анализа является подготовка диагностических признаков для контроля. Способы формирования

диагностических признаков, сравнение их информативности и результатов их анализа, а также особенности и проблемы, возникшие при их расчете, полученные при разработке комплекса «Диагностика-18Т», приведены в данной статье.

1. Виды диагностических признаков

Диагностический признак представляет собой параметрический показатель, сформированный на основании измеренных параметров и содержащий информацию о техническом состоянии двигателя.

Комплекс «Диагностика-18Т» использует следующие виды диагностических признаков:

- предельное измеренное значение контролируемого параметра в совершенном полете;
- предельное значение контролируемого параметра на этапе взлета;
- значение контролируемого параметра в момент достижения максимальной приведенной температуры газов за турбиной среднего давления (ТСД) на этапе взлета;
- среднее значение контролируемого параметра на этапе взлета;
- среднее значение контролируемого параметра на контрольном участке горизонтального полета.

Диагностические признаки рассчитываются для четырех групп контролируемых параметров:

- параметры проточной части;
- показатели вибрации;
- параметры маслосистемы;
- параметры топливной системы.

Помимо указанных, к диагностическим признакам относятся продолжительность запуска двигателя, время выбега роторов и относительный расход масла в полете.

2. Диагностические признаки на этапе взлета

Контроль наличия этапа взлета (рис. 3) в файле полетной информации и расчет его границ осуществляются в ходе контроля качества полетной информации. Если этап взлета присутствует, программа определяет время его начала и окончания. Контрольным участком является интервал, получаемый при отсеивании первых 30 и последних 10 секунд этапа взлета. Параметры проточной части предварительно приводятся к стандартным атмосферным условиям согласно методике, описанной ранее в работе [3].

При достижении предельного значения контролируемый параметр максимально приближается к эксплуатационному ограничению. Следовательно, процесс износа деталей и узлов двигателя должен сопровождаться трендом тех диагностических признаков, которые зависят от их технического состояния. Способ расчета предельного значения зависит от типа порогового уровня параметра. Для параметров с односторонним пороговым уровнем (например, частот вращения роторов, температура масла на входе в двигатель, показателей вибрации) определяются максимальное или минимальное значения. Для параметров с двусторонним пороговым уровнем (например, давление масла в масляных полостях коробки приводов и центрального привода) определяются и максимальное и минимальное значения.

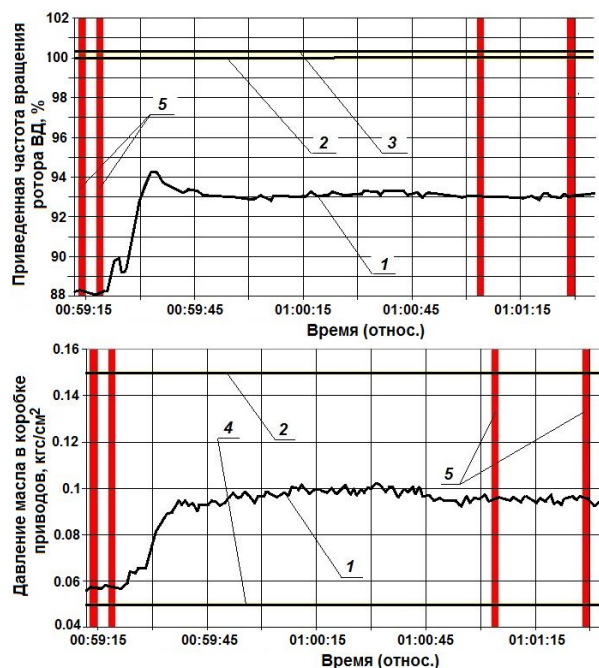


Рис. 3. Контрольный участок на этапе взлета:
1 – измеренный параметр; 2 – максимальное допустимое значение; 3 – предельное значение;
4 – минимальное допустимое значение;
5 – сбойные кадры

Момент времени достижения максимальной приведенной температуры газов за ТСД на этапе взлета является одним из наиболее напряженных за весь полет, в связи с достижением максимальных температурных и силовых воздействий на детали и узлы двигателя. Для расчета диагностических признаков по этому принципу программа определяет момент достижения максимальной приведенной температуры газов за ТСД, а затем вычисляет значения контролируемых параметров в этот момент времени.

3. Диагностические признаки на этапе горизонтального полета

Горизонтальный полет является наиболее протяженным основным этапом полета. Соответствие параметров рабочего процесса норме на этом этапе полета является залогом сохранения эксплуатационных характеристик двигателя. Для расчета диагностических признаков на этом этапе необходимо выделить контрольный участок.

Задача поиска стабильного участка решается с помощью параметрического интегрального S-критерия [2, 6]:

$$S_i = \sum_{i=1}^n (Y_i - \bar{Y}_i) > S_{\lim, i}, \quad (1)$$

где $\bar{Y}_i = \frac{1}{i} \sum_{k=1}^i Y_k$ – выборочное среднее значение.

Ранее именно этот критерий продемонстрировал наибольшую эффективность обнаружения трендов при сравнении его с наиболее распространенными критериями тренда, как параметрическими, так и непараметрическими [4].

Пороговый уровень критерия

$$S_{\text{limi}} = \pm K_{\alpha} \sigma_Y \sqrt{\sum_{k=1}^i \left(1 - \sum_{j=1}^{i-k+1} \frac{1}{i-j+1} \right)^2}, \quad (2)$$

двусторонний, требует априорного знания значения среднеквадратического σ_Y и зависит от номера измерения i и толерантного коэффициента K_{α} , который определяется законом распределения случайного процесса Y_i и принятой вероятностью ложного срабатывания α . При нормальном законе распределения уровню $\varepsilon = 5\%$ соответствует значение $K_{\alpha} = 1,96$.

Расчет диагностического признака выполняется в несколько этапов. В ходе контроля качества полетной информации контролируется наличие этапа горизонтального полета в файле полетной информации, и определяются его временные интервалы. Если в ходе горизонтального полета имели место смены эшелона, то регистрируются их количество и временные интервалы.

Следующим шагом является поиск наиболее протяженного участка, на котором был стабилен режим работы двигателя и внешние условия. Критерием стабильности режима работы двигателя является отсутствие тренда положения РУД и нахождение клапанов перепуска воздуха (КПВ) КВД и КСД в закрытом положении. Критерием постоянства внешних условий является отсутствие тренда скорости полета, атмосферного давления и температуры воздуха. Допустимые значения σ_Y для $\alpha_{\text{РУД}}$, p_n , T_n и $v_{\text{пол}}$ внесены в качестве внутренних настроек.

На наиболее протяженном участке, стабильном по режиму работы двигателя и внешним условиям, выполняется поиск наиболее протяженного интервала со стабильными параметрами проточной части (частоты вращения роторов, температура газов за ТСД, расход топлива, суммарная степень повышения давления за КВД).

На наиболее протяженном участке со стабильными параметрами проточной части выполняется поиск участков со стабильными контролируруемыми

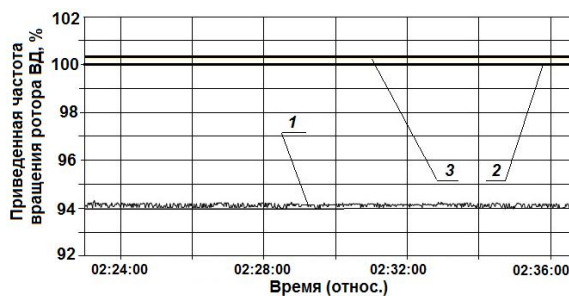


Рис. 4. Контрольный участок горизонтального полета (для параметров проточной части): 1 – измеренный параметр; 2 – максимальное допустимое значение; 3 – предельное значение



Рис. 5. Дроссельная характеристика по данным

ПСИ вида $n_{В пр} = f(\pi_{\Sigma пр})$:

1 – данные ПСИ; 2 – дроссельная характеристика; 3 – точки на контрольном участке; 4 – ограничение по данным ПСИ

параметрами отдельно для каждой из групп (см. разд. 1). Среднеквадратические отклонения контролируемых параметров, необходимые для расчета порогового уровня интегрального S-критерия, являются внешними настройками алгоритма и доступны для редактирования пользователем. Полученный интервал является контрольным участком, среднее значение на нем является диагностическим признаком (рис. 4).

Особенностью расчета диагностических признаков по параметрам проточной части является оценка среднего отклонения параметра от дроссельной характеристики. Использование в качестве диагностических признаков отклонений параметров от дроссельной характеристики вместо их абсолютных значений вызвано необходимостью в дальнейшем сравнивать данные, полученные при различных режимах работы двигателя. Дроссельная характеристика строится в виде полинома 2-й степени на основании данных прямо-сдаточных испытаний, приведенных к стандартным атмосферным условиям и внесенным в базу данных эксплуатационной информации (рис. 5).

4. Анализ полученных результатов

В ранее опубликованных работах показано, что эффективность любого критерия тренда зависит от темпа тренда a и среднеквадратического отклонения σ_Y исследуемой случайной величины [2, 4]. Чем выше значение σ_Y , тем больше время обнаружения тренда. Для интегрального S-критерия это явление особенно актуально, поскольку его пороговый уровень зависит от σ_Y (формула 2), и его увеличение приводит к расширению диапазона допустимых значений критерия. Следовательно, наиболее эффективным будет диагностический признак, обладающий на равном интервале меньшим разбросом.

На рисунке 6 (рис. 6) показан результат расчета диагностических признаков для контроля частоты вращения ротора высокого давления на этапе взлета. Наибольшим разбросом обладает признак, являющийся максимальным значением, зарегистрированным в полете. Другим недостатком данного способа расчета диагностического признака является отсутствие учета режима работы двигателя в момент регистрации значения.

Среднеквадратические отклонения максимального значения на этапе взлета и значения в момент достижения максимальной приведенной $T_{ТСД}$ сопоставимы. Наименьшим разбросом обладает признак, являющийся средним значением на данном этапе.

Наименьшим разбросом обладают признаки, зарегистрированные на контрольном участке горизонтального полета. Следовательно, методика приведения параметров проточной части к стандартным атмосферным условиям и расчета средних отклонений от эталонной дроссельной характеристики достаточно эффективна при подготовке данных для тренд-анализа. Для остальных контрольных параметров эта тенденция сохраняется.

На рисунке 7 показан результат контроля трендов приведенной частоты вращения ротора высокого давления для средних значений на этапе взлета и горизонтального полета. На контрольном участке наблюдаются тенденции увеличения среднего значения $n_{ВД\text{ пр}}$ на взлете и снижения среднего отклонения $\Delta n_{ВД}$ от дроссельной характеристики на этапе горизонтального полета. В обоих случаях критерий тренда не превышает пороговый уровень на контрольном участке.

5. Контроль тренда продолжительности запуска и выбега роторов

Такие диагностические признаки, как продолжительность запуска, выбег роторов и относительный расход масла, безусловно, являются важными показателями технического состояния двигателя, но

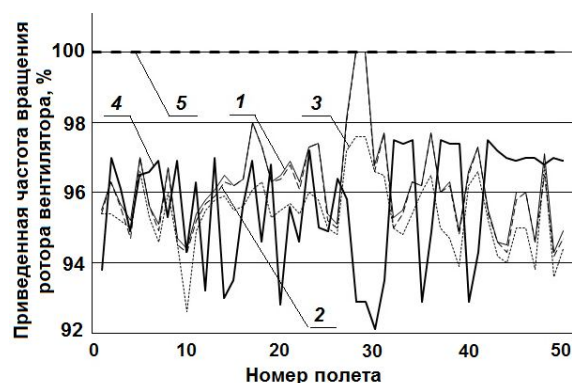


Рис. 6. Диагностические признаки на этапе взлета (для $n_{ВД}$): 1 – максимальное значение; 2 – значение в момент достижения максимальной приведенной $T_{ТСД}$; 3 – среднее значение; 4 – максимальное значение, зарегистрированное в полете; 5 – максимальное допустимое значение

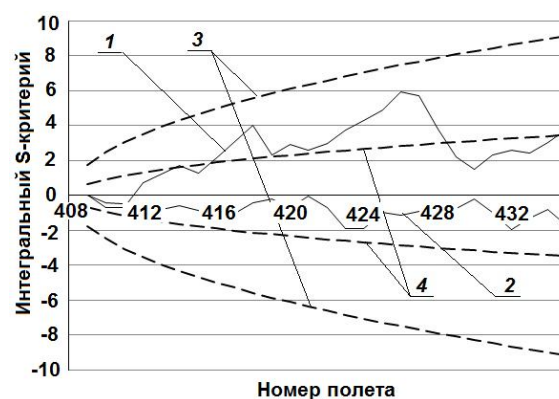


Рис. 7. Контроль тренда приведенной частоты вращения ротора высокого давления: 1, 2 – средние значения на взлете и на контрольном участке горизонтального полета; 3, 4 – пороговые уровни критерия для средних значений на взлете и на контрольном участке горизонтального полета

необходимость их расчета повышает требования к качеству полетной информации.

Продолжительность запуска определяют как интервал от включения ВТС до достижения частоты вращения ротора высокого давления, соответствующей минимальной на режиме ЗМГ (для двигателя Д-18Т это значение составляет $n_{ВД} = 56 \dots 62 \%$). Длительностью выбега роторов считается временной интервал от появления бинарного сигнала «Останов двигателя» до снижения частоты вращения каждого из роторов до значения $n \leq 5\%$. Увеличение продолжительности запуска и сокращение времени выбега роторов может свидетельствовать о снижении характеристик ВТС, задержках при розжиге камеры сгорания, преждевременном износе опор и других узлов двигателя.

На рисунках 8 и 9 показаны результаты расчета выбега роторов и их трендового контроля. Несмотря на то, что критерий не выходит за границы порогового уровня, прослеживается опасная тенденция: время выбега всех трех роторов постепенно снижается, и, вероятно, имеет место износ опор двигателя.

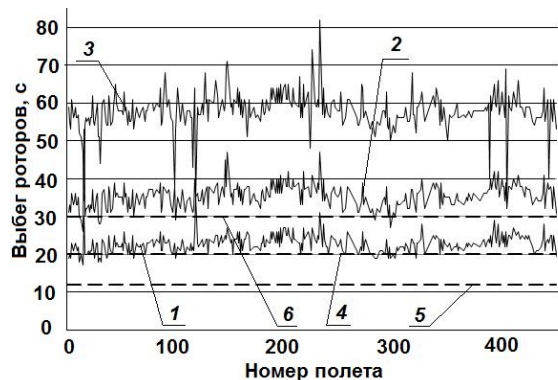


Рис. 8. Расчетные выбеги роторов:
1 – ротор вентилятора; 2 – ротор СД;
3 – ротор ВД; 4 – минимальное время выбега ротора вентилятора; 5 – минимальное время выбега ротора СД; 6 – минимальное время выбега ротора ВД



Рис. 9. Анализ трендов выбегов роторов:
1, 2, 3 – значение критерия для выбегов роторов вентилятора, СД и ВД; 4, 5, 6 – пороговые уровни критерия для выбегов роторов вентилятора, СД и ВД

На рисунках 10 и 11 показан результат расчета продолжительности запуска и контроль ее тренда. Выявлена тенденция снижения данного показателя, что не является опасным явлением для двигателя.

Существенной проблемой при расчете этих значений является неполная комплектность файлов полетной информации. Некоторые полеты были признаны ограниченно пригодными по причине отсутствия этапов запуска или останова двигателя (соответственно 7% и 29% от общего количества).

Причиной этого является запоздалое включение или досрочное выключение эксплуатационного регистратора экипажем самолета. Решением этой проблемы может стать внесение дополнительных тре-

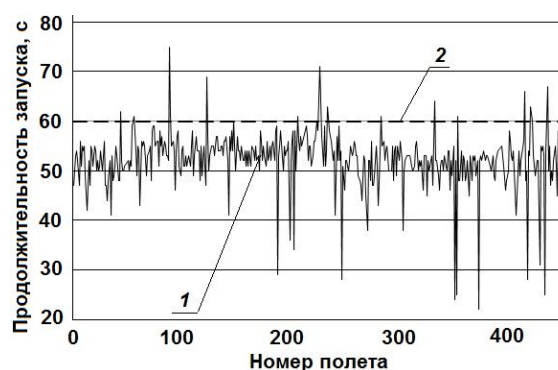


Рис. 10. Продолжительность запуска:
1 – расчетное значение;
2 – максимальное допустимое значение

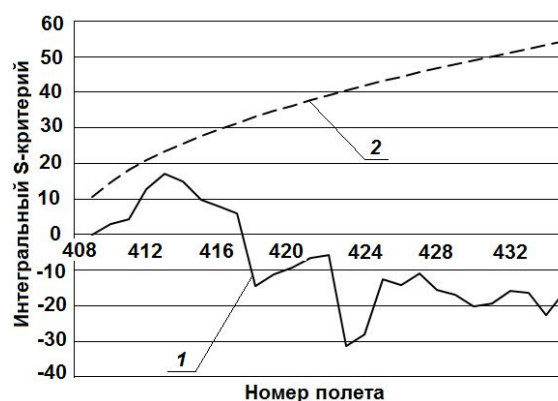


Рис. 11. Анализ тренда продолжительности запуска:
1 – значение критерия тренда;
2 – максимальный пороговый уровень

бований к подготовке файлов полетной информации для дальнейшего использования в комплексе «Диагностика-18Т».

6. Контроль выработки масла

Безвозвратные потери масла в ходе работы являются показателем исправного функционирования как системы смазки и суфлирования, так и двигателя в целом. В комплексе «Диагностика-18Т» выработка масла оценивается тремя показателями: абсолютный расход масла, относительный расход масла и остаток масла в маслобаке после выполнения полета.

При расчете абсолютного G_M и относительного g_M расхода масла учитывается влияние температуры масла на его плотность:

$$G_M = Q_{M \text{ нач}} \frac{\rho_{M \text{ нач}}}{\rho_{M \text{ кон}}} - Q_{M \text{ кон}}, \quad (3)$$

где $Q_{M \text{ нач}}$, $Q_{M \text{ кон}}$ – количество масла в маслобаке в начале и в конце полета;

$\rho_{M \text{ нач}}$, $\rho_{M \text{ кон}}$ – плотность масла в маслобаке в начале и в конце полета (функция от температуры масла на входе в двигатель, зависит от типа масла);

$t_{\text{пол}}$ – время полета.

Относительный расход масла:

$$g_M = \frac{G_M}{t_{\text{пол}}} \quad (4)$$

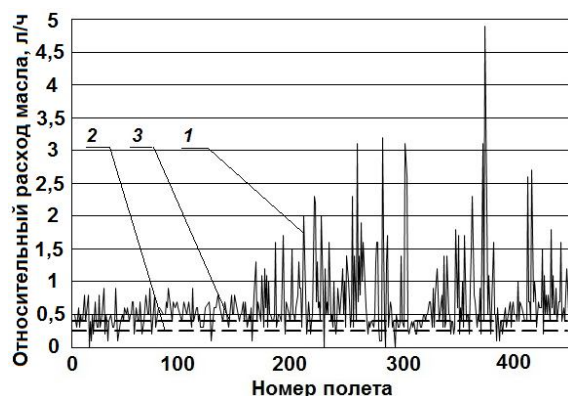


Рис. 12. Относительный расход масла:
1 – расчетное значение; 2 – минимальное допустимое значение; 3 – максимальное допустимое значение

На рисунке 12 показан результат расчета относительного расхода масла за рассматриваемый период. Значительное рассеивание полученных результатов и их несоответствие эксплуатационным нормам являются следствием несовершенства методики расчета данного показателя.

Для оценки выработки масла по указанным показателям необходимо создание модели системы смазки и суфлирования, учитывающей количество масла, оставшееся в опорах, коробке приводов, центральном приводе и других узлах двигателя.

Заключение

Использование максимального значения параметра, зарегистрированного в полете, в качестве диагностического признака малоэффективно. Этот диагностический признак обладает значительным среднеквадратическим отклонением и не учитывает режим работы двигателя в момент регистрации.

Наименьшим разбросом обладают такие диагностические признаки, как средние значения параметра на этапе взлета и на контрольном участке горизонтального полета.

Для возможности расчета таких признаков, как время выбега роторов и продолжительности запуска необходимо повысить требования к качеству и комплектности полетной информации. Эксплуатационный регистратор должен включаться не позднее начала процесса запуска двигателей и выключаться не ранее полного их останова.

При работе с эксплуатационной информацией авторы не имели сведений об обслуживании, выполненных на МДУ самолета в рассматриваемый период. Следовательно, не было возможности оценить влияние проведенного обслуживания на изменение диагностических признаков.

Дальнейшее совершенствование алгоритмов должно идти по двум направлениям. Во-первых, задача поиска стабильности по нескольким показателям должна решаться единым многопараметрическим критерием. Создание такого критерия потребует дополнительного изучения методов статистической обработки информации. Во-вторых, комплекс нуждается в дополнительном алгоритме поддержки принятия решения, который позволит сопоставить результаты технического контроля с истинной причиной отклонения от нормы и предложить способ устранения неисправности или предотвращения нарушения эксплуатационных ограничений.

Литература

1. Автоматизированная система контроля надежности парка воздушных судов авиакомпании: база данных [Текст] / А. С. Якушенко, В. Е. Мильцов, В. Н. Охмаевич, П. А. Власенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 7 (94). – С. 222 – 226.
2. Синтез систем управления и диагностики газотурбинных двигателей [Текст] : моногр. / С. В. Епифанов, Б. И. Кузнецов, И. Н. Богаенко и др. – К. : Техника, 1998. – 312 с.
3. Совершенствование методики подготовки исходных данных для алгоритма параметрической диагностики [Текст] / С. В. Епифанов, Б. А. Щербань, Н. Д. Багаутдинов, Ю. В. Черкасов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 7 (84). – С. 218-224.
4. Епифанов, С. В. Выбор эффективных критериев тренда для алгоритмов параметрической диагностики [Текст] / С. В. Епифанов, Б. А. Щербань, Ю. В. Черкасов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 8 (95). – С. 232 – 240.
5. Наземный автоматизированный комплекс диагностики турбореактивного двухконтурного двигателя [Текст] / С. В. Епифанов, Б. А. Щербань, А. В. Товстик и др. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 10 (107). – С. 146 – 153.
6. Миргород, В. Ф. Применение методов трендового анализа в задачах диагностики авиационных двигателей [Текст] / В. Ф. Миргород // *Основные результаты научно-технической деятельности : сб. науч. работ Акционерного общества «Элемент»*. – Одесса : АО «Элемент», 2008. – С. 218-226.

Поступила в редакцию 01.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, профессор Б. И. Кузнецов, НИИЭМ НАН Украины.

КОНТРОЛЬ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОХКОНТУРНОГО ДВИГУНА НАЗЕМНИМ АВТОМАТИЗОВАНИМ КОМПЛЕКСОМ ПАРАМЕТРИЧНОЇ ДІАГНОСТИКИ

С. В. Єпифанов, Б. О. Щербань, А. В. Товстік, Т. В. Кулік, Н. Д. Багаутдінов, Ю. В. Черкасов

Наземний автоматизований комплекс «Діагностика-18Т» розроблено фахівцями ХАІ та ДП «Івченко-Прогрес» та використовується для оцінювання технічного стану та накопичування статистичної інформації протягом експлуатації двигунів Д-18Т серій 3 і 3М у складі основних силових установок літаків Ан-124 та Ан-225. Оцінка технічного стану складається з експрес-аналізу, контролю виснаження ресурсу основних деталей, допускового контролю та трендового аналізу основних параметрів двигуна. Протягом доведення та тестування комплексу проведено дослідження ефективності діагностичних ознак під час рішення задач контролю технічного стану двигуна за допомогою трендового аналізу. Визначено найбільш інформативні діагностичні ознаки та проблеми, що виникають під час розрахунку деяких з них. Означено напрямки подальшого розвитку алгоритмів обробки інформації та вимоги до якості початкових даних для діагностування.

Ключові слова: наземний комплекс діагностики, турбореактивний двоконтурний двигун, база даних, діагностична ознака, допусковий контроль, середньоквадратичне відхилення, тренд-аналіз.

TURBOFAN TECHNICAL CONDITION CONTROL BY ON-GROUND AUTOMATIC PARAMETRIC DIAGNOSIS COMPLEX

S. V. Yepifanov, B. A. Scherban, A. V. Tovstik, T. V. Kulik, N. D. Bagautdinov, Y. V. Cherkasov

On-ground diagnosis complex «Diagnosis-18T» is produced by designers of National Airspace University «KhAI» and Design Bureau «Ivchenko-Progress». It is used to technical condition control and to statistic information storage during maintenance of turbofans D-18T series 3 and 3M which are used as main power plant of airplanes An-124 and An-225. Technical condition control consists of express-analysis, main engine structural parts recourse control, tolerance control and trend-analysis of main engine parameters. Diagnosis feature efficiency research was made during complex testing. They are used to make technical state control by trend-analysis of main engine parameters. Features which give the most important information about engine technical condition were defined. The main development directions of proceeding algorithm information and требования of input information quality were defined and described in this article.

Keywords: on-ground diagnosis complex, turbofan, database, diagnosis feature, tolerance control, mean-square deviation, trend-analysis.

Епифанов Сергей Валерьевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. конструкции авиационных двигателей и энергоустановок, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

Щербань Богдан Александрович – асп. каф. конструкции авиационных двигателей и энергоустановок факультета авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: bogdanscherban@mail.ru.

Товстик Андрей Вадимович – асп. каф. Информатики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Кулик Тамара Васильевна – ст. науч. сотр. ПНИЛ диагностики авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Багаутдинов Наиль Дахиевич – ведущий конструктор, руководитель группы систем контроля и диагностики авиационных ГТД, Государственное предприятие «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: BagautdinovND@ivchenko-progress.com.

Черкасов Юрий Владимирович – начальник отдела регулирования электрооборудования, Государственное предприятие «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: progress@ivchenko-progress.com.

УДК 681.518.5: 519.816

В. Е. СТРЕЛЕЦ¹, М. Л. УГРЮМОВ¹, И. А. ТРОФИМОВА¹, С. А. ВАМБОЛЬ²¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*² *Национальный университет гражданской защиты Украины, Харьков, Украина*

МЕТОДОЛОГИЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ВХОДНЫХ ДАННЫХ

Усовершенствован статистический метод классификации состояния газотурбинных двигателей (ГТД) с множественными дефектами на основе аппарата вероятностных нейронных сетей; предложены методы решения задач нахождения интервалов значений симптомов, соответствующих исправному техническому состоянию, а также оценки величин расчетных параметров функциональных элементов (ФЭ) ГТД в процессе эксплуатации на основе данных измерений симптомов с известной точностью. Представлены примеры применения описанных методов при диагностировании технического состояния турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД).

Ключевые слова: информационные технологии, диагностирование состояния систем, неопределенность входных данных, газотурбинный двигатель.

Введение

На современном этапе развития сложных технических систем (СТС), в частности систем с многоэшелонной иерархией на примере объектов авиационной техники, постоянно происходит значительное их усложнение и усовершенствование, также повышаются требования к их технико-экономической эффективности, надежности и безопасности. Поэтому важной является проблема своевременного обнаружения и устранения повреждений и отказов, особенно для объектов авиационной техники (авиационных систем) во время эксплуатации.

Повышение безопасности авиационных систем возможно с применением методов математического моделирования процессов. Существующие математические модели, методы и реализующие их компьютерные системы широко используются для решения задач диагностирования технического состояния, но их применение не всегда гарантирует комплексное обеспечение эффективности и отказоустойчивости авиационных систем.

Характерной особенностью авиационных систем является невысокий, а в некоторых случаях, и низкий уровень контролепригодности, что усложняет процесс диагностирования их технического состояния. Поэтому широко ведется разработка авиационных систем и методов диагностирования, которые обеспечили бы повышение уровня отказоустойчивости [1, 2].

Причина выхода из строя СТС может иметь

комплексный характер с точки зрения появления дефекта или отказа в целом. Отказы могут быть вызваны как отдельными дефектами, так и множественными дефектами функциональных элементов подсистем [3, 4].

Традиционный подход к организации диагностирования технического состояния СТС основан на непрерывном анализе и регистрации значений измеряемых переменных рабочего процесса (диагностических симптомов) [5]. В условиях возникновения множественных дефектов процесс определения диагностических симптомов приобретает случайный характер, другими словами появляется неопределенность в данных измеряемых симптомов для разных сценариев отказов. Методы решения этой задачи должны учитывать известную точность измерения данных.

Таким образом, является актуальной разработка моделей и методов диагностирования СТС с множественными отказами в условиях неопределенности входных данных. В статье представлена методология решения данной задачи.

1. Постановка задачи диагностирования

Переход объекта диагностирования [6] в аномальное состояние требует решения задачи диагностирования, которая формулируется следующим образом: исходя из измеренных значений симптомов S^o , определить подсистемы (функциональные элементы), в которых произошли отказы.

В результате декомпозиции задача диагностирования может быть представлена как последовательность взаимосвязанных задач:

– задачи структурного анализа – по заданным структурной и системной диагностической моделям объекта (таблица неисправностей, таблица «симптом – дефект») построение дерева отказов, позволяющего определить связи между дефектами функциональных элементов, симптомами и отказами системы в целом;

– задачи кластеризации – определение возможного количества состояний (сценариев отказов), в которых может оказаться авиационная система. Методология решения задачи следующая: задается модель объекта в виде таблицы неисправностей, таблицы «симптом – дефект», по ним строится дерево отказов, затем дерево событий. Другой формой результата решения задачи может быть диагностическая логическая модель (диагностическая гипотеза);

– задачи классификации – определение состояния, в котором объект диагностирования находится в настоящий момент. Результатом является распознавание принадлежности образца тому или иному сценарию;

– обратной задачи интервального анализа для каждого сценария – нахождение интервалов значений симптомов, соответствующих исправному техническому состоянию объекта диагностирования с множественными отказами.

На основе полученных результатов формируется база данных, содержащая допуски на изменение параметров и симптомов, соответствующие исправному техническому состоянию системы в целом;

– измерения симптомов S° , определение подмножества симптомов $S_a^\circ = \{s_{al}^\circ\}$, $l = 1 \dots L_a$, $S_a^\circ \subseteq S^\circ$, где L_a – количество измеряемых переменных, для которых фактическое отклонение текущего значения этого критерия от эталонного $\delta_{sl} \neq 0$, а также перечня параметров $\{r_{ij}\}$, $j = 1 \dots J_a$, соответствующих наблюдаемым симптомам S_a° ;

– определения технического состояния объекта диагностирования, т.е. вида сценария отказа системы в целом, который достоверно соответствует наблюдаемым симптомам. Результатом решения этой задачи будет подмножество $S_k^\circ = \{s_{kl}^\circ\}$, $S_l^\circ \subseteq S^\circ$, $l \in [1, L_k]$, где L_k – число симптомов, фактическое отклонение текущих значений s_{kl}° которых выходят за пределы допустимых отклонений $[\varepsilon_{sl}^-, \varepsilon_{sl}^+]$ для этого сценария, а также подмножество

параметров $\{r_{ij}\}$, $j = 1 \dots J_k$, соответствующих наблюдаемым симптомам S_k° ;

– оценки величин расчетных параметров функциональных элементов в процессе эксплуатации на основе наблюдаемых симптомов S_a° :

$$\{\delta_{sl}\} \rightarrow \{\delta_{rj}\}, j = 1 \dots J_a;$$

– определения функциональных элементов, отказ которых привел к отказу системы в целом. Результатом решения этой задачи будет подмножество $\{r_{ij}\}$, $l = 1 \dots L_k$, $j = 1 \dots J_a$, где J_a – число параметров, фактическое отклонение текущих значений R_{lj} которых выходят за пределы $[\varepsilon_{rl}^-, \varepsilon_{rl}^+]$ для этого сценария.

2. Метод решения задачи классификации технического состояния СТС

Рассмотрим отказ системы как одно из возможных состояний системы. Любой отказ характеризуется появлением дефекта или множества дефектов $f_j^{(k)}$, $j = 1 \dots J_k$. Введем определение сценария отказа. Для k -го сценария: $m_k = \{S_k^\circ, F^{(k)}\}$, $k = 1 \dots K$, $l = 1 \dots L_k$, $j = 1 \dots J_k$, где $S_k^\circ = \{s_{kl}^\circ\}$ – множество наблюдаемых симптомов, $F^{(k)} = \{f_j^{(k)}\}$ – множество дефектов системы (подсистемы), которые соответствуют сценарию k .

Сформулируем постановку задачи классификации. Пусть известно множество наблюдаемых симптомов S^* , необходимо найти такой k -й сценарий, для которого максимальна условная вероятность появления S^* в системе.

Пусть на основе данных мониторинга получено множество наблюдаемых симптомов S^* . Известно количество возможных сценариев отказов системы в целом, а также для каждого сценария сформирована обучающая выборка, элементами которой являются множества значимых наблюдаемых симптомов. В качестве статистического решающего правила классификации выбрано следующее: максимум условной вероятности появления S^* в системе при k -ом сценарии.

Для решения задачи классификации технического состояния применяем вероятностную нейронную сеть [7], имеющую следующую структуру:

– входной слой $S_1^* \dots S_A^*$ – входными элементами являются значения проекций вектора наблюдаемых симптомов S^* ;

– слой образцов $\rho_{1m} \dots \rho_{Mm}$ – центры классов обучающей выборки. Количество образцов равно количеству классов в обучающей выборке.

Входной слой и слой образцов образуют полностью связную структуру. Активность элемента слоя образцов определялась зависимостью, соответствующей плотности распределения вероятностей согласно t -закону Стьюдента (что уместно и для ограниченных выборок)

$$\rho_{lm} = \rho(S_m^* | S_l) = \frac{\Gamma\left(\frac{n+1}{2}\right)}{\sqrt{\pi n} \Gamma\left(\frac{n}{2}\right)} \left(1 + \frac{t_{lm}^2}{n}\right)^{-\frac{n+1}{2}},$$

где Γ – гамма-функция Эйлера с n степенями свободы ($n = K_1 + K_m - 2$; K_1, K_m – число образцов в соответствующих классах, $l, m = 1..M$);

t_{lm} – статистика Стьюдента

$$t_{lm} = \sqrt{\frac{MD_{lm}^2}{\frac{1}{K_1} + \frac{1}{K_m}}};$$

MD_{lm}^2 – расстояние Махаланобиса от неизвестного образца (полагая, что он относится к l -му классу) до m -го образца

$$MD_{lm}^2 = \frac{1}{A} (S^* - \langle S_m \rangle)^T \Sigma_{pooled}^{-1} (S^* - \langle S_m \rangle),$$

где S^* – значения проекций вектора наблюдаемых симптомов неизвестного образца;

$\langle S_m \rangle$ – средние значения проекций вектора наблюдаемых симптомов элемента слоя образцов;

Σ_{pooled} – объединенная корреляционная матрица для рассматриваемых сценариев (классов) определяется с учетом принадлежности образца к тому, либо иному классу

$$\Sigma_{pooled} = \frac{1}{K_1 + K_m - 2} ((K_1 - 1) \Sigma_1 + (K_m - 1) \Sigma_m);$$

– выходной слой $m^*, \rho(S_m^* | S_{m^*})$ (выходной элемент) – дискриминатор пороговой величины, который указывает элемент слоя образцов с максимальным значением активности (другими словами, указывает класс, которому принадлежит неизвестный экземпляр).

Следует обратить внимание, что значения статистики Стьюдента t_{lm} зависят от выбора базиса, в котором оценивается степень близости между неизвестным элементом и образцами (при решении задачи классификации), а также между образцами (при анализе значимости расстояний между классами). Поэтому возникает необходимость в структурировании дополнительного статистического решающего правила выбора единственного (опорного) базиса. Согласно принципу максимального правдоподобия в качестве решающего правила выбора опорного базиса m^* принято следующее:

$$\exists! m^* \in C_m(t_{lm}) (l, m = 0..M-1): \min_l t_{lm} \rightarrow \max,$$

где $C_m(t_{lm})$ – множество m -х индексов статистик.

Согласно принципу максимального правдоподобия в качестве критерия перехода от одного к другому техническому состоянию может быть использовано решающее байесовское правило

$$\forall m = 0..M-1: \frac{\rho(\tilde{S}_{m+1}^* | S_{m+1})}{\rho(\tilde{S}_m^* | S_m)} \geq 1,$$

которое справедливо при условии, что

$$\frac{P(S_m)}{P(S_{m+1})} \cdot \frac{\rho(\tilde{S}_{m+1}^*)}{\rho(\tilde{S}_m^*)} \approx 1,$$

где $P(S_m)$ – априорные вероятности реализации классов.

3. Метод решения нелинейной задачи определения интервалов значений симптомов, соответствующих исправному состоянию объекта диагностирования

Рассмотрим в качестве примера диагностирование проточной части турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД). Пусть критериями качества, характеризующими состояние объекта диагностирования, в рассматриваемом случае являются удельный расход топлива $C_{уд}$ и удельная тяга $R_{уд}$. Определим компоненты векторов допустимых отклонений значений этих критериев от эталонных:

$$\varepsilon_{wl}^{+,-} = \frac{2(C_{уд}^{+,-} - C_{уд}^*)}{(C_{уд})_{\max} - (C_{уд})_{\min}},$$

$$\varepsilon_{w2}^{+,-} = \frac{2(R_{yD}^{+,-} - R_{yD}^*)}{(R_{yD})_{\max} - (R_{yD})_{\min}}, \quad (1)$$

где $C_{yD}^* = (C_{yD})_0$;

$$R_{yD}^* = (R_{yD})_0.$$

Рассмотрим обратную задачу интервального анализа – задачу о назначении допусков на параметры R° и переменные S° , которые соответствуют исправному техническому состоянию системы в целом.

Выберем нижнее и верхнее значения оценок границ, например: $\Delta C_{yD}^- = 0$; $\Delta C_{yD}^+ = 2$; $\Delta R_{yD}^- = -3$; $\Delta R_{yD}^+ = 0$. Значения $\varepsilon_{w1}^{+,-}$ и $\varepsilon_{w2}^{+,-}$ могут быть определены используя (1).

Введем отображение $G: \{w_i^\circ\} \rightarrow \hat{w}^\circ$, которое определяет скалярную свертку функций выбора, где G – система предпочтений ЛПР. Поскольку задача определения интервалов значений симптомов, соответствующих исправному техническому состоянию объекта диагностирования, формулируется в условиях неопределенности входных данных, предлагается рассматривать ее как задачу стохастической оптимизации со смешанными условиями.

Обозначенные условия для многокритериальной задачи могут вводиться, например, в виде скалярной свертки функций цели на основе концепции степенных средних А. Н. Колмогорова

$$\hat{w}^\circ(R^{(k)}, \beta) = \frac{1}{I} \sum_{i=1}^I f_{\text{fit}} \left(\left(\delta_{wi} - \varepsilon_{wi}^{+,-} \right)^2 \right) + \left(\frac{i_{\alpha, w}}{n_\alpha} - P^* \right)^2 + \frac{\beta}{M_k} \left[\sum_{m=1}^{M_k} f_{\text{fit}} \left(\Delta_{r, m}^2 \right) + \sum_{m=1}^{M_k} f_{\text{fit}} \left(\frac{1}{n_\alpha} \left| \chi_{r, m}^2 - n_\alpha \right| \right) \right], \quad (2)$$

где $i_{\alpha, w}$ – количество точек из n_α , которые попали в заданный диапазон;

P^* – желаемая вероятность достижения выбранной ФЦ;

β – параметр регуляризации;

$$\Delta_{r, m} = \frac{M_\alpha[r_m] - r_{m,0}}{\sigma_m^*}, \quad r_{m,0} - \text{значения переменных}$$

r_m для прототипа, σ_m^* – средние квадратические отклонения переменных $r_{m,0}$;

$$\chi_{r, m}^2 = \frac{n_\alpha M_\alpha \left[(r_m - M_\alpha[r_m])^2 \right]}{(\sigma_m^*)^2},$$

$$f_{\text{fit}}(d) = 1 - \exp(-C \cdot d), \quad C > 1,$$

d – аргумент ФЦ ($d > 0$).

Задача определения интервалов симптомов, соответствующих исправному техническому состоянию объекта диагностирования, принадлежит классу существенно некорректных задач [8]. Квазирешение поставленной задачи может быть найдено методом регуляризации Тихонова [8] для обеспечения единственности и устойчивости решений относительно малых вариаций входных данных:

$$\hat{R}_p^{(k)} = \arg \min_{R^{(k)} \in \pi} \hat{w}^\circ(R^{(k)}, \beta_p),$$

$$\pi = \left\{ R^{(k)} \in R^n : R^{(k)} \in [-1, 1] \right\}. \quad (3)$$

Параметр β_p выбран ($\beta_{p+1} = \beta_p / 10$, $p = 0, 1, 2, \dots$) в соответствии с обобщенным принципом невязки нелинейных задач [9].

Синтез квазирешения задачи (3) осуществлялся с помощью эволюционного метода.

Далее для каждого сценария путем решения прямой задачи интервального анализа определить интервалы значений симптомов, соответствующих исправному техническому состоянию объекта диагностирования.

4. Метод решения нелинейной задачи оценки величин расчетных параметров подсистем объектов диагностирования в процессе эксплуатации

Входными данными для задачи оценки величин расчетных параметров ФЭ при эксплуатации на основе данных измерений симптомов являются подмножество $S_a^\circ = \{s_{al}^\circ\}$, $l = 1 \dots L_a$, $S_a^\circ \subseteq S^\circ$, где L_a – количество измеряемых переменных, для которых $\delta_{sl} \neq 0$, а также список параметров $\{r_{lj}^{(a)}\}$, $j = 1 \dots J_a$, которые соответствуют наблюдаемым симптомам S_a° . Необходимо определить множество $\{(\delta_r)_j\}$ фактических отклонений текущих значений параметров и переменных $r_{lj}^{(a)}$, $j = 1 \dots J_a$ от эталонных значений $r_{lj,0}$.

Отметим, что размерность поставленной задачи может быть существенно уменьшена, если на основе решения задачи распознавания образов будет заранее определен вид сценария отказа системы в целом, который достоверно соответствует наблюдаемым симптомам. Результатом решения данной задачи будет список $S_k^\circ = \{s_{kl}^\circ\}$, $l \in [1, L_k]$, $S_k^\circ \subseteq S^\circ$, где L_k – количество симптомов, фактическое отклонение

текущих значений которых s_{kl}^0 выходят за границы $[\varepsilon_{sl}^-, \varepsilon_{sl}^+]$ для этого сценария, а также список параметров $r_{ij}^{(k)}, j=1...J_k$, которые соответствуют наблюдаемым симптомам s_k^0 . В таком случае можно выполнить замену границ изменения переменных суммирования: $L_a \rightarrow L_k, J_a \rightarrow J_k$.

Поскольку задача оценки величин расчетных параметров ФЭ формулируется в условиях неопределенности входных данных, предложено рассматривать ее как задачу стохастической оптимизации, в которой необходимо следить за изменениями математического ожидания и дисперсиями функции цели одновременно, не допуская при этом превышения ими заданных значений. Для решения этой проблемы рассматривается модель со смещенными условиями. Указанные условия для многокритериальной задачи могут вводиться, например, в виде скалярной «свертки» функций цели на основе концепции степенных средних А. Н. Колмогорова

$$\hat{f}^0(R^{(k)}, \beta) = \frac{1}{L_k} \sum_{l=1}^{L_k} f_{\text{fit}} \left(\Delta_{s_{kl}}^2 \right) + \left(\frac{i_{\alpha, s}}{n_{\alpha}} - P^* \right)^2 + \frac{\beta}{M_k} \left[\sum_{m=1}^{M_k} f_{\text{fit}} (\Delta_{r, m}^2) + \sum_{m=1}^{M_k} f_{\text{fit}} \left(\frac{1}{n_{\alpha}} |\chi_{r, m}^2 - n_{\alpha}| \right) \right], \quad (4)$$

$$\text{где } \Delta_{s_{kl}} = \frac{M[s_{kl}^0] - s_{kl}^*}{\sigma_{s_{kl}}^*}, \quad s_{kl}^*,$$

$\sigma_{s_{kl}}^*$ – желаемые значения функции цели и их средних квадратических отклонений,

$i_{\alpha, s}$ – количество точек из n_{α} , которые попали в заданный диапазон,

$$\Delta_{r, m} = \frac{M[r_m] - r_{m, 0}}{\sigma_m^{(t)}}, \quad \sigma_m^{(t)} = \frac{\sigma_m^*}{1 - Q_m},$$

$$Q_m = 1 - \exp\left(-\frac{t}{T_m}\right) - \text{вероятность появления па-}$$

раметрического отказа, t – время эксплуатации объекта диагностирования, T_m – характерное время наработки на отказ.

Задача оценки величин расчетных параметров ФЭ при эксплуатации на основе данных измерений симптомов относится к классу существенно некорректных задач. Квазирешение сформулированной задачи (нормальное решение) может быть найдено методом регуляризации Тихонова (3). Синтез квазирешения задачи осуществлялся с помощью эволюционного метода.

5. Практический пример применения предложенной методологии

Рассмотрим в качестве примера диагностирование проточной части трехвального ТРДД.

Вначале решена задача кластеризации. Выделено восемь возможных состояний рассматриваемой системы.

Техническое состояние ТРДД в определенный момент времени определяется множеством наблюдаемых симптомов. Из них выделены наиболее информативные: давление за турбиной вентилятора, давление за турбиной среднего давления и расход топлива.

Предположим, что в процессе мониторинга технического состояния выбранного экземпляра объекта исследования зафиксированы следующие значения симптомов:

$$\Delta G_T^0 = -1.289, \quad \Delta P_{\text{ТСД}}^0 = -15.434, \quad \Delta P_{\text{ТВ}}^0 = -16.116, \quad \text{а также известные соответствующие им средние квадратические отклонения } \sigma_{G_T}^* = 1.003 \text{ кг/с, } \sigma_{P_{\text{ТСД}}}^* = 400 \text{ Па и } \sigma_{P_{\text{ТВ}}}^* = 400 \text{ Па.}$$

Используя аппарат вероятностных нейронных сетей, определяем, что данные мониторинга соответствуют состоянию с множественным отказом в компрессоре высокого давления, камере сгорания и турбине высокого давления с максимальной, относительно других из восьми состояний, условной вероятностью.

Проведен анализ для сценария, которому как установлено на основе данных мониторинга соответствует текущее состояние ТРДД, – множественный отказ в компрессоре высокого давления, камере сгорания и турбине высокого давления.

Результаты расчетов параметров подсистем и соответствующих им симптомов для рассматриваемого сценария отказа при $m = \text{const}$, $\pi_{\text{ВП}} = \text{const}$,

$\pi_1 = \text{const}$, $T_{\Gamma} = \text{const}$ ($\Delta C_{\text{УД}}^+ = 2$, $\Delta R_{\text{УД}}^- = -3$ при заданных средних квадратических отклонениях критериев качества, а также известных номинальных значениях искомых параметров прототипа и их средних квадратичных отклонений: $\sigma_{\eta}^* = 0.003$,

$\sigma_{\text{КС}}^* = 0.003$) для $\beta = 0.001$ представлены в табл. 1.

Таким образом, решена задача интервального анализа в условиях неопределенности входных данных:

$$\{\Delta C_{\text{УД}}^0 \in [0, 2], \Delta R_{\text{УД}}^0 \in [-3, 0]\} \rightarrow \{\Delta G_T^0 \in [-1.22; 0],$$

$$\Delta T_{\text{ТСД}}^0 \in [-5.82; 0], \Delta T_{\text{ТВ}}^0 \in [-6.53; 0]\}.$$

Таблица 1
Результаты расчетов параметров

$\Delta\eta_{\text{КВД}}^0$	-3.329	$\sigma_{\eta_{\text{КВД}}}$	0.00220
$\Delta\sigma_{\text{КС}}^0$	-1.954	$\sigma_{\sigma_{\text{КС}}}$	0.00236
$\Delta\eta_{\text{ТВД}}^0$	-0.083	$\sigma_{\eta_{\text{ТВД}}}$	0.00287
ΔG_{T}^0	-1.218	$\sigma_{G_{\text{T}}}$	1.033
$\Delta P_{\text{ТСД}}^0$	-5.817	$\sigma_{P_{\text{ТСД}}}$	974.574
$\Delta P_{\text{ТВ}}^0$	-6.535	$\sigma_{P_{\text{ТВ}}}$	392.067

Результаты расчетов параметров и соответствующих им оценок достигнутых критериев качества для определенного ранее сценария отказа при зафиксированных значениях симптомов и их средних квадратичных отклонений ($m = \text{const}$, $\pi_{\text{ВЦ}} = \text{const}$, $\pi_{\text{I}} = \text{const}$, $T_{\text{T}} = \text{const}$) для $\beta = 0.001$ представлены в табл. 2.

Таблица 2
Результаты расчетов

$\Delta\eta_{\text{КВД}}^0$	-3.436	$\sigma_{\eta_{\text{КВД}}}$	0.00177
$\Delta\sigma_{\text{КС}}^0$	-4.562	$\sigma_{\sigma_{\text{КС}}}$	0.00101
$\Delta\eta_{\text{ТВД}}^0$	-6.284	$\sigma_{\eta_{\text{ТВД}}}$	0.0011
$\Delta C_{\text{УД}}^0$	8.594	σ_{C}	$1.26 \cdot 10^{-4}$
$\Delta R_{\text{УД}}^0$	-9.067	σ_{R}	0.202

Таким образом, решена задача оценки величин расчетных параметров ФЭ в процессе эксплуатации на основе данных измерений симптомов.

Заключение

Разработана системная математическая модель и методология поиска рациональных решений многокритериальных задач диагностирования технического состояния СТС на основе концепции допускового контроля.

Для решения задачи классификации технического состояния СМЭИ предложено применять аппарат модифицированных вероятностных нейронных сетей, в которых вместо эвклидовой функции активности вводится функция активности с расстоянием Махаланобиса. Это позволяет прогнозировать появление одного из предполагаемых состояний (сценариев) работы системы с большей вероятностью

и позволяет еще до отказа всей системы выявить функциональные элементы, в которых возникли дефекты.

Проведена практическая проверка достоверности предложенных математических моделей и вычислительных методов решения многокритериальных задач диагностирования технического состояния СТС в условиях неопределенности входных данных на примере современного ТРДД.

Литература

1. Loboda, I. A more realistic scheme of deviation error representation for gas turbine diagnostics [Text] / I. Loboda, S. Yepifanov, Ya. Feldshteyn // Program and Proceedings of ASME Turbo Expo 2012. – Copenhagen (Denmark), 2012. (GT2012-69368).
2. Intelligent fault diagnosis and prognosis for engineering systems [Text] / G. Vachtsevanos, F.L. Lewis, M. Roemer, A. Hess, B. Wu. – New Jersey : John Wiley & Sons Inc., 2006. – 258 p.
3. Попов, А. В. Исследование динамических характеристик ТРДД с перемежающимися неисправностями проточной части на установившихся режимах его работы [Текст] / А. В. Попов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 2 (38). – С. 63–67.
4. Экспертные модели определения множественных отказов в авиационных двигателях [Текст] / С. А. Дмитриев, А. Е. Литвиненко, Е. П. Степушкина, А. В. Попов // Вестник двигателестроения. – 2005. – № 1. – С. 12–17.
5. Бушуева, М. Е. Диагностика сложных технических систем [Текст] / М. Е. Бушуева, В. В. Беляков // Тр. 1-го совещания по проекту НАТО SfP-972799 Semiconductors. – Нижний Новгород, 2001. – С. 63–98.
6. Метод решения задач диагностики технического состояния газотурбинных двигателей на основе измерений газодинамических параметров в условиях неопределенности входных данных [Текст] / В. Е. Афанасьевская, А. А. Трончук, Е. М. Угрюмова, М. В. Рожкова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 7 (94). – С. 208–214.
7. Каллан Р. Основные концепции нейронных сетей [Текст] / Р. Каллан. – М. : Изд. дом «Вильямс», 2001. – 287 с.
8. Численные методы решения некорректных задач [Текст] / А. Н. Тихонов, А. В. Гончарский, В. В. Степанов и др. – М. : Наука, 1990. – 232 с.
9. Гончарский А. В. Обобщенный принцип невязки [Текст] / А. В. Гончарский, А. С. Леонов, А. Г. Ягола // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 1973. – Т. 13, № 2. – С. 294–302.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий каф. 203 С. В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МЕТОДОЛОГІЯ РОЗВ'ЯЗАННЯ ЗАДАЧ ДІАГНОСТУВАННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ В УМОВАХ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ ВХІДНИХ ДАНИХ

В. Є. Стрілець, М. Л. Угрюмов, І. О. Трофимова, С. О. Вамболь

Удосконалено статистичний метод класифікації стану газотурбінних двигунів (ГТД) з множинними дефектами на основі апарату імовірнісних нейронних мереж; запропоновано методи розв'язання задач знаходження інтервалів значень симптомів, що відповідають справному технічному станові, а також оцінки величин розрахункових параметрів функціональних елементів (ФЕ) ГТД у процесі експлуатації на основі даних вимірювань симптомів з відомою точністю. Представлено приклади застосування описаних методів при діагностуванні технічного стану турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД).

Ключові слова: інформаційні технології, діагностування стану систем, невизначеність вхідних даних, газотурбінний двигун.

TURBINE ENGINE TECHNICAL STATE DIAGNOSIS PROBLEMS SOLVING METHODOLOGY UNDER UNCERTAINTY INPUTS

V. Ye. Strilets, M. L. Ugryumov, I. A. Trofimova, S. A. Vambol

The statistical gas-turbine engine (GTE) classification method with multiple defects based on probabilistic neural networks is improved; the methods for solving problems of finding symptoms intervals corresponding to the working order are proposed as well as estimates of the functional elements (FE) GTE design parameters during the operation on the basis of symptoms measurement data with a certain accuracy. The application examples of these methods are presented in the Turbofan engines technical state diagnosis.

Key words: information technology, diagnosing system status, the uncertainty of the input data, a gas turbine engine.

Стрілець Вікторія Євгенівна – асистент кафедри інформатики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: miss_victoria@ukr.net.

Угрюмов Михаил Леонидович – д-р техн. наук, проф. кафедры информатики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mlu@xai.kharkov.ua.

Трофимова Ирина Алексеевна – ст. преп. кафедры информатики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Irina.trofymova@mail.ru.

Вамболь Сергей Александрович – д-р техн. наук, доцент, Национальный университет гражданской защиты Украины, Харьков, Украина, e-mail: Sergvambol@gmail.com.

УДК 629.7.03.004.64

П. Ш. АБДУЛЛАЕВ, А. Дж. МИРЗОЕВ*Национальная Академия Авиации, Баку, Азербайджан***ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕОРИИ ДЕМПСТЕРА-ШЕФЕРА
ПРИ СИНТЕЗЕ ИНФОРМАЦИИ О ТЕХНИЧЕСКОМ СОСТОЯНИИ ГТД**

В статье рассматриваются особенности применения теории Демпстера-Шефера при синтезе информации в составе комплексной системы диагностирования авиационных газотурбинных двигателей. В качестве параметров формирования функций масс предлагается использовать значения коэффициентов асимметрии, а также статистические характеристики распределения значений коэффициента качества распознавания классов ГТД. Приведен численный пример синтеза информации, полученной на выходе различных математических моделей, методов и средств оценки состояния газотурбинных двигателей.

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель, техническое состояние, диагностирование, синтез информации, теория Демпстера-Шефера.

Введение

Анализ современных методов оценки технического состояния (ТС) авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) показывает, что существующие системы диагностирования базируются на разнотипных и плохо связанных между собой, математических моделях. При этом отсутствует единый подход по построению эффективной архитектуры комплексной оценки состояния двигателей, что приводит к большому разнообразию решений по технической эксплуатации. Основные модули существующих систем комплексного диагностирования ТС ГТД функционируют обособленно из-за разнородности данных и отсутствия стратегий синтеза методов и моделей. Следовательно, применение технологий интеграции и синтеза с учетом ресурсов информационных технологий позволит повысить эффективность и качество процессов диагностирования и управления ТС ГТД.

Цель и постановка задачи

Диагностирование и синтез решений о ТС ГТД, в зависимости от жизненного цикла и различных этапов управления ТС ГТД связан двумя основными вопросами:

- как получить точную и достоверную информацию о потенциальных неисправностях от нескольких источников информации (датчиков или математических моделей оценки ТС ГТД).
- как производить синтез информации и решений, которые получены на основе нескольких источников, в том числе результатов оценки ТС ГТД несколькими диагностическими моделями, которые

могут быть неточными и противоречивыми.

Анализ исследований в области диагностирования сложных систем, каким является ГТД, показывает, что одним из перспективных математических аппаратов при синтезе данных различных источников, признаков и решений является теория Демпстера-Шефера (ТДШ). ТДШ рассматривается как развитие байесовского подхода по уточнению апостериорных вероятностей по мере накопления данных на случаи, когда неизвестны законы распределения вероятностей исследуемой информации.

Однако главной проблемой применения ТДШ является назначение значения функции масс на основе предоставленной информации от различных источников (или датчиков) [1-4]. С учетом выше изложенного кратко рассмотрим основные положения ТДШ и особенности ее применения.

**1. Основы применения теории
Демпстера-Шефера при оценке ТС ГТД**

Пусть рассматривается множество $\theta = \{A_1, A_2, \dots, A_N\}$ взаимно исключающих гипотез (высказываний или оценок о состоянии ГТД), которое называется областью анализа (фрейм гипотез). Степенное множество θ обозначается как $2^\theta = \{A \mid A \subseteq \theta\}$. Базовое присвоение вероятностей (БПВ) или функция массы (мера доверия) есть функция, которая определяется как 2^θ в интервале $[0, 1]$, так чтобы $m(\emptyset) = 0$, где $\emptyset$ – пустое множество и

$$\sum_{A \subseteq \theta} m(A) = 1.$$

Функции доверия и привлекательности определяются следующим образом

$$\begin{aligned} \text{Bel}(A) &= \sum_{\emptyset \neq B \subseteq A} m(B) \quad \forall A \subseteq \theta, \\ \text{Pl}(A) &= 1 - \text{Bel}(\bar{A}) = 1 - \sum_{B \subseteq \bar{A}} m(\bar{A}) = \\ &= \sum_{B \cap A \neq \emptyset} m(B) \quad \forall A \subseteq \theta, \end{aligned}$$

где $\text{Bel}(A)$ -массовая сумма доверия подмножеств A или оценка доверия A , т.е. мера полного количества веры в A и в его подмножества; $\text{Pl}(A)$ - массовая сумма недоверия подмножеств A или оценка привлекательности, т.е. мера правдоподобия. При этом интервал свидетельств определяется как

$$\text{EI}(A) = [\text{Bel}(A), 1 - \text{Bel}(\bar{A})],$$

т.е. $\text{Bel}(A) \leq P(A) \leq \text{Pl}(A)$.

Оценки сомнения и игнорирования или неосведомленности рассчитываются по формулам

$$\begin{aligned} \text{Dbt}(A) &= \text{Bel}(\bar{A}) = 1 - \text{Pl}(A), \\ \text{Igr}(A) &= \text{Pl}(A) - \text{Bel}(A). \end{aligned}$$

Таким образом, свидетельства в виде подмножеств X и Y комбинируются по правилу Демпстера как ортогональная сумма двух мер. Эта величина называется присоединенной массой и определяется как

$$\begin{aligned} m_1 \otimes m_2(A) &= k \sum_{X \cap Y = A \neq \emptyset} m_1(X)m_2(Y), \\ k &= \frac{1}{1 - \sum_{X \cap Y = \emptyset} m_1(X)m_2(Y)}, \end{aligned}$$

где k -константа нормализации (мера конфликта между двумя наборами масс), $\sum_{X \cap Y = \emptyset} m_1(X)m_2(Y)$ - конфликт между двумя свидетельствами. Для пустого множества $m_1 \otimes m_2(\emptyset) = 0$, $A = \emptyset$.

Если $k^{-1} = 0$, то ортогональная сумма не существует, и меры m_1 и m_2 называют полностью взаимоисключающими. В общем для n -го количества функций масс m в множестве θ конфликт будет как

$$K = \sum_{\bigcap_{i=1}^n E_i = \emptyset} m_1(E_1)m_2(E_2)...m_n(E_n) > 0$$

и после комбинации функция масс будет

$$\begin{aligned} m(A) &= (m_1 \otimes m_2 \otimes ... \otimes m_n)(A) = \\ &= \frac{1}{1-K} \sum_{\bigcap_{i=1}^n E_i = A} m_1(E_1)m_2(E_2)...m_n(E_n) > 0. \end{aligned}$$

Как видно ТДШ решает проблему измерения достоверности, делая коренное различие между отсутствием уверенности и незнанием. А в теории вероятностей эксперт вынужден выражать степень его знания о гипотезе A единственным числом $P(A)$.

Анализ характера изменения значений основных характеристик законов распределения параметров функционирования ГТД показывает, что значения таких показателей как асимметрия и эксцесс позволяют формировать функции масс. С этой целью в определенном интервале времени $[t_i, t_{i+1}]$ на основе ряда значений асимметрии в упрощенном виде можно формировать функции масс для соответствующего параметра в виде

$$m_P = A_{P, \text{cp}} / A_{P, \text{max}},$$

где $A_{P, \text{cp}}$, $A_{P, \text{max}}$ -среднее и максимальное значение коэффициента асимметрии рассматриваемого параметра состояния ГТД за четыре последних измерения. Такой порядок назначения значения функции масс оправдан с физическим смыслом нормального закона распределения соответствующего функционального параметра ГТД.

В случае применения нейронных сетей для оценки состояния двигателя массы могут быть определены на основе статистических характеристик распределения значений коэффициента качества распознавания классов ТС ГТД [5].

2. Численный эксперимент и результаты

Приведем численный пример применения ТДШ при синтезе выходов диагностических моделей ГТД. Пусть вибрационное состояние ГТД анализируется двумя диагностическими моделями №1 (вейвлет модель ГТД) и №2 (регрессионная модель вибрационного состояния ГТД) (табл. 1-3). Из-за некоторых ошибок в системе измерений и методах оценки вибрационного состояния моделями №1 и №2 сформирована следующая таблица функций масс по идентификации причин. Здесь а-причина вибрации в маслосистеме, б-причина вибрации в повреждениях лопаток компрессора, с-причина повреждения в подшипниках, d-неисправность изме-

нительной аппаратуры. Требуется определить наиболее вероятные причины вибрации.

Таблица 1

Исходные данные функций масс

Модель №1	Модель №2
$m_1(d) = 0.3$	$m_2(c) = 0.2$
$m_1(c) = 0.5$	$m_2(b) = 0.6$
$m_1(b) = 0.2$	$m_2(a) = 0.2$

Таким образом, на начальном этапе комбинируются два свидетельства о ТС ГТД в виде подмножеств $X = \{b, c, d\}$ и $Y = \{a, b, c\}$ по правилу Демпстера

$$m_1 \otimes m_2(Z) = \frac{\sum_{X \cap Y = Z} m_1(X)m_2(Y)}{1 - \sum_{X \cap Y = \emptyset} m_1(X)m_2(Y)}.$$

При этом функции масс для параметра виброскорости ГТД формировались на основе значений коэффициента асимметрии ее распределения.

В таблице 4 представляются комбинирование m_1 и m_2 , а также промежуточных данных: определяются общие подмножества - $(X \cap Y)$ и произведение их весовых значений.

Как видно в этой таблице не приведены функции масс, для которых массы равны нулю (серые ячейки в таблицах 2 и 3), так как они не позволяют при комбинации формировать новые значения $m_3 = m_1 \otimes m_2$ (т.к. $0 \times \text{любое число} = 0$).

Таблица 2

Результаты расчетов по определению правдоподобности и привлекательности по X

X	Модель №1				
	m_1	Bel(X)	Dbt(Bel($\bar{X}$))	Pl(X)	El[Bel(X), Pl(X)]
{b}	0.2	0.2	$\bar{X} = \{c, d\}$ 0.8	0.2	[0.2, 0.2]
{c}	0.5	0.5	$\bar{X} = \{b, d\}$ 0.5	0.5	[0.5, 0.5]
{d}	0.3	0.3	$\bar{X} = \{b, c\}$ 0.7	0.3	[0.3, 0.3]
{b, c}	0	0.7	$\bar{X} = \{d\}$ 0.3	0.7	[0.7, 0.7]
{b, d}	0	0.5	$\bar{X} = \{c\}$ 0.5	0.5	[0.5, 0.5]
{c, d}	0	0.8	$\bar{X} = \{b\}$ 0.2	0.8	[0.8, 0.8]
$\Theta = \{b, c, d\}$	0	1.0	$\bar{X} = \emptyset$ 0	1.0	[1.0, 1.0]
$\emptyset$	0	0	$\bar{X} = \{b, c, d\}$ 1	0	[0, 0]

Таблица 3

Результаты расчетов по определению правдоподобности и привлекательности по Y

Y	Модель №2				
	m_2	Bel(Y)	Dbt(Bel($\bar{Y}$))	Pl(Y)	El[Bel(Y), Pl(Y)]
{a}	0.2	0.2	$\bar{Y} = \{b, c\}$ 0.8	0.2	[0.2, 0.2]
{b}	0.6	0.6	$\bar{Y} = \{a, c\}$ 0.4	0.6	[0.6, 0.6]
{c}	0.2	0.2	$\bar{Y} = \{a, b\}$ 0.8	0.2	[0.2, 0.2]
{a, b}	0	0.8	$\bar{Y} = \{c\}$ 0.2	0.8	[0.8, 0.8]
{a, c}	0	0.4	$\bar{Y} = \{b\}$ 0.6	0.4	[0.4, 0.4]
{b, c}	0	0.8	$\bar{Y} = \{a\}$ 0.2	0.8	[0.8, 0.8]
$\Theta = \{a, b, c\}$	0	1.0	$\bar{Y} = \emptyset$ 0	1.0	[1.0, 1.0]
$\emptyset$	0	0	$\bar{Y} = \{a, b, c\}$ 1	0	[0, 0]

Таблица 4

Результаты комбинаций классов

	$m_2(a) = 0.2$		$m_2(b) = 0.6$		$m_2(c) = 0.2$		$m_2(\emptyset) = 0.0$	
$m_1(b) = 0.2$	$\emptyset$	0.04	{b}	0.12	$\emptyset$	0.04	{b}	0
$m_1(c) = 0.5$	$\emptyset$	0.1	$\emptyset$	0.30	{c}	0.10	{c}	0
$m_1(d) = 0.3$	$\emptyset$	0.06	$\emptyset$	0.18	$\emptyset$	0.06	{d}	0
$m_1(\emptyset) = 0.0$	{a}	0	{b}	0	{c}	0	$\emptyset$	0

Далее находим значения

$$\sum_{X \cap Y = \emptyset} m_1(X)m_2(Y) = \\ = 0.04 + 0.04 + 0.1 + 0.30 + 0.06 + 0.18 + 0.06 = 0.78$$

и значения фактора нормализации

$$1 - \sum_{X \cap Y = \emptyset} m_1(X)m_2(Y) = 0.22.$$

Определяем

$$m_1 \otimes m_2(\{a\}) = 0, m_1 \otimes m_2(\{b\}) = 0.12/0.22, \\ m_1 \otimes m_2(\{c\}) = 0.10/0.22, m_1 \otimes m_2(\{d\}) = 0, \\ m_1 \otimes m_2(\{\emptyset\}) = 0.$$

Вышеприведенные значения позволяют вычислять новые значения доверия m_3 на основе комбинации m_1 и m_2 , которые показаны ниже (таблица 5). В результате формируются интервалы, полученные после комбинации

$$EI(\{c, d\}) = [0.10/0.22, 0.10/0.22],$$

$$EI(\{a, b\}) = [0.12/0.22, 0.12/0.22],$$

которые показывают, что причины a и b вибрации являются наиболее вероятными.

Таблица 5

Результаты по определению новых значений доверий

X	Модель №1 и №2			
	m_3	Dbt(Bel($\bar{X}$))		$EI[Bel(X), Pl(X)]$
$\{a\}$	0	$\bar{X} = \{b, c, d\}$	1.0	[0,0]
$\{b\}$	0.12/0.22	$\bar{X} = \{a, c, d\}$	0.10/0.22	[0.12/0.22, 0.12/0.22]
$\{c\}$	0.10/0.22	$\bar{X} = \{a, b, d\}$	0.12/0.22	[0.10/0.22, 0.10/0.22]
$\{d\}$	0	$\bar{X} = \{a, b, c\}$	1.0	[0,0]
$\{a, b\}$	0	$\bar{X} = \{c, d\}$	0.10/0.22	[0.12/0.22, 0.12/0.22]
$\{a, c\}$	0	$\bar{X} = \{b, d\}$	0.12/0.22	[0.10/0.22, 0.10/0.22]
$\{a, d\}$	0	$\bar{X} = \{b, c\}$	1.0	[0,0]
$\{b, c\}$	0	$\bar{X} = \{a, d\}$	0.0	[1.0,1.0]
$\{b, d\}$	0	$\bar{X} = \{a, c\}$	0.10/0.22	[0.12/0.22, 0.12/0.22]
$\{c, d\}$	0	$\bar{X} = \{a, b\}$	0.12/0.22	[0.10/0.22, 0.10/0.22]
$\{a, b, c\}$	0	$\bar{X} = \{d\}$	0.0	[1.0,1.0]
$\{a, b, d\}$	0	$\bar{X} = \{c\}$	0.10/0.22	[0.12/0.22, 0.12/0.22]
$\{a, c, d\}$	0	$\bar{X} = \{b\}$	0.12/0.22	[0.10/0.22, 0.10/0.22]
$\{b, c, d\}$	0	$\bar{X} = \{a\}$	0.0	[1.0,1.0]
$\Theta = \{a, b, c, d\}$	0	$\bar{X} = \{\emptyset\}$	0.0	[1.0,1.0]
$\emptyset$	0	$\bar{X} = \{\Theta\}$	1.0	[0,0]

Выводы

Анализ результатов, полученных на основе синтеза различной информации с применением ТДШ в составе комплекса оценки ТС ГТД, позволяет подчеркнуть ее перспективность для будущих систем диагностирования, которые отличаются от существующих высокой адаптивностью к различным диагностическим ситуациям и типам двигателей.

Литература

1. Romessis, C. *Fusion of gas turbines diagnostic inference - The dempster-schafer approach* [Text] / C. Romessis, A. Kyriazis, K. Mathioudakis // *Proceedings of IGTI/ASME Turbo Expo., Canada, May 14-17, 2007, Montreal.* – 2007. – 9 p. – ASME Paper GT2007-27043.
2. *Intelligent Fault Diagnosis and Prognosis for Engineering Systems* [Text] / G. Vachtsevanos, F. L. Lewis, M. Roemer, A. Hess, B. Wu. – Wiley, 2006. – 456 p.
3. Basir, O. *Engine fault diagnosis based on multi sensor information fusion using Dempster-Shafer evidence theory* [Text] / O. Basir, X. H. Yuan // *Information Fusion.* – 2005. – P. 1–8.
4. Lou, R. C. *Multisensor integration and fusion*

in intelligent systems [Text] / R. C. Lou, M. G. Kay // IEEE Transactions of System, Man and Cybernetics. – 1989. – P. 901-931.

5. Порядок интеграции методов математической статистики и нейронных сетей в задачах

диагностирования ТС ГТД [Текст] / А. М. Пашаев, П. Ш. Абдуллаев, А. Дж. Мирзоев, Э. Т. Меликов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 10(97). – С. 170-176.

Поступила в редакцию 3.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. авиационных двигателей Ю. М. Терещенко, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ ТЕОРІЇ ДЕМПСТЕРА-ШЕФЕРА ДЛЯ СИНТЕЗУ ІНФОРМАЦІЇ ПРО ТЕХНІЧНИЙ СТАН ГТД

П. Ш. Абдуллаєв, А. Дж. Мірзоев

В статті розглянуто особливості застосування теорії Демпстера-Шефера для синтезу інформації в складі комплексної системи діагностування авіаційних газотурбінних двигунів. У якості параметрів формування функцій мас пропонується використовувати значення коефіцієнтів асиметрії, а також статистичні характеристики розподілу значень коефіцієнту якості розпізнавання класів ГТД. Наведено чисельний приклад синтезу інформації, яка отримана на виході різних математичних моделей, методів і засобів оцінки стану газотурбінних двигунів.

Ключові слова: авіаційний газотурбінний двигун, технічний стан, діагностування, синтез інформації, теорія Демпстера-Шефера

APPLICATION OF THE DEMPSTER-SHAFFER THEORY ON FUSION OF THE AVIATION GAS TURBINE ENGINES' HEALTH INFORMATION

P. Sh. Abdullayev, A. J. Mirzoyev

The article discusses the features of the application of Dempster-Shafer theory in the synthesis of information in the complex system of diagnosing aircraft gas turbine engines. The parameters of the formation of mass functions is proposed to use the values of the coefficients of asymmetry, as well as the statistical characteristics of the distribution coefficient values of recognition quality CCD classes. The numerical example of the synthesis of the information obtained at the output of various mathematical models, methods and tools to assess the state of gas turbine engines.

Keywords: aircraft gas turbine engine, the technical condition, diagnosis, information synthesis, Dempster-Shafer theory.

Абдуллаєв Парвиз Шахмурад оглы - канд. техн. наук, доцент, зав. каф. «ЛА и АД», Национальная Академия Авиации, г. Баку, Бина 25-й км, Азербайджан, e-mail: a_parviz@azeronline.com.

Мирзоев Азер Джаваншир оглы - канд. техн. наук, преподаватель кафедры «ЛА и АД», Национальная Академия Авиации, г. Баку, Бина 25-й км, Азербайджан, e-mail: azermirzoyev@gmail.com.

УДК 681.518

А. С. ГОЛЬЦОВ, А. В. САВЧИЦ, О. В. ЗУЕВА

Волжский политехнический институт (филиал) Волгоградского государственного технического университета, Россия

ДИАГНОСТИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ГЛАВНОГО ЗОЛОТНИКА И СЕРВОМОТОРА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОТКРЫТИЕМ НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА ГИДРОТУРБИНЫ

В статье представлена методика диагностирования технического состояния наиболее важных узлов системы управления открытием направляющего аппарата гидротурбины – главного золотника и сервомотора. Приведена методика, позволяющая обнаруживать и диагностировать неисправности в данных узлах на основе анализа диагностических коэффициентов, получаемых из их математических моделей. Приведены диагностические модели главного золотника и сервомотора, а также диагностические коэффициенты, полученные на их основе. Показаны контрольные карты диагностических коэффициентов главного золотника и сервомотора при отсутствии неисправностей и их наличии.

Ключевые слова: диагностирование, техническое состояние, главный золотник, сервомотор, направляющий аппарат, контрольные карты, математические модели.

Введение

Гидроэлектростанции являются стратегически важными объектами любой страны, требующими особого контроля и своевременного обслуживания. Выход из строя одного гидроагрегата (ГА), в лучшем случае, может привести к длительному ремонту и сокращению прибыли от продажи электроэнергии, а в худшем – к серьезной аварии техногенного характера. Примером такой аварии можно считать аварию на Саяно-Шушенской ГЭС в 2009 году.

В последние несколько лет в процессе внедрения на ГЭС подсистем группового регулирования мощности новыми руководящими документами были установлены жесткие требования к безотказной работе ГА и к времени, затрачиваемому на устранения неисправностей. Поэтому стало уделяться большое внимание проблемам диагностирования технического состояния узлов гидроагрегатов.

На данный момент готовых подсистем для диагностирования технического состояния узлов ГА представлено мало и их стоимость очень высока.

В мировой практике существует большое количество методов диагностирования, которые принято подразделять на методы обнаружения неисправностей и методы диагностирования неисправностей [1 - 3]. Большая часть этих методов либо сложна в реализации, либо требует наличия большого количества экспериментальной информации. Часто необходимую экспериментальную информацию невозможно получить, так как необходимые датчики не устанавливаются на анализируемом узле ГА.

Таким образом, становится актуальной задача, связанная с разработкой методов и систем диагностирования технического состояния узлов ГА в режиме реального времени, использующих только существующие штатные датчики [4].

1. Методика диагностирования технического состояния узлов ГА

В рассматриваемой работе для диагностирования неисправностей были выбраны главный золотник (ГЗ) и сервомотор (СМ) системы управления открытием направляющего аппарата (НА).

Сервомотор является силовым органом, который осуществляет открытие НА. Перемещением штока поршня сервомотора управляет ГЗ. Он осуществляет изменение величины и знака скорости сервомотора от нуля до его максимального значения за счет регулирования расхода жидкости, поступающей в сервомотор [5].

Основная трудность заключается в получении диагностических признаков и применении методов, которые позволят обнаруживать неисправности в диагностируемых узлах ГА.

Для целей диагностирования хорошо зарекомендовал себя метод, основанный на анализе диагностических коэффициентов (ДК), которые можно получить из математических моделей диагностируемого оборудования [1]. Но он используется только для обнаружения возникающих отклонений текущих значений ДК от значений ДК исправных узлов. Поэтому его следует совмещать с другими методами, которые позволят определить тип и место

неисправности. Для этих целей подходят контрольные карты Шухарта, которые позволяют анализировать полученные ДК статистическими методами [5, 6]. Но классические карты Шухарта предназначены для анализа в статических режимах, поэтому в работе предлагается использовать контрольные карты индивидуальных значений.

Выбор карт индивидуальных значений обусловлен тем, что диагностические коэффициенты должны формироваться в реальном времени. Но возможность формирования рациональных подгрупп с определенной выборкой в каждой подгруппе может привести к ложным срабатываниям диагностического анализа.

Следует отметить, что для гидроприводов существуют апробированные методы диагностики, основанные на определении числовых значений параметров их математических моделей, и определены диагностические признаки, позволяющие судить о возможном развитии неисправностей [2, 3].

1.1. Математические модели главного золотника и сервомотора

Для определения числовых значений диагностических коэффициентов используются уравнения движения штоков ГЗ и СМ [7, 9]:

$$X_Z(t) = a_1 \cdot \dot{X}_Z(t) \cdot \text{sign}(\dot{X}_Z(t)) + a_2 \cdot \ddot{X}_Z(t) + a_3 \cdot U(t), \quad (1)$$

$$X_{CM}(t) = r_1 \cdot \ddot{X}_{CM}(t) + r_2 \cdot \dot{X}_{CM}(t) + r_3 \cdot X_{CM}(t) + (r_4 + r_5 \cdot P_C(t)) \cdot \text{sign}(\dot{X}_{CM}(t)) + r_6 \cdot \dot{X}_Z(t), \quad (2)$$

где $X_Z(t)$, $X_{CM}(t)$ – перемещения штоков ГЗ и СМ соответственно;

$\dot{X}_Z(t)$, $\dot{X}_{CM}(t)$ – скорости штоков ГЗ и СМ;

$\ddot{X}_Z(t)$, $\ddot{X}_{CM}(t)$ – скорость изменения ускорения штока СМ;

$U(t)$ – воздействие на шток ГЗ, формируемое регулятором;

$\ddot{X}_{CM}(t)$ – ускорения штоков ГЗ и СМ;

$P_C(t)$ – сила, действующая на шток сервомотора от лопаток направляющего аппарата;

a_i , r_j – параметры, числовые значения которых изменяются при возникновении и развитии неисправности и, поэтому, содержат необходимую информацию о техническом состоянии ГЗ и СМ.

Текущие значения переменных $X_Z(t_j)$,

$X_{CM}(t_j)$, $U(t_j)$ и $P_C(t_j)$ в дискретные моменты времени t_j измеряют штатными датчиками положения, установленными на ГЗ и сервомоторе. Производные этих переменных по времени вычисляют численным методом.

Числовые значения параметров a_i , r_j математических моделей (1) и (2) главных золотников и сервомоторов заведомо исправных ГА были определены методом наименьших квадратов по результатам измерений переменных $X_Z(t_j)$, $X_{CM}(t_j)$, $U(t_j)$ и $P_C(t_j)$, выполненных при пусках и остановках ГА.

Адекватность математических моделей исправных ГА была проверена по экспериментальным данным, полученным при натурных энергетических испытаниях этих ГА. Во всех экспериментах погрешность определения перемещений штоков ГЗ и СМ по уравнениям (1) и (2) была меньше 7% (для диагностики технического состояния ГЗ и СМ допустимо применять модели с погрешностью до 12% [10]). Результаты такой проверки математических моделей ГЗ и СМ гидроагрегата №16 Волжской ГЭС приведены на рис. 1 и 2.

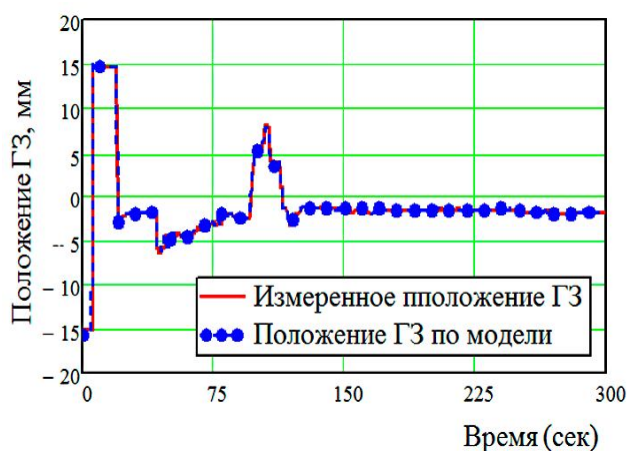


Рис. 1. Изменение положения штока ГЗ ГА № 16 Волжской ГЭС

1.2. Диагностические коэффициенты

При диагностике технического состояния ГЗ и СМ числовые значения параметров a_i , r_j математических моделей (1) и (2) определяют в режиме реального времени по алгоритму рекуррентного метода наименьших квадратов и пересчитывают в диагностические коэффициенты по следующим формулам.

Коэффициент «гидравлической пружины»:

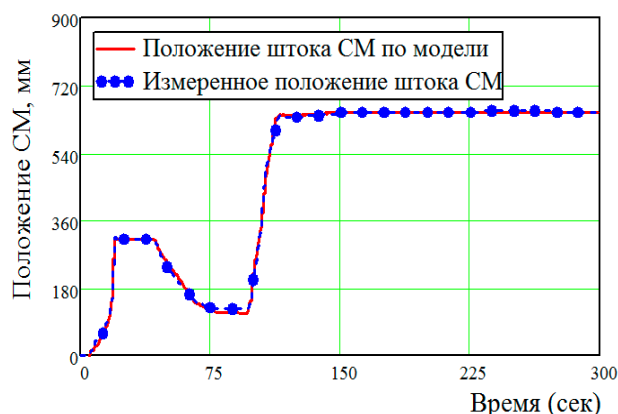


Рис. 2. Изменение положения штока сервомотора
ГА № 16 Волжской ГЭС

$$C_{ГП} = \frac{m}{a_2}, \quad (3)$$

где m – масса штока золотника.

Коэффициент контактного трения:

$$\mu = \frac{\rho \cdot \nu \cdot l \cdot h}{a_1 \cdot \varepsilon \cdot C_{ГП}}, \quad (4)$$

где ρ – плотность гидравлической жидкости;

ν – кинематическая вязкость;

l – длина дросселирующего окна;

h – ширина дросселирующего окна;

ε – зазор между золотниковой парой и цилиндрическим каналом.

Коэффициент усиления:

$$b = -a_3 \cdot C_{ГП}. \quad (5)$$

Диагностические признаки неисправностей золотника, приводящих к изменению числовых значений диагностических коэффициентов, приведены в таблице 1 [2, 3].

Таблица 1

Диагностические признаки главного золотника

Коэффициент	Возможная неисправность
$C_{ГП}$	Наличие утечек в ГЗ за счет механического износа уплотнений или золотниковой пары.
μ	Наличие залипания или перекоса ГЗ, а также образование задиров, налипания металлической крошки на кромках золотниковых пар или присутствие примесей.
b	Указывает на возможные проблемы с катушкой управления, а так же с потерей скорости перемещения ГЗ из-за наличия воздуха или воды в гидравлической жидкости.

Коэффициент жесткости нагрузки:

$$K = -\frac{1}{r_5}. \quad (6)$$

Сила трения:

$$F_{ТР} = -r_4 \cdot K. \quad (7)$$

Коэффициент утечек:

$$K_C = -\frac{m_{П} \cdot V}{4\beta \cdot K \cdot r_1}, \quad (8)$$

где $m_{П}$ – масса поршня;

V – объем масла в сервомоторе;

β – модуль объемной упругости.

Коэффициент расхода золотника:

$$K_P = -\frac{r_6 \cdot K \cdot K_C}{A_{П}}, \quad (9)$$

где $A_{П}$ – площадь поршня.

Коэффициент вязкого трения:

$$\mu_{П} = -\frac{4\beta \cdot K_C \cdot (r_2 \cdot K + m_{П})}{V}. \quad (10)$$

Диагностические признаки неисправностей золотника, приводящие к изменению числовых значений диагностических коэффициентов, приведены в таблице 2 [2, 3].

Таблица 2

Диагностические признаки сервомотора

Коэффициент	Возможная неисправность
K	Наличие неисправностей в механизме открытия НА (заедание регулирующего кольца или звеньев кулисного механизма).
$F_{ТР}$	Наличие перекоса оси сервомотора, налипания металлической крошки на поршень или наличие примесей в гидравлической жидкости.
K_P	Возможные утечки гидравлической жидкости в питающей линии между золотником и сервомотором.
$\mu_{П}$	Наличие включений воздуха или воды в гидравлической жидкости, а также чрезмерное повышение ее температуры.
K_C	Перетечки гидравлической жидкости между полостями сервомотора из-за износа манжет на поршне и уплотнений стакана.

1.3. Контрольные карты

Получаемые из математических моделей диагностические коэффициенты анализируются с использованием контрольных карт Шухарта. Ввиду того, что диагностирование должно осуществляться в режиме реального времени были использованы карты для индивидуальных значений [6, 7], предназначенные для таких случаев.

Контрольные карты представляют собой графические средства анализа с использованием статистических данных. Если наносимая на график статистика превышает контрольный предел, это говорит о том, что процесс находится «вне (статистического) контроля». Пересечение контрольного предела указывает на наличие какой-либо неполадки [6].

Расчет контрольных границ был выполнен согласно ГОСТ Р 50779.42 – 99 [11].

Предварительно были получены базовые контрольные карты для заведомо исправного главного золотника и сервомотора. Они были приняты в качестве базовых (эталонных) карт. Карты были составлены для двух сезонов – летнего и зимнего, так как эксплуатационные характеристики сильно разнятся и это будет сказываться на правильности диагностического анализа. При этом были учтены переходные процессы: контрольные пределы были передвинуты на максимальное значение диагностического коэффициента в переходном процессе.

2. Апробация методики диагностики

Последующий анализ заключался в сравнении текущих значений диагностических коэффициентов с базовыми контрольными картами.

Для анализа использовались данные, полученные с главного золотника и сервомотора однотипных гидроагрегатов, но с разным сроком эксплуатации [12–14].

Так, в качестве примера, на рис. 3 представлена базовая контрольная карта ДК $C_{ГП}$ главного золотника, а на рис. 4 контрольная карта этого же ДК главного золотника, находящегося в эксплуатации с 2009 года.

На контрольной карте ГЗ, приведенной на рис. 4, наблюдается уменьшение значения диагностического коэффициента $C_{ГП}$ относительно базовых контрольных границ. Переход коэффициента за контрольные границы указывает на возможное развитие или образование утечек в ГЗ.

На рисунке 5 представлена базовая контрольная карта ДК $\mu_{П}$ сервомотора, на рисунке 6 контрольная карта этого же ДК сервомотора, находящегося в эксплуатации с 2009 года.

На контрольной карте диагностического коэффициента $\mu_{П}$ (рис. 6) хорошо видно превышение допустимых контрольных пределов, что говорит о возможном развитии неисправностей связанных с наличием в гидравлической жидкости посторонних включений (газ, вода, металлическая стружка), износом уплотнений или перекосом штока сервомотора.

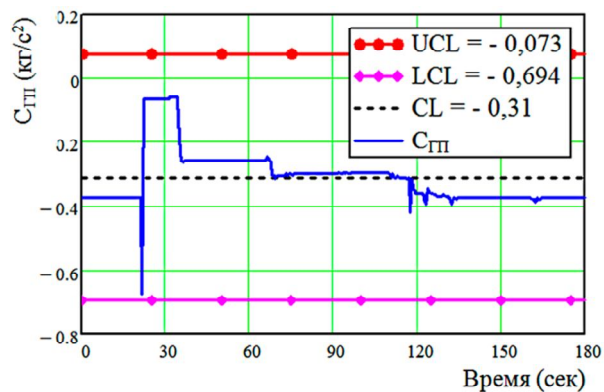


Рис. 3. Базовая контрольная карта индивидуальных значений ДК $C_{ГП}$ главного золотника

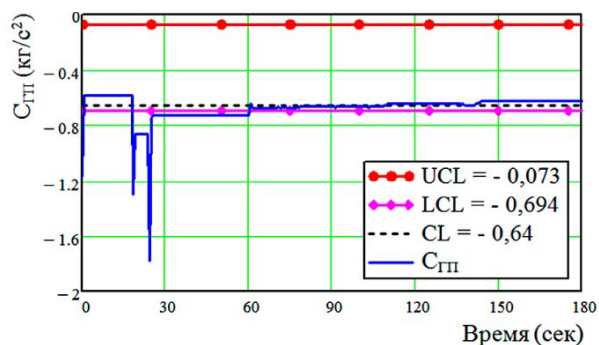


Рис. 4. Контрольная карта индивидуальных значений ДК $C_{ГП}$ главного золотника ГА №9

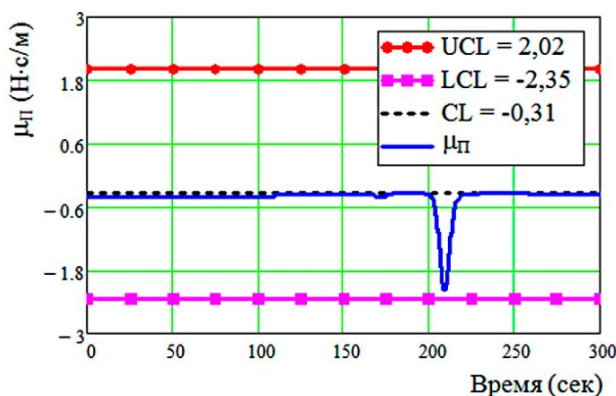


Рис. 5. Базовая контрольная карта индивидуальных значений ДК $\mu_{П}$ сервомотора

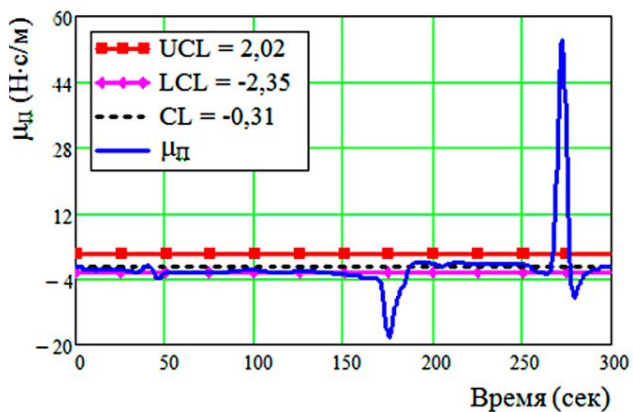


Рис. 6. Контрольная карта индивидуальных значений ДК $_{\mu_D}$ сервомотора ГА №22

Заключение

Предложенная методика диагностирования технического состояния главного золотника и сервомотора системы управления открытием НА позволяет заблаговременно определять развитие неисправностей в анализируемых узлах. Для повышения точности диагностирования необходимо накапливать базу данных, которая будет содержать информацию об изменении значений диагностических коэффициентов. Также данную методику можно распространить на другие узлы гидроагрегата и дополнить модулем прогнозирования развития неисправности.

Литература

1. Ding, S. X. *Model-based fault diagnosis techniques: design schemes, algorithms, and tools* [Text] / S. X. Ding. – Berlin : Springer, 2008 – 473 p.
2. Chinniah, Y. A. *Fault detection in the electrohydraulic actuator using extended Kalman filter: thesis for the degree of doctor of philosophy* [Text] / Yuvin Adnarain Chinniah. – Saskatoon, 2004. – 251 p.
3. Iserman, R. *Fault-diagnosis applications. Model-based condition monitoring: actuators, drives, machinery, plants, sensors and fault-tolerant systems* [Text] / R. Iserman. – New York : Springer, 2011. – 354 p.
4. Савчиц, А. В. Система диагностики технического состояния главного золотника и сервомотора электрогидравлического преобразователя системы управления открытием направляющего аппарата гидроагрегата Волжской ГЭС [Электронный ресурс] / С. А. Браганец, А. С. Гольцов, А. В. Савчиц // «Инженерный вестник Дона», 2013, № 4. – Режим доступа: <http://www.ivdon.ru/magazine/archive/n4y2013/1912> (доступ свободный) – Загл. с экрана. – Яз. рус.
5. Барлит, В. В. *Гидравлические турбины* [Текст] / В. В. Барлит. – К. : Вища шк., 1977. – 360 с.
6. Химмельблау, Д. *Анализ процессов статистическими методами* [Текст] / Д. Химмельблау. – М. : Мир, 1973. – 958 с.
7. Montgomery, D. C. *Introduction to Statistical Quality Control* [Text] / D.C. Montgomery ; 7th edition. – New York : John Wiley & Sons, 2013. – 754 p.
8. Гамыгин, Н. С. *Гидравлический привод систем управления* [Текст] / Н. С. Гамыгин. – М. : Машиностроение, 1972. – 376 с.
9. Merritt, H. E. *Hydraulic control systems* [Text] / Herbert E. Merritt. – New York : John Wiley & Sons, Inc, 1967. – 368 p.
10. Коновалов, В. И. *Идентификация и диагностика* [Текст] / В. И. Коновалов. – Томск : Изд-во Томского политех. ун-та, 2010. – 156 с.
11. ГОСТ Р 50779.42 – 99 *Статистические методы. Контрольные карты Шухарта*. [Текст]. – Введ. 15.04.1999. – М. : Изд-во стандартов, 1999. – 36 с.
12. *Технический отчет по натурным энергетическим испытаниям гидроагрегата № 9 Волжской ГЭС* [Текст] / Фирма ОРГРЭС. – М., 2009. – 120 с.
13. *Технический отчет по натурным энергетическим испытаниям гидроагрегата № 16 Волжской ГЭС* [Текст] / Фирма ОРГРЭС. – М., 2013. – 150 с.
14. *Технический отчет по натурным энергетическим испытаниям гидроагрегата № 22 Волжской ГЭС* [Текст] / Фирма ОРГРЭС. – М., 2008. – 110 с.

Поступила в редакцию 3.03.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В. А. Санинский, Волжский политехнический институт, Волжский.

ДІАГНОСТУВАННЯ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГОЛОВНОГО ЗОЛОТНИКА І СЕРВОМОТОРА СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ВІДКРИТТЯМ НАПРАВЛЯЮЧОГО АПАРАТУ ГІДРОТУРБИНИ

А. С. Гольцов, А. В. Савчиц, О. В. Зуєва

У статті представлено методику діагностування технічного стану одних з найбільш важливих вузлів системи управління відкриттям направляючого апарату гідротурбіни - головного золотника і сервомотора. Наведено методику, що дозволяє виявляти і діагностувати несправності в даних вузлах на основі аналізу діагностичних коефіцієнтів, одержуваних з їх математичних моделей. Наведено діагностичні моделі головного золотника і сервомотора, а так само діагностичні коефіцієнти, які отримано на їх основі. Показано контрольні карти діагностичних коефіцієнтів головного золотника і сервомотора за відсутності несправностей та їх наявності.

Ключові слова: діагностування, технічний стан, головний золотник, сервомотор, направляючий апарат, контрольні карти, математичні моделі.

DIAGNOSTICS OF TECHNICAL CONDITION OF THE MAIN SPOOL AND SERVOMOTOR OPENING OF WICKED GATE HYDROUNIT

A. S. Goltsov, A. V. Savchits, O. V. Zuyeva

The article presents a method of diagnosing a technical condition of some of the most important parts of the system to control the opening of the wicked gate hydro turbine - the main spool and servomotor. The technique, which allows detecting and diagnosing faults in the data nodes, based on the analysis of diagnostic coefficients derived from their mathematical models. The diagnostic model of the main spool and the servomotor as well as diagnostic ratios derived from them. Showing the control chart diagnostic coefficients of the main spool and servomotor with no faults and their availability.

Keywords: diagnosis, technical condition, the main spool, servomotor, wicked gate, control chart, mathematical models.

Гольцов Анатолий Сергеевич – д-р техн. наук, доцент, профессор кафедры «Автоматика, электроника и вычислительная техника», Волжский политехнический институт (филиал) Волгоградского государственного технического университета, г. Волжский, Россия, e-mail: GoltsovAS@mail.ru.

Савчиц Артем Вячеславович – канд. техн. наук, ст. преподаватель кафедры «Автоматика, электроника и вычислительная техника», Волжский политехнический институт (филиал) Волгоградского государственного технического университета, г. Волжский, Россия, e-mail: artem-savchic@yandex.ru.

Зуева Ольга Владимировна – ассистент кафедры «Автоматика, электроника и вычислительная техника», Волжский политехнический институт (филиал) Волгоградского государственного технического университета, г. Волжский, Россия, e-mail: zuevaolga84@mail.ru.

УДК 629.735.45:621.833(031)

А. В. ПАПЧЁНКОВ¹, С. А. БОРЗОВ²¹ ПАО "Мотор Сич», Запорожье, Украина² ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

АНАЛИЗ АДЕКВАТНОСТИ ТРАДИЦИОННЫХ МЕТОДОВ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ РЕСУРСА ДЕТАЛЕЙ ГТД

В статье обсуждаются основные проблемные вопросы современной теории и практики технической диагностики деталей редукторов авиационных газотурбинных двигателей (ГТД), от решения которых, в конечном счете, зависит значимое повышение их эксплуатационного ресурса. Анализ результатов теоретических исследований, позволяет сделать заключение, что, в частности, сигнал датчиков вибраций нельзя считать стационарным даже в широком смысле, в связи с этим, параметр частоты дискретизации нестационарных сигналов не определяется по критерию Котельникова и требует проведения дополнительных исследований в рамках поставленной задачи.

Ключевые слова: диагностирование ресурса деталей, сигналы вибраций, методы обработки сигналов.

Введение. Постановка задачи

Идея диагностирования, а позже и принцип объектной ориентированности аппаратного и программного состава систем диагностирования, закладывались в основу всех стендовых комплексов приемо-сдаточных испытаний (ПСИ) ГТД. Сложнейший процесс испытаний ГТД способствовал тому, чтобы еще более 30 лет назад встал вопрос [1] о разработке методических основ и создании технических средств стендового диагностирования параметров двигателей в объеме ПСИ. Для этого существовало множество побудительных мотивов. Среди них - экстремальный характер технических требований, предъявляемых к создаваемой технике, при частом радикальном их повышении.

В мире известны лишь единичные попытки создания систем технического диагностирования, которые можно было бы отнести к категории объектно-ориентированных. В тех из них, в которых системы доводились до приемлемой кондиции, была подтверждена их существенно более высокая эффективность по сравнению с представленными на рынке универсальными, так называемыми, системами диагностического мониторинга. Эффективность объектно-ориентированных систем базировалась на принципах поддетальной динамической адаптации математических моделей к физическим процессам, приводящим к изменению ресурса деталей и узлов. Современное состояние стендовых комплексов ПСИ ГТД, которые разрабатывались на базе традиционных универсальных методов анализа, не соответствует возрастающим тактико-техническим требованиям.

Таким образом, является актуальной научно-технической задачей совершенствования традиционных математических моделей и методов диагностирования ресурса деталей редукторов ГТД, решение которой позволит повысить эффективность объектно-ориентированных систем ПСИ ГТД.

1. Основная часть

Объектно-ориентированная стендовая система диагностики вибраций редуктора в процессе ПСИ ГТД предназначена для решения следующих задач:

- измерения уровня вибрации (УВ) на корпусах редукторов в реальном масштабе времени;
- оценку максимальных значений УВ в части соответствия нормам и требованиям ГОСТ 52526-2006 [2];
- оценку текущих значений УВ, сортировку их по принадлежности к деталям редуктора, запись в рабочую базу данных;
- оценку скорости и ускорения изменений УВ деталей редуктора;
- расчёта параметров постепенного отказа деталей редуктора в соответствии с ГОСТ 27310-95 [3];
- вероятностного расчета ресурса редуктора.

1.1. Состояние вопроса. Источники вибраций [4 - 8]

В процессе передачи мощности двигателя от входного вала редуктора к выходному происходят её потери.

Потери мощности первой категории:

– трение – преобразуется в градиент температуры, мощность потерь выводится системой смазки;

– удары – преобразуется в энергию ударной волны, часть её преобразуется в градиент температуры, часть проходит до корпуса редуктора и преобразовывается датчиком в импульс пьезоэлектрического эффекта;

– вращательное движение несбалансированных центров масс деталей [4, 7].

В первом приближении сигналы УВ первичных источников линейны, подчиняются закону суперпозиции и детально рассмотрены в научной [1], нормативной [8] и справочной [4] литературе.

Потери мощности второй категории: упругие деформации деталей редуктора. Эти источники инициируют сигналы акустической эмиссии [8] и нелинейные процессы в первичных источниках, которые приводят к возникновению стохастических гармонических составляющих первичных сигналов и «размытию» их спектров.

Потери мощности третьей категории – технологические кинематические погрешности изготовления профилей деталей и их деформации под нагрузкой [4], которые инициируют нелинейности преобразований сигналов первичных и вторичных источников, а также инфрачастотные колебания корпуса изделия (ниже 10 Гц).

1.2. Устройства и методы обработки параметров энергии сигналов УВ по ГОСТ 10816-4-2002 [6] и ГОСТ ИСО 7919-1-2002 [7]

Датчики

Из всей существующей номенклатуры датчиков вибраций [5] наиболее эффективны в эксплуатационном режиме приборы, работающие на основе пьезоэлектрического эффекта. Однако они имеют следующие основные особенности:

– высокая стоимость при изготовлении чувствительного элемента из природных кристаллов;

– чувствительность (пьезоэлектрический эффект) к ударным нагрузкам с малым временем фронта импульса, после которого могут измениться параметры датчика, вплоть до полной неработоспособности;

– чувствительность к электромагнитным и акустическим полям, которые должны быть учтены на этапе технического проекта.

Первичные аналого-цифровые преобразователи

В качестве основного метода преобразования применяется импульсно – кодовая модуляция. Параметры преобразователей рассчитываются исходя из точности квантования динамического диапазона датчиков и максимальной гармоники зубцовой частоты по критерию В.А. Котельникова, что приводит

к погрешностям расчётов спектра для анализируемых нестационарных сигналов УВ.

Методы исследования сигналов УВ во временной и спектральной области

В настоящее время в процессе вибродиагностики роторных машин применяются следующие основные методы измерения и оценивания параметров сигналов вибраций:

- ударных импульсов;
- пик-фактора;
- интегрального уровня вибраций;
- прямого спектра;
- спектра огибающей;
- вейвлет – анализ;
- анализ кепстра.

Исходя из оценки количества методов, можно сделать вывод, что ни один из них не обеспечивает требуемой полноты и точности измерений сигнала УВ, т.к. все они чувствительны только к сильно развитым дефектам. Этот вывод подтверждается тем, что в научных и специальных источниках информации акцентируется внимание на недостаточной точности методов измерений амплитуд гармоник основных частот УВ, применяющихся в промышленности.

Перечисленные методы можно разделить на два класса по критерию пространства аргумента функции вибропараметра: методы анализа сигнала во временной и спектральной областях.

В результате экспериментальных исследований сделан вывод об адаптации спектральных методов анализа к процессам потерь энергии: метод прямого спектра – анализ параметров зубцовых сигналов; спектра огибающей – параметры небаланса роторов; вейвлет- и кепстральный анализ – сигналы потерь энергии в подшипниках.

Проведем анализ достоинств и недостатков перечисленных методов.

Методы анализа сигнала УВ во временной области.

Обобщающим свойством перечисленных методов является обработка сигнала УВ во времени, что исключает переход в пространство частот. Данный подход позволяет избежать недостатков, присущих спектральному методу (рассмотрен ниже), однако он не позволяет идентифицировать источник сигнала УВ, который характеризуется частотным параметром. Дополнительно можно отметить, что методы пик-фактора и интегрального уровня вибраций требуют вычисления среднеквадратического значения сигнала УВ, что приводит к погрешностям осреднения и противоречит требованиям ГОСТ 52526-2006 [2].

Методы анализа сигнала УВ в спектральной области

Обобщающим свойством перечисленных методов является обработка сигнала УВ в спектральной и псевдоспектральной (вейвлет – и кепстральный анализ) областях. Корректное применение спектральных методов требует определённых свойств сигнала УВ.

Известно [4], что информацию о параметре потерь энергии в редукторе отображает функция вариации частот ω энергетического спектра $S(\omega, t)$ виброакустического информационного сигнала $s(t)$, который излучается при кинематическом взаимодействии деталей (валов, шестерён, подшипников). Традиционный метод анализа функции вариации $S(\omega, t)$ основан на непрерывном исследовании спектральных характеристик реализаций информационного сигнала $s(t)$ в соответствии с классическим выражением

$$S(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} s(t)e^{-j\omega t} dt,$$

которое для применяемого метода преобразуется к математической модели статистической оценки спектральных характеристик

$$\langle S(\omega, t) \rangle = \int_0^{T_p} \langle s(t) \rangle e^{-j\omega_i t} dt, \quad t \in T_p, i \in n,$$

где $\langle \dots \rangle$ – операция статистического усреднения по ансамблю реализации; T_p – время усреднения, равное постоянной времени фильтра; i – количество анализируемых частотных составляющих. Строгая адекватность спектральной модели обеспечивается при наличии свойства стационарности реализации информационного сигнала $s(t)$ на интервале времени T_p . Метод анализа спектральных характеристик $\langle S(\omega, t) \rangle$ предполагает подтверждение гипотезы о стационарности, однако результатов исследования и анализа этой гипотезы для виброакустического информационного сигнала, излучаемого при технологическом воздействии деталей редуктора, нами не обнаружено и является предметом исследований в рамках поставленной задачи.

Проведённый предварительный анализ функций характеристических параметров свойства стационарности сигнала УВ показывает:

– его нельзя считать строго стационарным даже в широком смысле;

– параметр частоты дискретизации нестационарных сигналов не определяется по критерию Ко-

тельникова и требует проведения дополнительных исследований;

– адекватность применения математической модели спектральных преобразований может определяться исходя из конкретной технологической необходимости и информационным расстоянием между идентифицируемыми признаками информационного сигнала.

Выводы

Проведённый анализ адекватности традиционных методов диагностирования ресурса деталей авиационных редукторов ГТД позволяет сделать следующие выводы.

1. Традиционные методы анализа не обеспечивают требуемой полноты и точности измерений сигнала УВ, все они чувствительны только к сильно развитым дефектам. Решение необходимо искать при решении задачи методологического компромисса во временной и спектральной области с учётом параметрической адаптации под конкретные узлы и детали ГТД.

2. Сигнал датчиков вибраций нельзя считать стационарным даже в широком смысле, в связи с этим, параметр частоты дискретизации нестационарных сигналов не определяется по критерию Котельникова и требует проведения дополнительных исследований в рамках поставленной задачи.

Литература

1. Акимов, В. М. Основы надёжности газотурбинных двигателей [Текст] / В. М. Акимов. – М. : Машиностроение, 1981. – 207 с.
2. ГОСТ 52526-2006 Установки газотурбинные с конвертируемыми авиационными двигателями. Контроль состояния по результатам измерений вибрации на невращающихся частях [Текст]. – М. : Изд-во стандартов, 1988. – 18 с.
3. ГОСТ 27310-95 Надёжность в технике. Анализ видов, последствий и критичности отказов. Основные положения [Текст]. – М. : Изд-во стандартов, 1995. – 10 с.
4. Авиационные зубчатые передачи и редукторы [Текст] : справ. / под ред. Э. Б. Вулгакова. – М. : Машиностроение, 1981. – 374 с.
5. Аш, Дж. Датчики измерительных систем [Текст] : В 2-х книгах. Кн. 2 : пер с франц. / Дж. Аш. – М. : Мир, 1992. – 424 с.
6. ГОСТ 10816-4-2002 [ГОСТ Р ИСО 10816-4-99] Вибрация. Контроль состояния машин по результатам измерений вибрации на невращающихся частях. Ч. 4. Газотурбинные установки [Текст]. – М. : Изд-во стандартов, 2002. – 22 с.

7. ГОСТ ИСО 7919-1-2002 [ГОСТ Р ИСО 7919-1-99] Вибрация. Контроль состояния машин по результатам измерений вибрации на вращающихся валах. Общие требования [Текст]. – М. : Изд-во стандартов, 2002. – 22 с.

8. ГОСТ 27655-88 Акустическая эмиссия. Термины, определения и обозначения [Текст]. – М. : Изд-во стандартов, 1988. – 22 с.

Поступила в редакцию 25.05.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зам. нач. В. Н. Журавлев, Управление информационных технологий ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье.

АНАЛІЗ АДЕКВАТНОСТІ ТРАДИЦІЙНИХ МЕТОДІВ ДІАГНОСТУВАННЯ РЕСУРСУ ДЕТАЛЕЙ ГТД

О. В. Папченко, С. А. Борзов

У статті обговорюються основні проблемні питання сучасної теорії й практики технічної діагностики деталей редукторів авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД), від рішення яких, в остаточному підсумку, залежить значиме підвищення їх експлуатаційного ресурсу. Аналіз результатів теоретичних досліджень, дозволяє зробити висновок, що, зокрема, сигнал датчиків вібрацій не можна вважати стаціонарним навіть у широкому змісті, у зв'язку із цим, параметр частоти дискретизації нестационарних сигналів не визначається за критерієм Котельникова й вимагає проведення додаткових досліджень у рамках поставленого завдання.

Ключові слова: діагностування ресурсу деталей, сигнали вібрацій, методи обробки сигналів.

ADEQUACY ANALYSIS OF TRADITIONAL METHODS LIFETIME DIAGNOSTIC OF GAS TURBINE ENGINE PARTS

A. V. Papchonkov, S. A. Borzov

The paper discusses main questions of modern theory and practice diagnostics for reduction gears parts of aviation gas turbine engines. Solving the ones eventually dramatically increase parts lifetime depending of. Analysis of theoretical researches allows make a conclusion the oscillation sensors signal consider steady-state not correct even in wide extent. That is why sampling frequency parameter of not steady-state signals do not determine according to Kotelnikov criterion and required additional researches in the frame of given task.

Key words: lifetime part diagnostic, vibration signal, signal processing methods.

Папчєнков Александр Викторович – зам. технического директора по новым изделиям, ПАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: papchonkov@gmail.com.

Борзов Сергей Анатольевич – ведущий конструктор отдела камер сгорания, руководитель группы жаровых труб, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: kpr345@i.ua.

УДК 656.7.08.614.8

П. Ш. МУХТАРОВ

*Главный центр Единой системы управления воздушным движением
Госпредприятия AZANS, Азербайджанская Республика, г. Баку*

**ОСНОВНЫЕ ДОМИНАНТЫ В ПРИНЯТИИ РЕШЕНИЙ АВИАДИСПЕТЧЕРОМ
ПРИ ОЦЕНКЕ ПОЛЕЗНОСТИ-БЕЗОПАСНОСТИ НОРМЫ ЭШЕЛОНИРОВАНИЯ
ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА**

Реализована одна из позиций «концепции "замкнутого контура" управления безопасностью полетов» ИКАО, касающаяся выявления отношения сотрудников авиационных организаций к небезопасным действиям или условиям профессиональной деятельности. Применяя методологию решения закрытых задач принятия решений, построены по ограниченному числу точек оценочные функции полезности-безопасности нормативного расстояния между воздушными судами $S=20$ км как проактивные модели отношения авиадиспетчеров к риску. Выявлено соотношение лиц, несклонных, безразличных и склонных к риску в пропорции 1:2, 8:4. Подтвержден парадокс основной психологической доминанты деятельности в условиях риска, когда авиадиспетчеры, склонные к стохастическому риску, оказываются несклонными к нему с точки зрения стремления обеспечить потребный уровень безопасности полетов. Опираясь на характерные точки оценочных функций полезности-безопасности реализован один из новых подходов к решению «треугольника рисков» ИКАО.

Ключевые слова: безопасность полетов, человеческий фактор, нормы эшелонирования воздушного пространства, оценочная функция авиадиспетчера, основная доминанта принятия решений, отношение к риску.

Актуальность (постановка проблемы)

Ввиду скоростного преимущества воздушный транспорт составляет всего пять процентов времени, затрачиваемого на перемещения и 95% дистанции от общих расстояний, преодолеваемых людьми иным способом и другими видами транспорта [1]. Именно поэтому, несмотря на мировые экономические перипетии, ИКАО уверенно прогнозирует развитие воздушных перевозок [2], требуя одновременно обеспечения безопасных, защищенных, эффективных и экологически сбалансированных условий полета на глобальном, региональном и национальном уровнях [3]. Причем, в зависимости от предполагаемого аспекта концепция безопасности полетов (БП) может иметь различные интерпретации [4, 5]:

а) нулевой уровень авиационных происшествий (АП) или серьезных инцидентов (СИ) – широко бытующее среди пассажиров мнение;

б) отсутствие факторов опасности или риска, т. е. таких факторов, которые причиняют или могут причинить ущерб;

с) избежание ошибок вследствие выявления источников опасности и контроля факторов риска;

д) степень, до которой присущий авиации риск является «приемлемым»;

е) отношение сотрудников авиационных организаций к небезопасным действиям или условиям (отражает «безопасную» корпоративную культуру);

ф) соблюдение нормативных положений;

г) недопущение потерь в результате АП (человеческих жертв, а также нанесение ущерба имуществу и окружающей среде).

И здесь на ведущее место выходит проблема человеческого фактора (ЧФ), влияние которого на БП является «традиционно» значимым на протяжении десятилетий (рис. 1) [6]. Ведь действительно, анализируя перечисленные составляющие концепции БП, несложно заметить, что все они в той или иной мере замыкаются именно на ЧФ. В контексте наших исследований привлечем внимание к позициям с), д), е), реализация которых невозможна без выявления и учета отношения, прежде всего, авиационных операторов (АО) «переднего края» (авиадиспетчеров (А/Д), пилотов), к правилам, нормативам, процедурам, регламентирующим их профессиональную деятельность. Речь о том, что проводя интенсивную автоматизацию полетных процедур и процедур обслуживания воздушного движения (ОВД), АО рассматриваются как идеальные исполнители без выяснения их отношения к данным процедурам и возможностям по их выполнению, что может привести к парадоксальным результатам.

Президент профсоюза диспетчеров РФ С. Ковалев еще в 2012 г. прокомментировал это таким образом, выделив пять факторов угроз и возрастания риска катастроф:

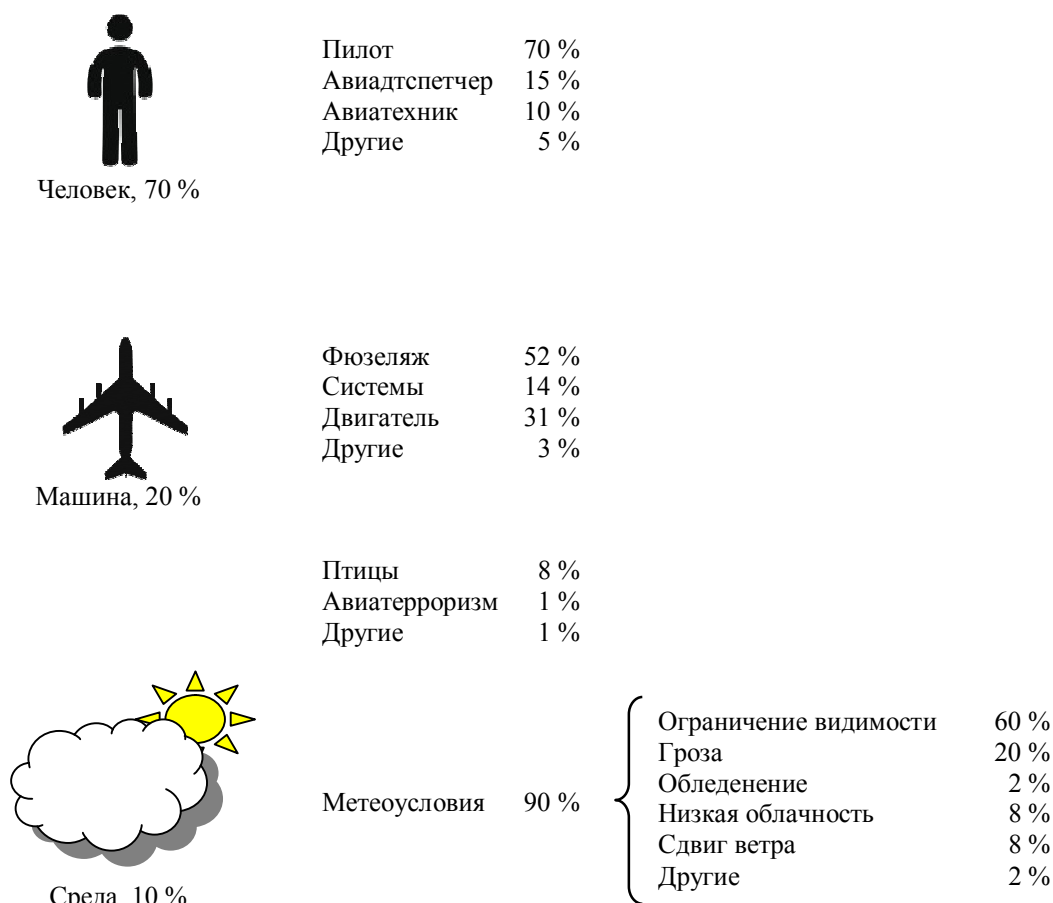


Рис. 1. Системно-иерархическая модель безопасности (Н. И. Плотников, 2003)

1) ужесточение норм эшелонирования в воздушном пространстве РФ, скажем, вертикального, с 500 м до 300 м, при одновременной интенсификации воздушного движения;

2) футовая система измерений, административно введенная одновременно с уменьшенными интервалами для верхнего воздушного пространства, однако непосредственно перед заходом на посадку оставлена метрическая система. В то же время самолёты-«иностранцы» не знают особенностей организации российского метрового нижнего воздушного пространства, что в аварийной ситуации может обернуться катастрофой;

3) самолеты военной авиации, как правило, не имеют современного оборудования, позволяющего соблюдать нормы RVSM в верхнем воздушном пространстве (выше 8,1 км - эшелон, на котором летает основная масса судов). При этом новой нормы ИКАО в 300 метров военные не признают, требуя обеспечения интервала в 500 метров.

4) несоответствие руководящих документов современным международным реалиям ОВД при нерешенной проблеме подготовки всех российских авиаторов на необходимый уровень владения английским языком;

5) резкое возрастание рабочей нагрузки А/Д.

Все вышеизложенное убедительно свидетельствует о нестыковке блоков «человек – процедуры» модели SHELL, рекомендованной ИКАО для исследования проблем ЧФ [7]. Таким образом, выявление отношения АО к разрабатываемым для них нормам и процедурам профессиональной деятельности является актуальной научно-практической задачей. Учитывая, с одной стороны, что профессиональная деятельность АО может рассматриваться как непрерывная цепь принятия решений (ПР), вырабатываемых и реализуемых в явных и неявных формах и под влиянием разнообразных факторов (объективных и субъективных, внутренних и внешних), включая риски разнообразной природы, а, с другой стороны, данные [8-10], считаем целесообразным проводить такое исследование путем построения и анализа оценочных функций полезности (ОФП) характеристик и показателей профессиональной деятельности, анализ которых позволяет выявить основную доминанту деятельности (ОДД).

1. Анализ исследований и публикаций

Понятие ОФП и ОДД заимствовано нами из системного анализа и теории ПР [11-13]. Прежде всего, определимся, что в соответствии с [8, 14, 15 и

др], под полезностью в контексте специфики исследований в ГА будем понимать результат профессиональной деятельности, который приносит определенное удовлетворение АО с точки зрения обеспечения некоторого уровня БП. В деятельности А/Д полезность-безопасность имеет: количество воздушных судов (ВС), находящихся на управлении; расстояние между ВС при заходе на посадку (ЗП) или во время ПР о пересечении встречного эшелона; нормы эшелонирования (трехмерная функция полезности-безопасности) и т.п.

Важность понятия «полезность» и обстоятельства, по которым оно имеет значимость в процессах ПР, состоит в следующем. Если каждому возможному последствию поставить в соответствие знания его «полезности» – значение ОФП $f^{\theta_c}(y)$ и для каждой альтернативы выяснить значения «ожидаемой полезности» ее последствия, то лучшим способом действий будет альтернатива, имеющая максимальную «ожидаемую полезность»:

$$\begin{aligned} u \geq v &\Leftrightarrow W_e^\lambda(u) \geq W_e^\lambda(v) \Leftrightarrow \\ &\Leftrightarrow M[f^{\theta_c}(u)] \geq M[f^{\theta_c}(v)], \end{aligned} \quad (1)$$

где $W_e^\lambda(u)$, $W_e^\lambda(v)$ – функции эффективности u -той и v -той стратегий в условиях риска, определяемые по правилу:

$$W_e^\lambda = M[f^{\theta_c}(\rho(Y, Y^{TP}))], \quad (2)$$

где $M[\cdot]$ – оператор математического ожидания; $\rho(Y, Y^{TP})$ – функция соответствия; $f^{\theta_c}(y)$ – ОФП, построенная с учетом информации θ_c об отношении лица, которое ПР (ЛПР) к различным рискованным ситуациям.

Информация θ_c рассматривается как знание об отношении ЛПР к стохастическому риску. Поэтому в дальнейшем словосочетание «отношение к риску» будем понимать именно в этом смысле. Если информация θ_c не используется, то $f^{\theta_c}(y) = f^{\theta_c}(\rho) = \rho(\cdot)$. Если информация θ_c отсутствует или для установления приоритетов по правилу (1) достаточно использовать только «объективные» показатели эффективности, построенные как:

$$W_i = M[\rho(y, y^{TP})], \quad i = \overline{1, m}, \quad (3)$$

то задача ПР (ЗПР) в условиях риска сводится к ЗПР в условиях определенности в общем случае по векторному показателю W с компонентами $W_1, W_2, \dots, W_m$. Применение «объективных» показателей вида (3) в общем случае делает ЗПР бесконечномерной

[12]. Поэтому целесообразно сразу установить предпочтения ЛПР на множестве распределений, а потом – и множестве стратегий, определив отношение ЛПР к различным вероятностным распределениям на множестве результатов:

$$u \geq v \Leftrightarrow F_u^{\theta_c} \geq F_v^{\theta_c}, \quad u, v \in A, \quad (4)$$

где F_u – закон распределения количественных характеристик $(y_1, y_2, \dots, y_m)^T$ результатов $g \in G$ при фиксированной стратегии $a \in A$.

Следует отметить, что процедуры и технологии построения и анализа ОФП разрабатываются и применяются, главным образом, для решения экономических проблем. В ГА СНГ такого рода исследования проводятся под руководством проф. А. Н. Ревы, учеными Украины (С. П. Борсук, С. И. Корж, С. В. Недбай), Казахстана (А. А. Бекмухамбетов, К. М. Тумышев), Азербайджана (Б. М. Мирзоев, Ш. Ш. Насиров, автор этой статьи). Решены вопросы построения ОФП для количества ВС, одновременно находящихся на управлении у А/Д и расстояния между ВС при ЗП. При анализе этих функций выявляется ОДД, а именно, склонность, несклонность, безразличие к риску. Сформулирован парадокс ОДД: оказалось, что лица, склонные к стохастическому риску, оказываются несклонными к нему с точки зрения стремления обеспечить приемлемый уровень БП. Установлен также факт устойчивости ОДД: при усложнении условий профессиональной деятельности абсолютное большинство лиц, склонных к риску в простых условиях, сохраняют данную доминанту. При этом большинство несклонных и безразличных к риску А/Д меняют свою доминанту на склонность к риску при усложнении условий деятельности. Расстояния между характерными точками ОФП используются для решения «треугольника рисков» ИКАО.

2. Постановка задачи исследований.

Учитывая постоянный рост воздушных перевозок и глобализируя мировое воздушное пространство, ИКАО ввела более жесткие нормы его эшелонирования [16-18], «традиционно» не проводя исследований по принятию этих норм их пользователями, т.е. А/Д. Поэтому целью данной статьи является построение ОФП и выявление ОДД А/Д для нормы эшелонирования $S=20$ km. При этом, как следствие, учитывая опыт исследований [19-21], ставится задача и реализация одного из апробированных, в том числе и при участии автора этой статьи, подходов к решению «треугольника рисков» ИКАО.

3. Построение и анализ оценочной функции полезности-безопасности нормы эшелонирования $S=20$ km

Рассматривается расстояние между ВС, следующими на одном уровне (эшелоне) установленными маршрутами ОВД, в диспетчерских районах АСС (Area Control Center - районный диспетчерский центр), АРР (APP Approach Control диспетчерское обслуживание захода на посадку).

Рассмотрим процедуру построения соответствующей ОФП, опираясь на разработанные нами теоретические модели и алгоритмы [10, 22]. Естественно, что речь идет о возрастающей ОФП-безопасности.

1. Принимается, что расстояние между ВС $S_0=0$ км должно иметь наихудшую в принятой шкале ($f^{bc}(S) = [0, 1]$) полезность 0:

$$f^{bc}(S_0=0) = 0.$$

2. С другой стороны, установленная для указанных условий полета норма эшелонирования $S_1=20$ km обеспечивает потребный уровень БП, поэтому ее полезность максимальна в принятой шкале:

$$f^{bc}(S_1=20 \text{ km}) = 1.$$

Тип отношения А/Д как ЛПР к риску вводится на основании понятия достоверного эквивалента лотереи S_F [12, 23], под которым в контексте наших исследований понимается такое расстояние между ВС во время ОВД в диспетчерских районах АСС, АРР, когда А/Д как ЛПР будет безразлично, принять ли его наверняка или принять участие в лотерее, где с равными шансами (50 % – 50%) можно получить расстояние, которое его абсолютно устраивает и абсолютно не устраивает:

$$S_F : f^{bc}(S_F) = M_L[f^{bc}(S)]. \quad (5)$$

3. Учитывая (5) находится детерминированный эквивалент лотереи с полезностью 0,5 (рис. 2 а), 0,25 (рис. 2 б) и 0,75 (рис. 2 в):

$$f^{bc}(S_{0,5})=0,5; \quad f^{bc}(S_{0,25})=0,25; \quad f^{bc}(S_{0,75})=0,75. \quad (6)$$

4. По полученным координатам пяти точек: S_0 ; $S_{0,25}$; $S_{0,5}$; $S_{0,75}$; S_1 строится ОФП.

5. Для выявления отношения А/Д к риску, т.е. ОДД, вводится понятие надбавки за риск:

$$\pi = \bar{S} - S_{0,5} = \begin{cases} < 0 & \text{– склонность к риску,} \\ > 0 & \text{– несклонность к риску,} \\ = 0 & \text{– безразличие к риску,} \end{cases} \quad (7)$$

где $\bar{S}$ - ожидаемый выигрыш лотереи:

$$\begin{aligned} \bar{S} &= 0,5 \cdot S_0 + 0,5 S_1 = 0,5 \cdot (0,5 \cdot S_0 + 0,5 \cdot S_1) = \\ &= 0,5(0 + 20) = 10 \text{ km.} \end{aligned} \quad (8)$$

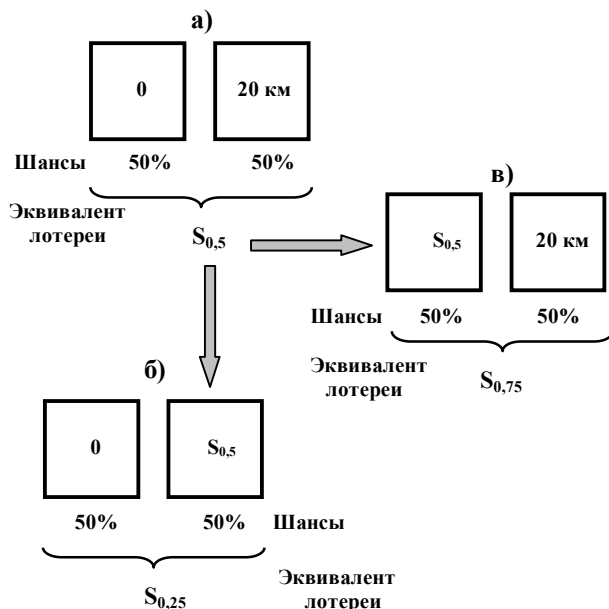


Рис. 2. Организация лотерей для выявления характерных точек оценочной функции полезности нормы эшелонирования $S=20$ km

К исследованиям было привлечено 70 профессиональных А/Д, сотрудников Единой системы управления воздушным движением Азербайджана. Четко представляя себе всю опасность возникновения потенциально-конфликтных ситуаций (ПКС) при нарушении исследуемой нормы эшелонирования, они должны были в соответствии с рис. 2 найти три достоверных эквивалента лотереи с соответствующей полезностью $S_{0,25}$; $S_{0,5}$; $S_{0,75}$ и посторить индивидуальные ОФП. Из полученных результатов вытекает следующее соотношение испытуемых, несклонных, безразличных и склонных к риску:

$$\begin{aligned} \text{НС} : \text{Б} : \text{С} &\Leftrightarrow 9 : 25 : 36 \Leftrightarrow \\ &\Leftrightarrow 12,9\% : 35,7 : 51,4\% \Leftrightarrow 1 : 2,8 : 4. \end{aligned} \quad (9)$$

Как можно увидеть, 64,3 % А/Д имеют нелинейную ОФП, что требует разработки специальных рекомендаций по организации их профессиональной подготовки на тренажерах. С другой стороны, опрос испытуемых показал, что стремление играть в лотерею, где можно получить и неудовлетворительные условия профессиональной деятельности (ПКС), объясняется ими как желание все же получить условия работы, обеспечивающие приемлемый уровень БП. Таким образом, найдено еще одно подтверждение парадокса ОДД, описанное в работах [8, 9].

На рисунке 3 представлены обобщенные ОФП всех испытуемых А/Д. Используя программный продукт Microsoft Excel, тренд ОФП лиц склонных (рис. 3 а) и несклонных (рис. 3 б) к риску был описан полиномом второй степени, а линейная ОФП лиц, безразличных к риску (рис. 3 в), - обыкновенным линейным уравнением:

$$f^{bc}(S)_{\text{скл.}} = 0,0022 \cdot S^2 + 0,0068 \cdot S - 0,0016; \quad (10)$$

$$f^{bc}(S)_{\text{нескл.}} = -0,001 \cdot S^2 + 0,071 \cdot S - 0,0239; \quad (11)$$

$$f^{bc}(S)_{\text{безр.}} = 0,103 \cdot S - 0,0172. \quad (12)$$

Аналитическое описание ОФП позволяет в дальнейших исследованиях получить оценку уровня притязаний (УП) А/Д на условиях профессиональной деятельности [9, 15, 24, 25]. Причем под УП в контексте наших исследований будем понимать точку на шкале объективных показателей (или условий) профессиональной деятельности, дающую максимальный прирост полезности (желательности) в представлении А/Д об обеспечении приемлемого уровня БП. В таблице 1 представлены результаты статистической обработки координат характерных точек ОФП: $S_{0,25}$; $S_{0,5}$; $S_{0,75}$. Как можно увидеть из строки 6 таблицы, все значения коэффициента вариации v удовлетворяют условию [26]:

$$v_i \leq 33\%, \quad (13)$$

что свидетельствует о нормальном распределении экспериментальных данных и, как следствие, о согласованности мнений испытуемых А/Д. Об этом же свидетельствуют и небольшие значения ассиметрии. При этом, исходя из значений эксцесса, распределение данных лиц, склонных к риску, для характерных точек $S_{0,25}$ и $S_{0,75}$ действительно близко к нормальному, для точки $S_{0,5}$ – занимает промежуточное значение между нормальным и плосковершинным. Для лиц несклонных к риску, величина эксцесса для характерной точки $S_{0,25}$ убедительно свидетельствует об островершинности распределения мнений испытуемых А/Д, для точек $S_{0,25}$, $S_{0,5}$ и $S_{0,75}$ – о плосковершинности. Учитывая опыт исследований [19-21], несложно реализовать подход к решению «треугольника рисков» ИКАО [5], когда соответствующие уровни риска определяются, исходя из расстояний между характерными точками ОФП (рис. 3), что наглядно иллюстрирует табл. 2.

Вместе с тем, окончательный вывод о решении «треугольника рисков» следует делать, проведя исследования УП А/Д на характеристиках, показателях и условиях профессиональной деятельности, а также построив соответствующие нечеткие модели.

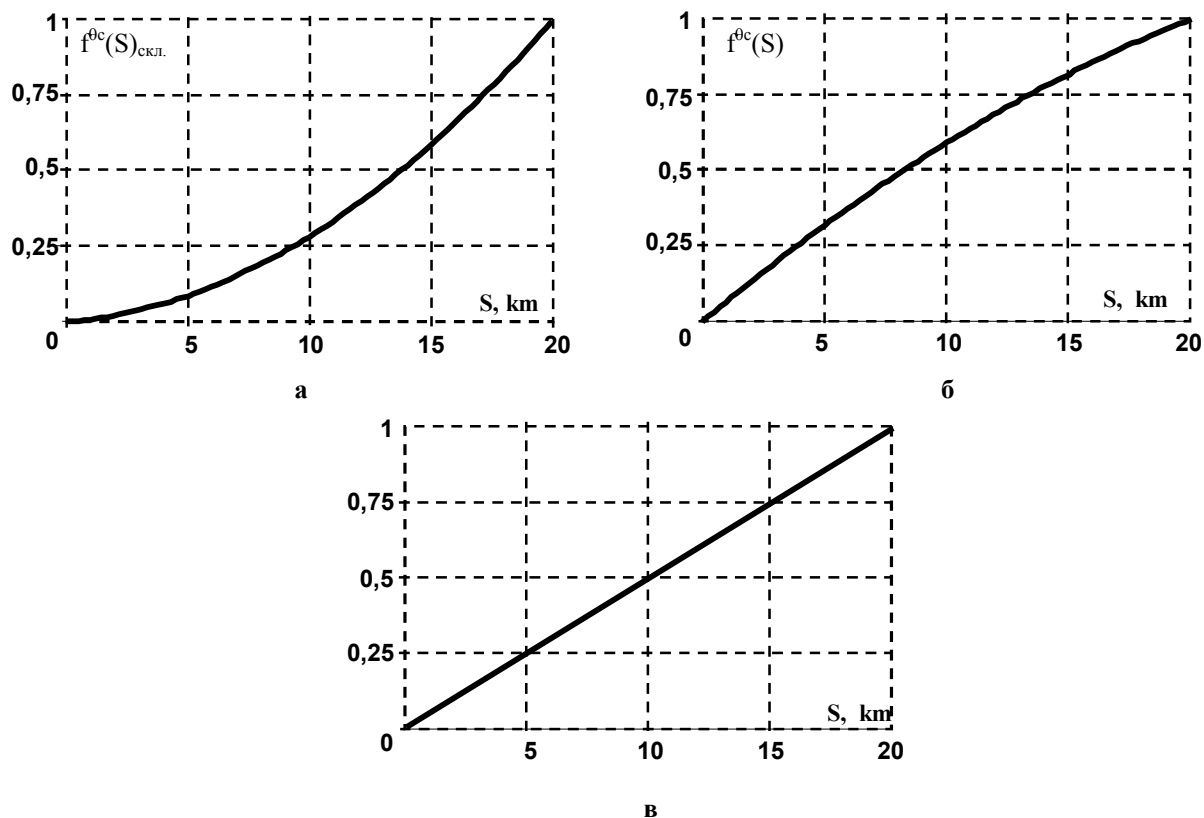


Рис. 3. Обобщенные оценочные функции полезности-безопасности нормы эшелонирования $S=20$ км:
а – склонность, б – несклонность, в – безразличие к риску

Таблица 1

Результаты статистической обработки координат характерных точек оценочных функций полезности

№ п.п.	Статистические показатели	Характерные точки функции полезности					
		$S_{0,25}$		$S_{0,5}$		$S_{0,75}$	
		С	НС	С	НС	С	НС
1	$\bar{S}$	9,31	4,78	13,94	8,78	16,58	12,00
2	D	7,70	0,44	3,48	2,69	1,56	2,5
3	σ	2,78	0,67	1,87	1,64	1,25	1,58
4	As	0,78	-2,07	-0,10	-0,59	-0,40	-0,34
5	Ex	2,81	5,63	2,38	1,39	2,77	1,21
6	$v, \%$	29,83	13,95	13,38	18,70	7,54	13,18

ПРИМЕЧАНИЕ: С – склонность, НС – несклонность к риску

Таблица 2

Решение «треугольника рисков ИКАО», опираясь на характерные точки оценочных функций полезности-безопасности

Связь качественных критериев ИКАО с характерными точками функции полезности	Решение «треугольника рисков», км для лиц с основной доминантой		
	С	НС	Б
КАТАСТРОФИЧЕСКИЙ РИСК, $S \leq S_{0,25}$	$S \leq 9,07$	$S \leq 3,70$	$S \leq 5$
НЕПРИЕМЛЕМЫЙ РИСК $S_{0,25} < S \leq S_{0,5}$	$9,07 < S \leq 13,61$	$3,70 < S \leq 8,15$	$5 < S \leq 10$
ДОПУСТИМЫЙ РИСК: $S_{0,5} < S \leq S_{0,75}$	$13,61 < S \leq 17,03$	$8,15 < S \leq 13,33$	$10 < S \leq 15$
ПРИЕМЛЕМЫЙ РИСК $S_{0,75} < S \leq S_1$	$17,03 < S \leq 20$	$13,33 < S \leq 20$	$15 < S \leq 20$
НИЧТОЖНЫЙ РИСК $S > S_1$	$S > 20$	$S > 20$	$S > 20$

ПРИМЕЧАНИЕ: С – склонность, НС – несклонность, Б – безразличие к риску

Выводы

Исходя из полученных и представленных в данной статье новых научных результатов, выделим следующие наиболее важные положения.

Впервые в практике научных исследований профессиональной деятельности А/Д выявлено их отношение к норме эшелонирования $S=20$ km, опираясь на методы системного анализа и теории ПР. Представляя эту деятельность как непрерывную цепь решений, введено понятие ОФП-безопасности,

опираясь на которую А/Д и осуществляет процедуру выбора, сравнивая соответствующие альтернативы.

Реализована процедура построения ОФП-безопасности по ограниченному числу точек. ОДД в условиях риска для $n=70$ профессиональных А/Д – сотрудников Единой системы управления воздушным движением Азербайджанской Республики, привлеченных к исследованиям, характеризуется соотношением лиц, несклонных, безразличных и склонных к риску в пропорции 1:2, 8:4. Обобщенные функции описаны полиномами второй степени и линей-

ным уравнением прямой (для лиц, безразличных к риску), что открывает перспективы для дальнейшего аналитического исследования УП А/Д.

Опираясь на абсциссы характерных точек ОФП, реализован один из подходов к решению «треугольника рисков» ИКАО.

Дальнейшие исследования считаем целесообразным проводить в таких направлениях:

- построение и анализ семейства ОФП-безопасности для всего спектра норм эшелонирования, используемых при ОВД;

- выявление УП А/Д на показателях и условиях профессиональной деятельности, а также построение нечетких моделей норм эшелонирования.

Литература

1. Плотников, Н. И. Проектирование транспортных комплексов. Воздушный транспорт [Текст] / Н. И. Плотников. – Новосибирск : ЗАО ИПЦ АвиаМенеджер, 2010. – 393 с.

2. Прогноз развития воздушного транспорта до 2025 года [Электронный ресурс] : Cir. ICAO 313 – AT / 134. – Монреаль, Канада, 2007. – 56 с. – Режим доступа : <http://www.aerohelp.ru/data/432/Cir313.pdf>. – 5.04.2014.

3. Глобальный план обеспечения безопасности полетов [Электронный ресурс]. – Монреаль, Канада, – 2013. – 76 с. – Режим доступа : http://www.icao.int/safety/airnavigation/Documents/GASP/GASP_ru.pdf. – 5.04.2014.

4. Зиньковская, С. М. Понимание концепции управления безопасностью полетов и концепция риска [Текст] / С. М. Зиньковская // Актуальные вопросы психологии в области человеческого фактора : материалы 2-й Междун. науч.-практ. конф., Екатеринбург, 20-22 марта 2008 г. – Екатеринбург, 2008. – С. 3-8.

5. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) [Электронный ресурс] : Doc. ICAO 9859 – AN / 474 ; 3-е издание. – Монреаль, Канада, 2013. – Режим доступа : <http://www.caa.kg/downloads/doc9859.pdf>. – 5.04.2014.

6. Плотников, Н. И. Ресурсы воздушного транспорта [Текст] / Н. И. Плотников. – Новосибирск : Академия экономики и управления, 2003. – 328 с.

7. Фундаментальные концепции человеческого фактора [Текст] // Человеческий фактор : сб. материалов № 1. – Циркуляр ИКАО 216 AN / 131. – Монреаль, Канада, 1989. – 34 с.

8. Рева, О. М. Людський фактор: парадокс психологічної домінанти діяльності пілота в умовах стохастичного ризику [Текст] / О. М. Рева // Проблеми аеронавігації : тематич. зб. наук. пр. – Вип. 3. Удосконалення процесів діяльності та професійної підготовки авіаційних операторів. – Кіровоград : ДЛАУ, 1997. – С. 40-49.

9. Рева, А. Н. Человеческий фактор и безопасность полетов: (Проактивное исследование влияния) [Текст] : моногр. / А. Н. Рева, К. М. Тумышев,

А. А. Бекмухамбетов ; науч. ред. А. Н. Рева, К. М. Тумышев. – Алматы, 2006. – 242 с.

10. Рева, А. Н. Теоретическая модель выявления основной доминанты деятельности авиационного оператора в условиях риска / А. Н. Рева, П. Ш. Мухтаров, С. В. Недбай // *Elmi məstüəlar : Jurnal Milli Aviasiya Akademiyasının*. – Baki : Oktyabr - Dekabr 2010. – № 4. – С. 64-73.

11. Фон Нейман, Дж. Теория игр и экономическое поведение [Текст] / Дж. фон Нейман, О. Моргенштерн. – М. : Наука, 1970. – 708 с.

12. Надежность и эффективность в технике [Текст] : справ. в 10 т. Т. 3. Эффективность технических систем / под общ. ред. В. Ф. Уткина, Ю. В. Крючкова. – М. : Машиностроение, 1988. – 328 с.

13. Исхаков, Ф. В. Многопериодная модель выбора альтернатив на основе рандомизированной оценочной функции [Электронный ресурс] / Ф. В. Исхаков // Вестник Санкт-Петербургского университета. – 2005. – № 3, сер. 5. – С. 1-6. – Режим доступа : <http://old.iskh.ru/docs/f/iskh2005.pdf>. – 5.04.2014.

14. Фишберн, П. Теория полезности для принятия решений [Текст] / П. Фишберн. – М. : Наука, 1978. – 352 с.

15. Козелецкий, Ю. Психологическая теория решений [Текст] : пер. с польск. / Ю. Козелецкий ; под ред. Б. В. Бирюкова. – М. : Прогресс, 1979. – 504 с.

16. Руководство по методике планирования воздушного пространства для определения минимумов эшелонирования [Электронный ресурс] : Doc. ICAO 9689 – AN / 953 ; 1-е изд. – Монреаль, Канада, 1998. – Режим доступа : http://airspot.ru/book/file/799/ICAO_Doc9689_popr1.pdf. – 5.04.2014.

17. Организация воздушного движения: Правила аэронавигационного обслуживания [Электронный ресурс] : Doc. ICAO 4444 – ATM / 501. – Монреаль, Канада, издание пятнадцатое, 2007. – Режим доступа : http://www.aviadocs.net/icaodocs/Docs/4444_cons_ru.pdf. – 5.04.2014.

18. Единые принципы моделирования риска столкновения в обоснование Руководства по методике планирования воздушного пространства для определения минимума эшелонирования [Электронный ресурс] : Cir. ICAO 319 – AN / 181 (Doc. 9689). – Монреаль, Канада, 2009. – Режим доступа : <http://www.aerohelp.ru/data/432/Cir319.pdf>. – 5.04.2014.

19. Фоменко, Ю. М. Трикутник ризику в системному аналізі професійної діяльності авіадиспетчерів [Текст] / Ю. М. Фоменко // Проблеми інформатизації та управління : зб. наук. пр. – К. : НАУ, 2006. – № 3. – С. 147-151.

20. Проактивне управління ризиками за людським фактором в цивільній авіації [Текст] / О. М. Рева, С. І. Осадчий, О. М. Медведенко, Ю. М. Фоменко // Залізничний транспорт України. Український наук.-практ. журн. – 2008. – № 6. – С. 54-59.

21. Актуальные направления разработки проактивных моделей решения «треугольника рисков» ИКАО [Текст] / А. Н. Рева, В. И. Вдовиченко, С. П. Борсук и др. // Сучасні енергетичні установки на транспорті, технології та обладнання для їх обслуговування : матеріали 4-ї Всеукр. наук.-практ. конф., Херсон, 9-11 жовтня 2013 р. – Херсон, 2013. – С. 334-338.

22. Алгоритмизація процедури визначення ставлення авіаційного оператора до ризику [Текст] / О. М. Рева, С. І. Корж, П. Ш. Мухтаров, С. В. Недбай // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2012. – № 1. – С. 109-114.

23. Кини, Р. Л. Принятие решений при многих критериях: предпочтения и замещения [Текст] : пер. с англ. / Р. Л. Кини, Х. Райфа ; под ред. И. Ф. Шахнова. – М. : Радио и связь, 1981. – 560 с.

24. Рева, О. М. Людський фактор та безпека польотів: рівень домагань авіадиспетчерів у професійній діяльності [Текст] / О. М. Рева, Г. М. Селезньов // Створення системи забезпечення психологічної та психофізіологічної надійності персоналу. Організація та проведення психопрофілактичної роботи в органах внутрішніх справ України : 3-й Всеукр. наук.-практ. семін. – К., 2005. – С. 121-128.

25. Рівень домагань авіадиспетчерів на показниках робочого навантаження [Текст] / О. М. Рева, Б. М. Мірзоев, П. Ш. Мухтаров, Ш. Ш. Насіров // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2013. – № 8 (105). – С. 273-281.

26. Львовский, Е. Н. Статистические методы построения эмпирических формул [Текст]: учеб. пособие для вузов / Е. Н. Львовский. – М. : Высш. шк., 1988. – 239 с.

Поступила в редакцию 5.04.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заслуженный деятель науки и техники Украины, заведующий кафедрой проектирования авиационных двигателей С. В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

ОСНОВНІ ДОМІНАНТИ В ПРИЙНЯТТІ РІШЕНЬ АВІАДИСПЕТЧЕРОМ ПРИ ОЦІНЦІ КОРИСНОСТІ-БЕЗПЕКИ НОРМИ ЕШЕЛОНУВАННЯ ПОВІТРЯНОГО ПРОСТОРУ

П. Ш. Мухтаров

Реалізовано одну з позицій «концепції "замкненого контуру" управління безпекою польотів» ІКАО, що стосується виявлення ставлення співробітників авіаційних організацій до небезпечних дій або умов професійної діяльності. Застосовуючи методологію розв'язання закритих задач прийняття рішень, побудовано по обмеженому числу точок оціночні функції корисності-безпеки нормативної відстані між повітряними судами $S=20$ km як проактивні моделі ставлення авіадиспетчерів до ризику. Виявлено співвідношення осіб, неохайних, байдужих і схильних до ризику в пропорції 1:2, 8:4. Підтверджено парадокс основної психологічної домінанти діяльності в умовах ризику, коли авіадиспетчери, схильні до стохастичного ризику, виявляються неохайними до нього з погляду прагнення забезпечити потрібний рівень безпеки польотів. Спираючись на характерні точки оціночних функцій корисності-безпеки реалізовано один з нових підходів до вирішення «трикутника ризиків» ІКАО.

Ключові слова: безпека польотів, людський чинник, норми ешелонування повітряного простору, оціночна функція авіадиспетчера, основна домінанта прийняття рішень, ставлення до ризику.

BASIC DOMINANTS IN MAKING DECISION BY AIR TRAFFIC CONTROLLER DURING ESTIMATING OF UTILITY-SAFETY OF NORM OF ECHELONING OF AIR SPACE

P. Sh. Mukhtarov

Has been implemented one of the positions of conceptions of "closed circuit" of controlling of flight safety of ICAO including revealing of attitudes of collaborators of aviation organizations to unsafe activity or conditions of professional activities. Applying methodology of solution of closed tasks of making decision, has been implemented methodology of construction on limited number of points of evaluation functions of utility of normative distance between aircrafts $S=20$ km as proactive models of air traffic controllers' attitude to risk. Has been revealed correlation of people unwilling, indifferent and inclined to risk in the ratio 1:2, 8:4. Has been confirmed paradox of basic psychological dominants of activity in condition of risk, when air traffic controllers inclined to stochastic risk turn out unwilling to this from the point of intention to ensure required level of safety of flights. Basing on characteristic points of valuation functions of utility-safety has been realized one of the new approaches to solution of "triangle of risks" of ICAO.

Key words: safety of flights, human factor, norms of echeloning of air space, evaluation function of air traffic controller, basic dominant of making decision, attitude to risk.

Мухтаров Пейман Ширин-оглы – інструктор тренажерного центра, Главный центр единой системы управления воздушным движением Азербайджана, г. Баку, e-mail: Peyman.Mukhtarov@gmail.com.

УДК: 656.7.08:[656.7.0 52:351.814.335]:519.876.2(045)

О. М. РЕВА¹, С. П. БОРСУК¹, В. А. ШУЛЬГІН²

¹ *Національний авіаційний університет, м. Київ, Україна*

² *Кіровоградська льотна академія, Національний авіаційний університет, м. Кіровоград, Україна*

ВИЗНАЧЕННЯ ГРАНИЧНИХ РІВНІВ РИЗИКУ ПІД ЧАС ПОРУШЕННЯ НОРМИ ЕШЕЛОНУВАННЯ ПОВІТРЯНОГО ПРОСТОРУ

Розглядаючи професійну діяльність авіадиспетчерів, як безперервний ланцюг рішень, розв'язана проблема оцінки ними небезпеки, що може виникнути за умов порушення нормативів ешелонування повітряного простору. Сформовано терм-множину лінгвістичної змінної «рівень ризику» для порушення норми ешелонування $S=30$ км. Виявлено вплив людського чинника на ступінь прийнятності відстаней між повітряними судами. Застосовуючи нечітку операцію об'єднання початкова терм-множина редукована до розмірності, що рекомендована ІКАО для встановлення небезпеки події. Отримані результати застосовано для розв'язання «трикутник ризиків» ІКАО по показнику «небезпека події».

Ключові слова: обслуговування повітряного руху, безпека польотів, рівні ризику, нечіткі моделі порушення норми ешелонування.

Постановка проблеми

Забезпечення належного рівня безпеки польотів (БП) у цивільній авіації (ЦА) аж ніяк неможливе без розв'язання проблем, що пов'язані із людським чинником (ЛЧ), який тривалий час є першопричиною абсолютної більшості авіаційних пригод (АП). Оскільки авіаційні оператори (АО) «переднього краю» (авіадиспетчери (А/Д), пілоти) своїми діями безпосередньо впливають на БП, край важливо врахувати їх особисте уявлення про безпеку при розробці нових стандартних експлуатаційних процедур (СЕП) їх професійної діяльності [1, 2].

В контексті цієї публікації будемо розглядати СЕП та особливості професійної діяльності А/Д, які під час безпосереднього управління повітряним рухом (УПР) постійно стикаються з небезпечними ситуаціями, у яких нормативно встановлені відстані між повітряними судами (ПС) на різних етапах польоту можуть бути порушеними в результаті впливу різноманітних чинників самої різної природи та характеру, зокрема неправильних дій самих А/Д. Причому введення в експлуатацію сучасних автоматизованих систем (АС) УПР неповною мірою усувають виникнення зазначених потенційно-конфліктних і дійсно конфліктних ситуацій. У таких випадках важливо враховувати наявний психофізіологічний стан А/Д та його самооцінку щодо можливості виконувати професійні обов'язки у ситуації, що склалася у зоні його відповідальності. І оскільки головним завданням А/Д при обслуговуванні повітряного руху (ОПР) є забезпечення належної відстані

між керованими ПС у просторі середовища, то одним із шляхів урахування цього стану є збір інформації щодо ставлення А/Д до порушень норм ешелонування [3].

Таким чином, проблеми, що пов'язані із врахуванням ЛЧ шляхом виявлення особистого ставлення А/Д до діючих нормативів ешелонування повітряного простору та їх можливих порушень, що напругу впливає на БП, є актуальними.

Аналіз досліджень та публікацій

Оскільки порушення норм ешелонування повітряного простору може суттєво і негативно вплинути на БП, то аналіз цього явища доцільно проводити в контексті відповідних концепцій ІКАО щодо управління безпекою [4]. При цьому слід особливу увагу привернути до необхідності застосування так званого «трикутника ризиків» як методологічного засобу визначення рівнів небезпеки.

У працях [5-10] проведено аналіз і здійснена реалізація сучасних підходів до розв'язання порушеної проблеми, у тому числі шляхом:

- застосування коефіцієнтів бажаності (важливості, значущості) серйозності та частоти небезпечних подій та їх агрегації (мультиплікації) за допомогою функції бажаності Харінгтона;
- побудови за обмеженим числом точок та аналізу оціночних функцій корисності-безпеки (ОФКБ) як розв'язання закритої задачі прийняття рішень (ПР) щодо порушення норми ешелонування повітряного простору;

– побудови за формально необмеженим числом точок та аналізу ОФКБ як розв’язання відкритої задачі ПР (ЗПР) щодо порушення норми ешелонування повітряного простору;

– побудови та аналізу функцій належності лінгвістичної змінної «рівень небезпеки» як нечітких моделей ставлення А/Д до ризику порушення норми ешелонування повітряного простору.

Слід привернути увагу, що останні три з перелічених підходів є дійсною реалізацією вимог ІКАО та ЄВРОКОНТРОЛЮ щодо проактивного врахування ЛЧ для забезпечення належного рівня БП, оскільки формують в А/Д адекватну оцінку небезпек та самооцінку професійних здібностей щодо їх усунення.

Формулювання цілі статті

Вкажемо на те, що норми ешелонування повітряного простору охоплюють широкий спектр особливостей зон відповідальності при УПР [11]. Тому і ОФКБ, і нечіткі моделі, про які йшлося вище, мають охопити дослідженнями увесь цей спектр. Адже тільки за таких умов можна сформувати в А/Д стійкі навички виявлення, розпізнавання, оцінювання і запобігання небажаних станів, що можуть виникнути в результаті неефективного контролю чинників загрози і/або помилок.

Таким чином, проактивне формування уявлення А/Д щодо можливості виникнення небажаних станів і виявлення його особистого ставлення до їх небезпеки має стати дієвим засобом попередження АП при УПР. Наведене й складає *мету* цієї публікації.

Побудова нечіткої моделі ставлення авіадиспетчерів до ризику

Дослідження стосувалися 30-ти кілометрової відстані між керованими ПС, яка використовується для формування повздовжнього інтервалу в диспетчерських районах СТА (Control Area - диспетчерський район), ТМА (Terminal Control Area – вузловий диспетчерський район) при перетині ПС рівня зустрічних трекерів в момент перетину зайнятого рівня при умові відсутності сходження трекерів.

До досліджень залучено 131 студент-А/Д 4 та 5 курсів навчання Національного авіаційного університету (НАУ) та Кіровоградської льотної академії НАУ. Їх ставлення до ризику виявлялося за допомогою спеціального опитувальника, в якому мали оцінити ступінь ризику настання ПКС при порушенні норм ешелонування повітряного простору $S=30$ km, користуючись такою лінгвістичною шкалою

$$T^M(\text{рівень ризику}) = \begin{matrix} \tilde{R}_{НВ} \\ \tilde{R}_{ДВ} \quad \tilde{R}_В \quad \tilde{R}_З \quad \tilde{R}_Н \\ \tilde{R}_{ДН} \quad \tilde{R}_{НН} \end{matrix} + \begin{matrix} \text{надзвичайно високий} + \\ \text{дуже високий} + \text{високий} + \text{звичайний} + \text{низький} + \\ \text{дуже низький} + \text{незвичайно низький}, \end{matrix} \quad (1)$$

де «+» – позначка логічного поєднання окремих термів.

Вибір розмірності шкали (1) був не випадковим і пояснюється наступним. Відомо, що людина має психофізіологічні обмеження на кількість об’єктів або понять, що одночасно тримає в полі своєї уваги. Для абсолютної більшості людей ця кількість коливається у межах від 7 ± 2 об’єктів або понять, що утворює простір так званого «магічного числа Міллера» [12]. Тримавши їх у області своєї оперативної пам’яті, А/Д як людина-оператор (Л-О) здатний оперувати ними, аналізувати, розрізняти, комбінувати та об’єднувати у нові кластери та групи.

Уявлення кожного А/Д щодо відповідності кожного конкретного значення з континууму досліджуваної відстані між ПС $S=30$ км до певного терму ЛЗ «рівень ризику» відображається на спеціальній шкалі (рис. 1), яка є аналогом шкали Купера-Харпера [13, 14], адаптованої нами для потреб досліджень.

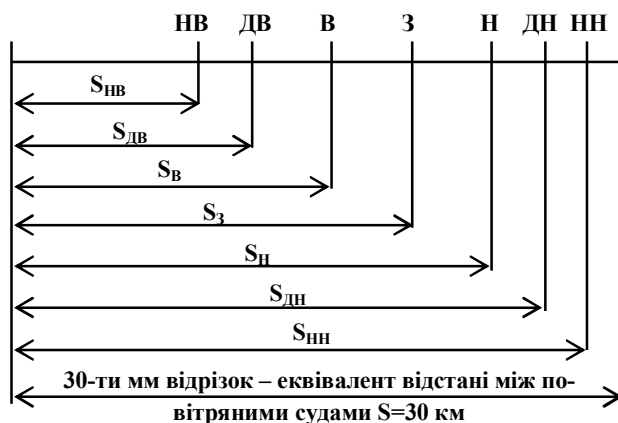


Рис. 1. Методика збору експертної інформації у вигляді «точці на шкалі параметра»

При довільній кількості термів ЛЗ більше 9-ти, А/Д як Л-О було б занадто складно порівнювати конкретне чітке значення відстані з континууму $S=30$ км із усіма термами одночасно. Причому порівняння будуть виконуватись скоріш попарно, або розбиттям на менші об’єднані діапазони термів з необхідністю проведення подальшого другого етапу порівняння чіткого значення відстані з термами діапазону. Наявність другого етапу опитування випробуваних внесе додаткові ускладнення. У разі ж використання запропонованої розмірності шкали (1) ви-

пробуваний А/Д зможе провести одне єдине порівняння чіткого значення із усіма термами ЛЗ одночасно та одразу визначити найкоректнішу відповідність.

Наведені умови і правила проведення опитування відкрили можливість провести збір експертної інформації із мінімальними похибками у вигляді «точки на шкалі параметра» та застосувати при її табуляції і подальшій математичній обробці так звану «матрицю підказок» [15, 16]. Це дало змогу отримати відповідні функції належності ЛЗ «рівень ризику» із гладкими спадаючими фронтами (рис. 2).

Рисунок 2 а наочно ілюструє ФН ЛЗ «рівень ризику» як нечіткі моделі ставлення студентів-А/Д до порушення норм ешелонування $S=30$ km у випадку застосування шкали ризику (1). Аналіз рисунку почнемо, узявши за основу введену Л. Заде так звану точку переходу [17]: $\mu_{\tilde{R}_i}(S) = 0,5$. Тоді подальші міркування мають виходити з того, що якщо будь-яка відстань S між ПС з досліджуваного континууму $0 \div 30$ km буде мати значення ФН, більшу за точку переходу ($\mu_{\tilde{R}_i}(S) > 0,5$), то вона «скоріше належатиме» відповідному термові $\tilde{R}_i$ і «скоріше не належатиме» до цього терму, якщо $\mu_{\tilde{R}_i}(S) \leq 0,5$.

Виходячи з наведеного та звертаючись до рис. 2 а, зазначимо, що усі точки перетину сусідніх термів мають значення ФН, більші за точку переходу. Це означає, що випробувані студенти-А/Д чітко розрізняють у своїй свідомості майбутніх професіоналів ступінь небезпеки порушення досліджуваної норми ешелонування і успішно оперують з зістав-

ленням їх кількісно-якісних оцінок. Це дає змогу отримати оцінки ризику ПКС, що подані у табл. 1.

Таблиця 1

Оцінки рівнів ризику при порушенні норми ешелонування $S=30$ km

Рівень ризику	Відстань між повітряними судами	
	км	%
1	2	3
$\tilde{R}_{НВ}$	$0 < S \leq 5,14$	$0 < S \leq 17,1$
$\tilde{R}_{ДВ}$	$5,14 < S \leq 11,10$	$17,1 < S \leq 37$
$\tilde{R}_B$	$11,10 < S \leq 16,03$	$37 < S \leq 54,4$
$\tilde{R}_3$	$16,03 < S \leq 21,37$	$54,4 < S \leq 71,2$
$\tilde{R}_H$	$21,37 < S \leq 24,45$	$71,2 < S \leq 81,5$
$\tilde{R}_{НВ}$	$24,45 < S \leq 28,56$	$81,5 < S \leq 95,2$
$\tilde{R}_{НН}$	$S > 28,56$	$S > 95,2$

Як можна побачити з рис. 2 а та даних табл. 1, майбутні А/Д вважають, що ризик, більший за «звичайний», може виникнути, якщо відстань між керованими ПС складає величину менше 54,4% від встановленої норми. «Звичайний» ризик виникає, якщо відстань між ПС знаходиться у межах 54,4-71,2% від встановленої норми. Якщо ж відстань між керованими ПС більша за 71,2% встановленої норми, то такий ризик не може спровокувати суттєве збільшення психофізіологічного навантаження на А/Д. Таким чином можна припустити, що якщо відстань між ПС не менше встановленої норми, то А/Д спроможний виправити повітряну ситуацію на бік її покращення, тобто забезпечити належний рівень БП.

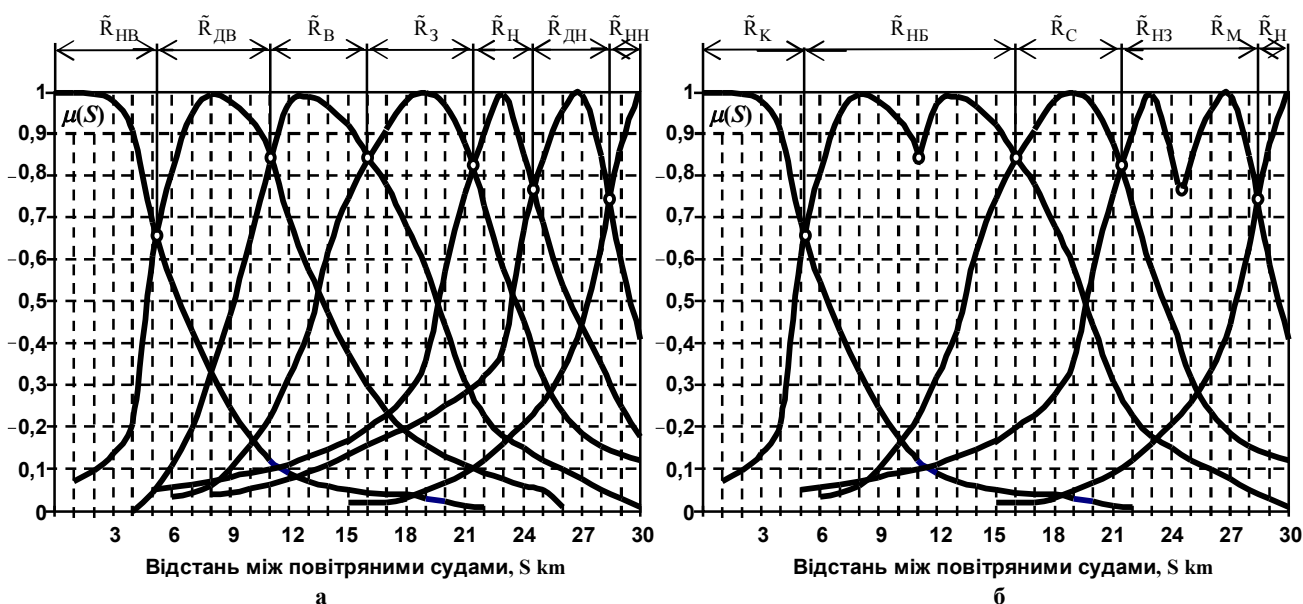


Рис. 2. Функції належності лінгвістичної змінної «рівень ризику» як нечіткі моделі конфліктних ситуацій у повітряному просторі при порушенні норми ешелонування $S=30$ km:

а – для шкали ризику розмірності, запропонованої авторами, б – для рекомендацій ІКАО

Розглянемо, як можна здійснити редукцію розмірності шкали (1) до розмірності, що відповідає пропозиціям ІКАО [17]

$$T^M(\text{рівень ризику}) = \begin{matrix} \text{К} \\ \text{+ катастрофічний} \\ \text{+ небезпечний} \\ \text{+ незначний} \end{matrix} + \begin{matrix} \text{С} \\ \text{+ суттєвий} \\ \text{+ мізерний} \end{matrix} \quad (2)$$

Спираючись на методи теорії НМ і ЛЗ [9, 15-20] будемо дотримуватися таких міркувань.

По-перше, при формуванні ТМ ЛЗ «рівень ризику» (1) застосовано модифікатор «дуже», який співвідносить певні сусідні терми за допомогою нечітких операцій «концентрації» і «розтягання»:

$$\begin{cases} \mu_{\text{дуже великий}}(S) = \mu^2_{\text{великий}}(S), \\ \mu_{\text{дуже низький}}(S) = \mu^2_{\text{низький}}(S). \end{cases} \quad (3)$$

Тому, проводячи зворотні початкові операції, редукуємо початкову шкалу на два терми.

По-друге, відома також нечітка операція «об'єднання», яка дозволяє робити редукцію початкової шкали (1)

$$\mu_{\tilde{R}_k}(S) = \mu_{\tilde{R}_i \cup \tilde{R}_j} = \text{MAX}[\mu_{\tilde{R}_i}(S), \mu_{\tilde{R}_j}(S)], \quad (4)$$

де $\tilde{R}_i, \tilde{R}_j$ – сусідні терми шкали (1), що поєднуються;

$\tilde{R}_k$ – терм шкали (4), що утворюється поєднанням термів $\tilde{R}_i$ і $\tilde{R}_j$.

Отже, в нашому випадку йдеться про таке поєднання термів

$$\left. \begin{aligned} \tilde{R}_{ДВ} \cup \tilde{R}_В &\Rightarrow \tilde{R}_К \\ \tilde{R}_Н \cup \tilde{R}_{ДН} &\Rightarrow \tilde{R}_М \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

Наведене дозволило редукувати розмірність початкової терм множини «рівень ризику» (1) до вимог ІКАО згідно схеми, що подана на рис. 3.

$$\begin{array}{ccccc} \tilde{R}_{НВ} & \tilde{R}_{ДВ} \cup \tilde{R}_В & \tilde{R}_З & \tilde{R}_Н \cup \tilde{R}_{ДН} & \tilde{R}_{НН} \\ \downarrow & \downarrow & \downarrow & \downarrow & \downarrow \\ \tilde{R}_К & \tilde{R}_{НБ} & \tilde{R}_С & \tilde{R}_{НЗ} & \tilde{R}_М \end{array}$$

Рис. 3. Схема редукції розмірності початкової шкали «рівень ризику» до розмірності, пропонованої ІКАО

Здійснення відповідних процедур дозволило отримати функції належності лінгвістичної змінної «рівень ризику» вже для шкали ІКАО (2), що ілюструє рис. 2 б. Це дало змогу розв'язати «трикутник ризиків» ІКАО (рис. 4).

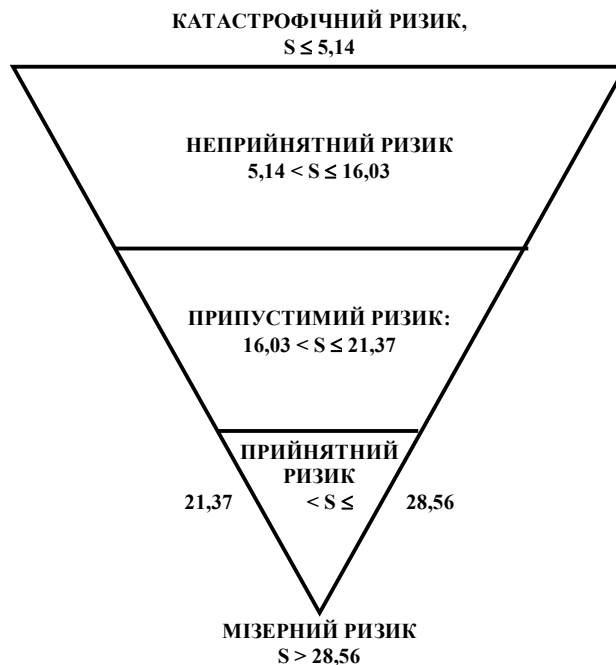


Рис. 4. Розв'язання «трикутника ризиків» ІКАО при порушенні норми ешелонування $S=30$ km

Висновки та перспективи

Враховуючи отримані і подані в цій статті нові наукові результати, слід констатувати факт дійсного вирішення «трикутника ризиків» ІКАО за допомогою нечітких моделей ставлення студентів-А/Д до ризику порушення однієї з норм ешелонування ПС, що відкриває перспективи для отримання сімейства таких функцій по усьому спектру норм ешелонування повітряного простору. Особливістю наших результатів на відміну від пропозицій ІКАО є наукове обґрунтування кількісного співвідношення відхилення від нормативної відстані між ПС з якісними категоріями ризику.

До окремих (частинних) результатів слід віднести таке.

Обґрунтовано розмірність 7-мирангової якісної лінгвістичної шкали оцінювання ризику при порушенні норм ешелонування, яка ґрунтується як на психофізіологічних можливостях Л-О щодо запам'ятовування та розрізнення певної кількості досліджуваних об'єктів («магічне число» Міллера), так і на методології нечіткої математики.

Побудовано ФН ЛЗ «рівень ризику» при порушенні нормованої відстані між ПС $S=30$ км. Вияв-

лено, що усі точки перетину ФН сусідніх термів мають значення цієї функції, яке значно перевищує так звану точку переходу Л. Заде, що свідчить про добрі уявлення респондентів щодо відповідності здійсненого ними кількісного виміру відстаней між ПС якісним оцінкам рівнів ризику. Таким чином, встановлена кількісно-якісна «норма» ризику ПКС.

Враховуючи вимоги ІКАО, проведено дослідження з редукції розробленої експериментальної шкали оцінювання ризику шляхом застосування нечітких операцій концентрації, розтягання та об'єднання. Отримані в такий спосіб ФН дозволили кількісно розв'язати «трикутник ризиків» ІКАО.

Подальші дослідження слід проводити в напрямках:

- отримання спектра ФН для усіх діючих норм ешелонування польотів ПС задля встановлення закономірностей в думках студентів-А/Д;
- отримання спектра ФН для встановлення «норми» частоти настання небажаної ситуації при УПР та здійснення агрегації оцінок частоти і небезпеки подій;
- отримання спектра відповідних ФН по результатах опитування професійних А/Д і порівняння їх думок зі студентськими;
- проведення досліджень на тренажерах для формування в А/Д навичок дій в умовах порушення норм ешелонування.

Література

1. Рева, А. Н. Человеческий фактор и безопасность полетов: (Проактивное исследование влияния) [Текст] : моногр. / А. Н. Рева, К. М. Тумышев, А. А. Бекмухамбетов ; науч. ред. А. Н. Рева, К. М. Тумышев. – Алматы, 2006. – 242 с.
2. Фоменко, Ю. М. Трикутник ризику в системному аналізі професійної діяльності авіадиспетчерів [Текст] / Ю. М. Фоменко // Проблеми інформатизації та управління : зб. наук. пр. / Мін-во освіти і науки України, Нац. авіац. ун-т. – К. : НАУ, 2006. – № 3. – С. 147-151.
3. Проактивне управління ризиками за людським фактором у цивільній авіації [Текст] / О. М. Рева, С. І. Осадчий, О. М. Медведенко, Ю. М. Фоменко // Залізничний транспорт України. – 2008. – № 6. – С. 54-59.
4. Актуальные направления разработки проактивных моделей решения «треугольника рисков» ИКАО [Текст] / А. Н. Рева, В. И. Вдовиченко, С. П. Борсук и др. // Сучасні енергетичні установки на транспорті, технології та обладнання для їх обслуговування : 4-та Всеукраїнська науково-практична конференція. – Херсон, 9-11 жовтня 2013 р., - Херсон, 2013. – С. 334-338.
5. Рева, О. М. Методи апріорного вияву відношення авіаційного оператора, як людини, що

приймає рішення, до ризику [Текст] : конспект лекцій з курсу «Основи теорії прийняття рішень» / О. М. Рева. – Кіровоград : ДЛАУ, 1998. – 45 с.

6. Рева, О. М. Проактивне оцінювання ставлення льотного персоналу до ризику та безпечної діяльності [Текст] / О. М. Рева // Вісник Національного авіаційного ун-ту. – 2007. – № 2. – С. 36-42.

7. Рівень домагань авіадиспетчерів на показниках робочого навантаження [Текст] / О. М. Рева, Б. М. Мірзоєв, П. Ш. Мухтаров, Ш. Ш. Насіров // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2013. – № 8 (105). – С. 273-281.

8. Чинченко, Ю. В. Оцінювання загроз та ризиків на робочих місцях авіадиспетчерів за допомогою нечітких множин [Текст] / Ю. В. Чинченко // Вісник Національного авіаційного університету. – 2011. – № 2. – С. 44-49.

9. Рева, О. М. Нечітка модель ставлення авіадиспетчера до ризику настання потенційно-конфліктної ситуації [Текст] / О. М. Рева, С. П. Борсук // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2013. – № 10 (107). – С. 214-221.

10. Рева, О. М. Урахування людського чинника у проактивному розв'язанні «трикутника ризиків» ІКАО [Текст] / О. М. Рева, С. П. Борсук // Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті (MINNT-2014) : зб. матеріалів 6-ї Міжнар. наук.-практ. конф. – Херсон, 27-29 травня 2014 р. – Херсон, 2014. – С. 82-85.

11. Единые принципы моделирования риска столкновения в обоснование Руководства по методике планирования воздушного пространства для определения минимумов эшелонирования (Cir. ICAO 319 – AN / 181 (Doc. 9689) [Электронный ресурс]. – Монреаль, Канада, 2009. – Режим доступа: http://aviaspec.com/images/circulari/319_ru.pdf. – 1.06.2014.

12. Козелецкий, Ю. Психологическая теория решений [Текст] : пер. с польск. / Ю. Козелецкий ; под ред. Б. В. Бирюкова. – М. : Прогресс, 1979. – 504 с.

13. Cooper, G. E. Understanding and interpreting pilot opinion [Текст] / G. E. Cooper // Aeronautical Engineering Review. – 1957. – N 3. – P. 47-51.

14. Методы инженерно-психологических исследований в авиации [Текст] / Ю. П. Доброленский, Н. Д. Завалова, В. А. Пономаренко, В. А. Туваев ; под ред. Ю. П. Доброленского. – М. : Машиностроение, 1975. – 280 с.

15. Борисов, А. Н. Принятие решений на основе нечетких моделей: Примеры использования [Текст] / А. Н. Борисов, О. А. Крумберг, И. П. Федоров. – Рига : Зинатне, 1990. – 184 с.

16. Нечіткі моделі ергономічної кваліметрії точності пілотування [Текст] : монографія / О. М. Рева, В. В. Камишин, В. А. Шульгін, С. В. Недбай ; за ред. О. М. Реви. – Рівне : Овід, 2010. – 106 с.

17. Заде, Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных

решений [Текст] : пер. с англ. / Л. Заде ; под ред. Н. Н. Моисеева, С. А. Орловского. - М. : Мир, 1976. - 165 с.

18. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) [Электронный ресурс] : Doc. ICAO 9859 – AN / 474 ; 3-е издание. – Монреаль, Канада, 2013. – Режим доступа: <http://www.caa.kg/downloads/doc9859.pdf>. – 1.06.2014.

19. Кофман, А. Введение в теорию нечетких множеств [Текст] : пер. с франц. / А. Кофман ; под ред. С. И. Травкина. – М. : Радио и связь, 1982. – 432 с.

20. Надежность и эффективность в технике [Текст] : справ. в 10 т. Т. 3. Эффективность технических систем / под общ. ред. В. Ф. Уткина, Ю. В. Крючкова. – М. : Машиностроение, 1988. – 328 с.

21. Борсук, С. П. Свойства модификаторов составных термов лингвистических переменных [Текст] / С. П. Борсук // Электроника та системи управління. – 2012. – №3 (33). – С. 152–157.

Надійшла до редакції 01.06. 2014, розглянута на редколегії 16.06.2014.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заслужений діяч науки і техніки України, завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С. В. Єпіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського "ХАІ", Харків.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГРАНИЧНЫХ УРОВНЕЙ РИСКА ВО ВРЕМЯ НАРУШЕНИЯ НОРМЫ ЭШЕЛОНИРОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА

А. Н. Рева, С. П. Борсук, В. А. Шульгин

Рассматривая профессиональную деятельность авиадиспетчера, как непрерывную цепь решений, решена проблема оценивания ими опасности, которая может возникнуть при условии нарушения нормативов эшелонирования воздушного пространства. Сформировано терм-множество лингвистической переменной «уровень риска» для нарушения нормы эшелонирования в 30 км. Определено влияние человеческого фактора на степень приемлемости расстояний между воздушными судами. Используя нечёткую операцию объединения начальное терм-множество редуцировано до размерности, рекомендованной ИКАО для определения опасности события. Полученные результаты использованы для решения треугольника риска ИКАО по показателю «опасность события».

Ключевые слова: обслуживание воздушного движения, безопасность полётов, уровни риска, нечёткие модели нарушения норм эшелонирования.

FINDING OF BOARDER RISK LEVELS DURING AIR SPACE FLIGHT LEVELS NORMS VIOLATION

O. M. Reva, S. P. Borsuk, V. A. Shylgin

Considering air traffic controllers professional activity as solid decisions chain, the problem of their risk estimation was solved in conditions of flight levels norms violation. Linguistic variable “risk level” term-multitude was formed for flight level norm of 30 km. Human factor influence on the distance between aircrafts acceptability level was defined. Using fuzzy operation of concentration initial term-multitude was reduced to size recommended by ICAO for event danger determination. Received results were used for solution ICAO tolerability matrix according to “event danger” parameter.

Key words: air traffic control, flight safety, risk levels, flight norms violation risk models.

Рева Олексій Миколайович – д-р техн. наук, проф., професор кафедри заочного навчання, Інститут дистанційного та заочного навчання, Національний авіаційний університет, e-mail: ran54@meta.ua.

Борсук Сергій Павлович – канд. техн. наук, докторант, Національний авіаційний університет, e-mail: grey1s@yandex.ua.

Шульгін Валерій Анатолійович – канд. техн. наук, декан факультету льотної експлуатації, Кіровоградська льотна академія, Національний авіаційний університет, e-mail: VAShulgin@ukr.net.

УДК 656.7.084.17(08)

И. М. УСТИМЕНКО

**ФГУП «Госкорпорация по ОрВД» «Аэронавигация Центральной Сибири»,
Красноярск, Россия**

ИНФОРМАЦИОННО-КИБЕРНЕТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОРГАНИЗАЦИОННЫХ АЭРОНАВИГАЦИОННЫХ СТРУКТУР

Ориентируясь на сформулированные ИКАО признаки так называемой безопасной организации, предложен информационно-кибернетический подход к проактивному исследованию эффективности коммуникаций в аэронавигационных структурах. Оценена официальная топология функциональной организации службы движения Красноярского центра обслуживания воздушного движения, представленной в виде информационных цепей и электрических схем, совместимых с его целями, характеристиками актуальной окружающей среды и отображающих существующую организацию связей для обмена управляющей информацией 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 информационными напряжениями, информационными сопротивлениями, силами информационных токов.

Ключевые слова: безопасность аэронавигационных систем, информационные цепи систем управления, служба движения, источники управляющей информации, стратифицированная форма представления структур.

Постановка проблемы

Единая система (ЕС) организации воздушного движения (ВД) Российской Федерации (РФ) – важная составляющая транспортного комплекса страны, обеспечивающая государственное регулирование использования воздушного пространства (ВП), безопасность и регулярность полетов воздушных судов (ВС). Аэронавигационная система (АНС) РФ – крупнейшая в мире: ВП страны охватывает 26 млн. кв. км; протяженность воздушных маршрутов составляет 532 тыс. км, из них 150 тыс. км – международные воздушные трассы. В ВП РФ ежегодно выполняется более 1 млн. полетов. Увеличение интенсивности полетов (только в 2013 г. – более чем в 2 раза) требуют соответствующего технического обеспечения, введения в эксплуатацию принципиально новых технологий, бортовых, наземных и космических средств и систем аэронавигации. При этом основополагающей стратегией развития отрасли является Концепция создания и развития АНС с максимальным исключением стагнации показателей безопасности полетов (БП) и их экономичности, а также дальнейшее совершенствование существующей системы.

Изложенное определяет объектом стратегических преобразований в АНС РФ уже не отдельные процессы, а всю архитектуру организации, от выбора которой существенно зависит результативность и эффективность всей системы. В настоящее время в

рамках международных договоренностей реализуются мероприятия по укрупнению центров ЕС организации ВД (ОрВД), совершенствованию аэронавигационного обслуживания в районе аэродромов и на воздушных трассах, модернизации сети авиационной электросвязи и передачи данных.

В соответствии со Стандартами и Рекомендуемой практикой ИКАО в АНС внедряется система управления безопасностью ВД, где анализ состояния БП и разработка конкретных мероприятий по ее обеспечению должны осуществляться на системной основе. Поэтому каждый внедряемый элемент АНС должен рассматриваться с точки зрения влияния на БП как в виде отдельного элемента, так и в виде компонента более крупной целостной системы.

ИКАО разработала требования к безопасной организации [1]. В соответствии с ними любой институт управления в гражданской авиации (ГА), в том числе и АНС, как система должен иметь развитую структуру, разработанную с учетом [1-8]:

- соответствующего уровня сложности;
- стандартизированных процедур управления;
- централизованного принятия решений (ПР);
- совместимости с целями организации и характеристиками окружающей социальной среды.

Одним из путей достижения базовых требований ИКАО является гармонизация АНС, подразумевающая ее полную и всестороннюю проверку 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 АНС:

а) под *системой* в соответствии с [9, 10] 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 [11];

б) под *структурой* же системы (организации) будем понимать совокупность элементов и связей между ними, определенных исходя из распределения функций и целей, поставленных перед системой [1, 9-14]. 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;

с) под *сложностью* структуры управления будем понимать: во-первых, определение необходимого числа уровней управления; во-вторых, необходимость распределения труда и специализация по видам работ (структурные подразделения, отделы); в-третьих, степень распределения или централизации персонала; в-четвертых, 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: связь, регистрация, передача информации, перемещение ее в пространстве; память, хранение информации, перенос ее во времени; расчет, обработка данных, получение новой информации; рассудок, разум; политика. АНС РФ содержит в себе весь набор этих функций и при этом является сложной, высокотехнологичной (*социотехнической*), ведь она в основном построена на связи «человек - машина», открытой системой, то для исследования закономерностей ее функционирования и развития должен использоваться подход, 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, с изучением каждой страты подсистемы, возможностью удаления, редактирования, добавления новых страт, но при условии сохранения концепции верхней страты [15]. С другой стороны, для разработки и анализа официальных авиационных структур могут быть применены методы диа-

лектической логики, математизированной на информационной основе к тем или иным конкретным системам. Причем позитивная черта такого подхода заключается в минимальном потребном объеме априорной информации о структуре системы (организации) в виде наличия связи и ее направленности.

Внутри системы осуществляется перманентное взаимодействие ее подсистем и элементов, поэтому особенностью коммуникативности при взаимодействии АНС со сложной средой является [16]: 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. Анализ научных источников [17-20 и др.] показывает, что применение методов теории систем и системного анализа в аэронавигационных системах позволяет существенно повысить уровень БП при обслуживании ВД (ОВД).

2. Постановка задачи исследований

При проведении проактивной оценки коммуникативной эффективности Красноярского центра ОВД [19, 20] выявлено, что нагрузка на руководителя полетов (РП) районного центра (РЦ ЕС ОрВД) на 36% превышает допустимый норматив и вплотную приближена к «коэффициенту неэффективности». Учитывая влияние ЧФ на БП [1, 7, 8], перманентно актуален поиск решений, позволяющих снизить интеллектуальную нагрузку на РП РЦ.

Следствием вышеизложенного является необходимость применения прикладной теории информации в целях дальнейшей адаптации и развития методов системного анализа для структурно-функционального исследования официальной топологии авиационных организаций. Суть ее заключается в следующем. На основе структурно-функциональной схемы подразделения предприятия составляется электрическая схема, в которой направление токов соответствует направлению движения информации между ее членами. Расчет электрических цепей производится путем записи системы линейных алгебраических уравнений, в которой неизвестными являются потенциалы в узлах цепи. В результате определяются потенциалы во всех узлах цепи, а также, при необходимости, токи во всех ветвях.

Таким образом, *целью* статьи является применение методов информационно-кибернетического анализа цепей управления в оценке эффективности функционирования социотехнических систем, таких как официальные авиационные структуры, а именно АСР, на примере Красноярского центра ОВД, для повышения безопасности его функционирования.

3. Анализ структурно-функциональной схемы Красноярского центра обслуживания воздушного движения

Эффективность достижения целей, поставленных перед организацией, существенным образом зависит от организации ее структуры, т.е. от характера соединения подструктур, исполнителей. При этом сама организация, как система управления,

независимо от составляющих ее элементов и от цели ее образования всегда, по существу, является системой передачи и переработки информации. Особенно это выражено в АНС, где информационные цепи представляют собой сложные, сильно разветвленные многоконтурные иерархические структуры.

Если рассматривать структурную схему Красноярского центра ОВД (рис. 1), то она, как иерархическая, коммуникационная система состоит как из от-

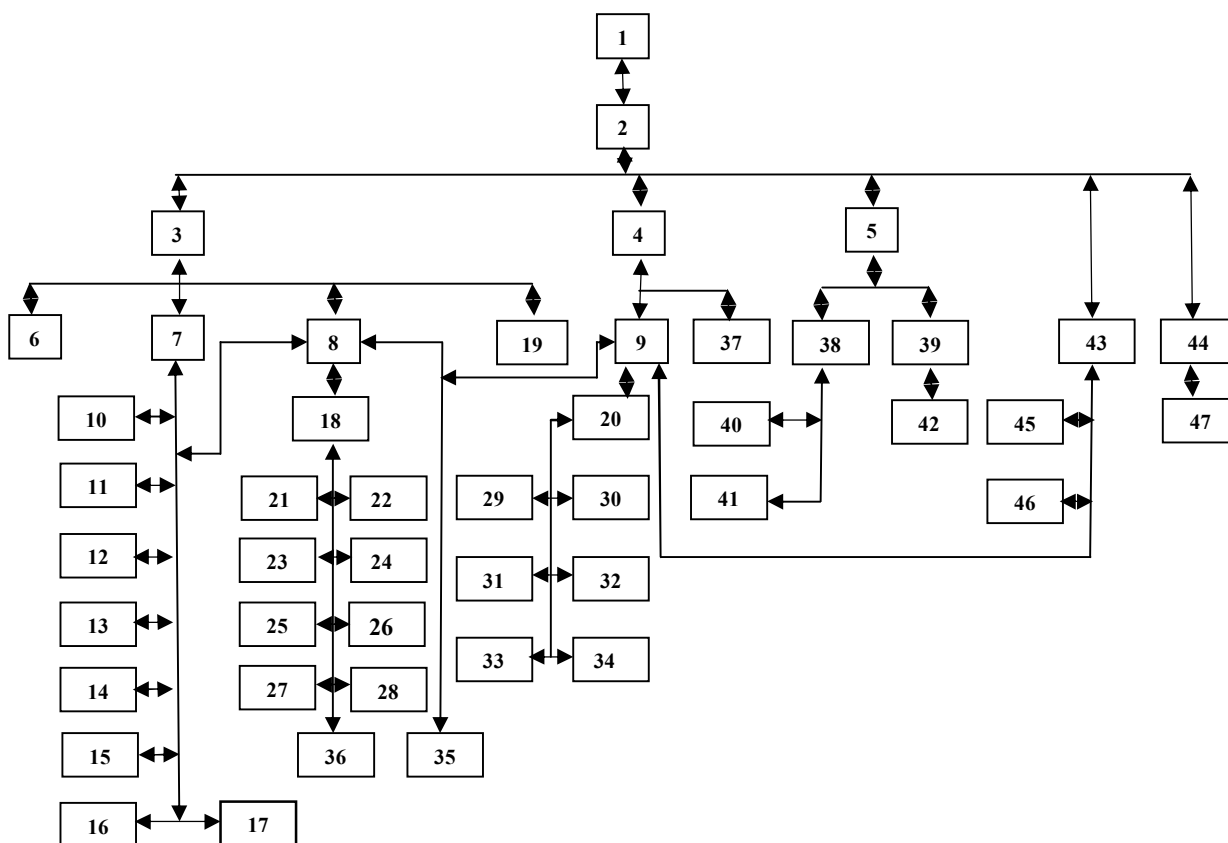


Рис. 1. Структурная схема Красноярского центра ОВД филиала «Аэронавигация Центральной Сибири» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД»: 1 – начальник центра обслуживания воздушного движения; 2 – начальник службы движения (СД); 3 – начальник районного центра (РЦ); 4 – начальник аэродромного диспетчерского центра (АДЦ); 5 – начальник центра поддержания квалификации (ЦПК); 6 – специалист по аэронавигационной информации; 7 – заместитель начальника районного центра по планированию воздушного движения; 8 – руководитель полетов (РП) районного центра; 9 – руководитель полетов аэродромного диспетчерского центра; 10 – инженер-программист; 11 – ведущий специалист; 12 – штурман; 13 – старший специалист; 14 – старший специалист базы данных; 15 – специалист базы знаний; 16 – специалист по планированию полетов вне воздушных трасс; 17 – специалист по планированию полетов по воздушным трассам; 18 – старший диспетчер районного центра, осуществляющий непосредственное УВД; 19 – диспетчер-инструктор районного центра; 20 – старший диспетчер аэродромного диспетчерского центра, осуществляющий непосредственное УВД; 21 – 28 – сектора районного центра; 29 – диспетчерский пункт (ДП) подхода; 30 – диспетчерский пункт круга; 31 – вспомогательный стартовый диспетчерский пункт; 32 – стартовый диспетчерский круг; 33 – пункт диспетчера старта – руления; 34 – диспетчерский пункт руления; 35 – командный диспетчерский пункт местных воздушных линий; 36 – местный диспетчерский пункт; 37 – диспетчер-инструктор аэродромного диспетчерского центра; 38 – старший диспетчер-инструктор тренажера; 39 – ведущий специалист английского языка; 40 – диспетчер-инструктор тренажера, осуществляющий непосредственное УВД; 41 – диспетчер-инструктор тренажера, не осуществляющий непосредственное УВД; 42 – специалист английского языка; 43 – специалист группы взаимодействия и планирования воздушного движения (ГВ и ПВД); 44 – диспетчер-инспектор по безопасности полетов; 45 – специалист аэропорта «Черемшанка»; 46 – специалист аэропорта «Емельяново»; 47 – техник по анализу средств объективного контроля

дельных исполнителей, так и из объединенных в группы и работающих на предписанных рабочих постах исполнителей. Исполнители имеют возможность производить обмен информацией либо непосредственно, либо через выделенный канал связи, обеспечивающий возможность взаимодействия в обоих направлениях в пределах системы. При этом руководящие органы верхнего и среднего звена имеют право абсолютно-го приоритета (непосредственного вмешательства) в деятельность исполнителей, вплоть до глубины самого нижнего уровня. Они так же выступают в качестве источников управляющей информации (информационной нагрузки) для исполнителей низшего уровня, которые в свою очередь обеспечивают обратный поток информации (в виде докладов, отчетов и т.д.) к верхним уровням системы и при этом сами служат источниками информационной нагрузки для исполнителей смежной, отдельной системы (систем). Примером изложенного служит передача информации диспетчерами управления ВД (УВД) экипажам ВС, ДП смежных зон, другим службам, обеспечивающим полеты ВС и контроль над ее исполнением (обработка результатов данных).

Таким образом, под *информационной цепью* понимается совокупность взаимодействующих источников, преобразователей и потребителей информации [12]. Так, элементарная информационная цепь состоит из одного *источника информации*, одного *потребителя информации* (информационной нагрузки) и связывающих их проводников информации (информационных каналов) (рис. 2). Такая информационная цепь всегда замкнута на источник или посредством каналов прямой и обратной связи или, если отсутствует один из них, посредством логических связей между источником и нагрузкой.



Рис. 2. Структура информационной цепи

Состояние окружающей систему материи характеризуется некоторой *неопределенностью*, или *энтропией*

$$H_0 = -\log P_0, \quad (1)$$

выступающей в роли информационного потенциала события с априорной вероятностью P_0 . Целью и смыслом всякого управления является изменение в ту или иную сторону этой априорной вероятности события до некоторого нового значения $P_{\text{усл.}}$, кото-

рому соответствует новое значение потенциала

$$H_{\text{усл.}} = -\log P_{\text{усл.}}, \quad (2)$$

где $P_{\text{усл.}}$ – вероятность управляемого события.

Итак, сущность управления, проводимого источником информации, может быть охарактеризована некоторым *информационным напряжением*

$$\Delta H = \log \frac{P_{\text{усл.}}}{P_0}. \quad (3)$$

В управленческой деятельности исследуемой системы ОВД, источником информации являются отдельные люди, коллективы людей и технические устройства. Так, РП, управляющий сменой диспетчеров, является источником управляющей информации, напряжение которого равно логарифму отношения вероятности успешной работы к вероятности успешной работы диспетчерской смены при отсутствии РП, а руководство службы ОВД I и II уровня является источником управляющей информации для уровней с III по VI включительно (рис. 3) [20]. Из выражения (3) так же следует, что информационное напряжение источника ΔH может быть положительным, если его целью является увеличение вероятности события (например, повышение уровня БП при ОВД) и отрицательным, когда целью является снижение вероятности события (например, снижение вероятности ошибочных действий при ОВД, отказов радиотехнических средств, отсутствие необходимых указаний или информации, подлежащей использованию при УВД). В рассматриваемой по отношению к БП подсистеме АНС эти два аспекта конвергентны. $H=0$ если напряжение источника равно нулю:

$$P_{\text{усл.}} = P_0, \quad (4)$$

то роль источника в управлении незначительна и он не имеет смысла, следовательно, его либо исключают из системы, либо на него возлагают часть функций другого источника управляющей информации имеющего большое информационное напряжение близкое к перегрузке.

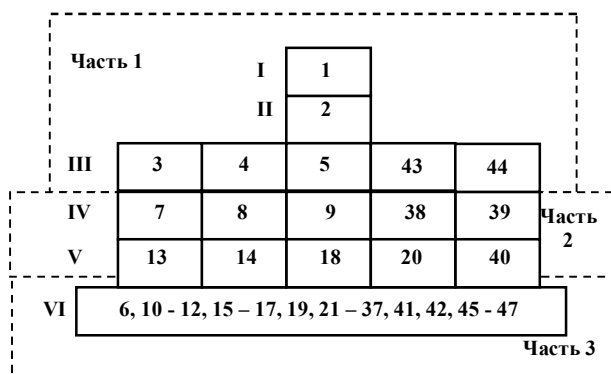


Рис. 3. Стратифицирование структурной схемы Красноярского центра обслуживания воздушного движения

Выданная источником информация, поступающая к исполнительным органам и системам, являющимися *информационной нагрузкой источника*, возвращается в источник в форме *информации обратной связи*. И если поставленная источником цель достигнута, то время соответствующего цикла (время реакции исполнительской системы на полученную от источника информацию – время исполнения) *является информационным сопротивлением*. Эта характеристика является единственной в случае, если исполнительная система не обладает ни привычками, ни памятью. Так, в системе управления службы движения, где распоряжения отдаются в устной форме непосредственно, по телефону, на бумажных носителях или посредством внутренней компьютерной сети, *информационное сопротивление системы исполнения равно времени исполнения* от момента, когда распоряжение сформулировано, до момента поступления доклада об его исполнении. При этом время, необходимое для ПР, для его доведения до исполнителя и для осмысленного доклада об исполнении, *является внутренним информационным сопротивлением источника информации*, обратным его пропускной способности $I_{\text{макс}}$. Таким образом, для системы без привычек и памяти (рис. 4), актуален информационный закон Ома

$$I = \frac{\Delta H}{\tau_{\text{и}}}, \quad (5)$$

где $\tau_{\text{и}} = \tau - \tau_{\text{вт}}$ – информационное сопротивление нагрузки; τ и $\tau_{\text{вт}}$ – информационное сопротивление всей цепи и внутреннее сопротивление источника, соответственно; I – информационный ток в цепи нагрузки.

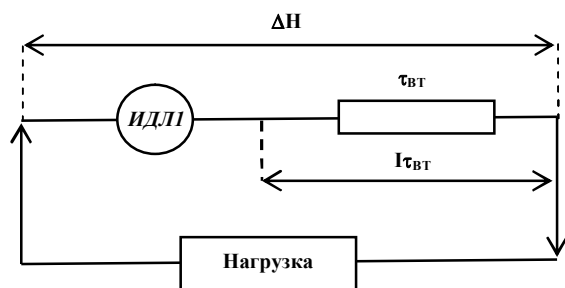


Рис. 4. Простейшая информационная сеть

Из (5) следует, что при достижении цели *однократно*, сквозь систему проходит информация $J_{\text{ц}}$, которая численно равна напряжению источника

$$\Delta H = I_{\text{ц}} = I\tau_{\text{и}}. \quad (6)$$

При длительной же работе системы в течение времени T сквозь нее протекает информация J

$$J = \int_0^T I dt = \int_0^T \frac{\Delta H}{\tau} dt. \quad (7)$$

Примером может служить указание РП (источ-

ник управляющей информации) диспетчеру (исполнительный орган) производить промежуточные доклады о выполнении поставленной задачи и в этом процессе РП может вносить коррективы в выданную ранее управляющую информацию, например, для ее детализации. Поэтому эффективность источника управляющей информации напрямую зависит от быстроты выдачи им управляющей информации при изменении состояния нагрузки, а запаздывание (задержка) формирования и выдачи информации непосредственно по причине самого источника, обесценивает выданную им управляющую информацию и выполняет функции внутреннего информационного сопротивления источника.

Если же РП вносит коррективы в выданную ранее управляющую информацию, выполнение которой лимитировано по времени (скажем, при стрессовых ситуациях вызванных возникновением особого случая в полете, при УВД), и при этом возникает постоянная задержка по каким-либо причинам, то вполне вероятно, что в определенный момент, при выдаче очередной порции информации, достижение поставленной цели исполнителем окажется не актуальным, т.е. напряжение такого источника упадет практически до нуля, и он окажется бесполезен. Хотя при рутинной ситуации, чисто теоретически, РП выдавал бы управляющую информацию без запаздываний и на «холостом ходу», при отсутствии стрессовых ситуаций, обладал бы достаточно высоким напряжением. Это напряжение источника, которым он обладает без учета внутреннего сопротивления (на «холостом ходу»), будем называть *информационно-движущей логикой источника* (ИДЛ).

При наличии нагрузки информационный ток I создает падение напряжения на внутреннем сопротивлении $\tau_{\text{вт}}$ (рис. 4), которое снижает ИДЛ до рабочего напряжения на величину $I\tau_{\text{вт}}$, следовательно

$$\Delta H = h - I\tau_{\text{вт}}, \quad (8)$$

где h – ИДЛ источника.

Таким образом, чем больше времени у РП занимает процесс переработки информации и ПР, тем меньше его напряжение по сравнению с ИДЛ, следовательно, тем меньше он способен изменить вероятность достижения цели управления диспетчерами.

Исследуемая система – СД Красноярского центра ОВД, рассматриваемая как онтологическая система низкого порядка АНС, в соответствии с распределением основных функций по подразделениям организационной структуры стратифицирована, по принципу актуальной иерархичности (рис. 3). При этом номера страт соответствуют номерам сотрудников (отделов, подразделений), а уровни управления обозначены римскими цифрами.

Сотрудники, относящиеся к уровням I, II и III являются *группой долгосрочного, стратегического*

планирования и управления (Ч. 1, рис. 3). В эту группу входят: начальник центра ОВД, начальник СД, начальник районного центра, начальник аэродромного диспетчерского центра, начальник ЦПК, старший специалист группы взаимодействия и планирования, инспектор по БП. Участники этой группы принимают весьма важные, ответственные, но относительно не частые решения. Это в основном обусловлено тем, что на стратегическое планирование отводится достаточно времени, следствием чего являются малые информационные токи и несущественные потери напряжения $I_{\text{вт}}$, даже при значительных внутренних сопротивлениях $\tau_{\text{вт}}$, которые характеризуют только быстроту соображения человека. У участников верхних уровней управления быстрота мышления не играет существенной роли, а высокая вероятность достижения цели обеспечивается только талантом и опытом индивида, т.е. ИДЛ.

$$\Delta H \approx h \quad \text{и} \quad P_{\text{усл.}} \approx Ph. \quad (9)$$

Сотрудники, относящиеся к уровням IV и V являются *группой предтактического планирования и управления* (Ч. 2, рис. 3). Эту группу составляют: заместитель начальника РЦ по планированию ВД, РП районного центра, РП АДЦ, старший специалист базы данных, старший диспетчер районного центра, старший диспетчер АДЦ, ведущий специалист английского языка и старший диспетчер-инструктор тренажера. Участники данной группы также принимают важные, ответственные решения, но значительно чаще. При этом на планирование у них отводится значительно меньше времени, что увеличивает информационные токи и потери напряжения $I_{\text{вт}}$.

И наконец, сотрудники, относящиеся к VI уровню (Ч. 3, рис. 3), являются *группой тактического или оперативного планирования и управления*. Они часто ПР, причем зачастую в очень ограниченное время. Это люди решительные, с хорошей реакцией, обладающие низким информационным сопротивлением, способные при ограниченных значениях информационных токов обеспечить успешное оперативное управление. При этом сотрудники уровня III являются связующим звеном между сотрудниками Ч. 1 и Ч. 2, а сотрудники уровня V являются связующим звеном между сотрудниками Ч. 2 и Ч. 3.

Схематически непосредственный обмен управляющей информацией в исследуемой системе при длительной ее работе можно представить в виде многозвенного программного реле времени, определяющего цикличность работы системы (рис. 5).

Движение управляющей информации (информационного тока) I, по спирали от центра к периферии между уровнями системы (источниками управляющей информации) и группами стратегического, предтактического и тактического планирования и управления отражает увеличение внутреннего ин-

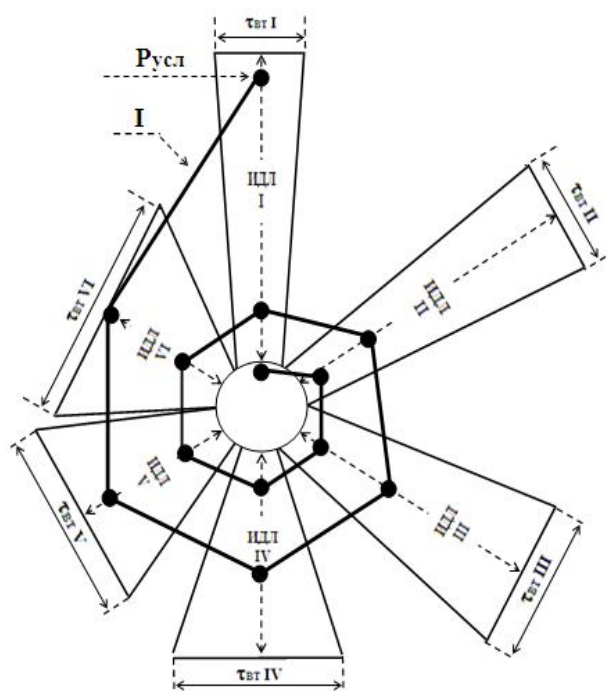


Рис. 5. Обмен управляющей информацией в системе

формационного сопротивления и падение напряжения ΔH в каждом источнике в зависимости от его уровня положения в системе, при нарастании степени детализации и корректировки управляющей информации для увеличения вероятности достижения цели $P_{\text{усл.}}$ при условии, что участники системы обладают ИДЛ, соответствующей их положению на ступенях управленческой иерархии. При этом следует отметить, что высокая вероятность достижения цели $P_{\text{усл.}}$ возрастает, несмотря на то, что с увеличением информационной нагрузки внутреннее информационное сопротивление участников каждого уровня увеличивается, а ИДЛ вследствие падения напряжения на внутреннем сопротивлении снижается до рабочего уровня с каждым витком детализации управляющей информации, что в свою очередь обеспечивает балансировку всей системы. Ключевую роль играет то, каким образом, *параллельно* или *последовательно*, произведено соединение элементарных источников информации в системе, от чего напрямую зависит уровень их пропускной способности или ИДЛ, поскольку параллельное соединение увеличивает пропускную способность, а последовательное - ИДЛ.

Применим метод информационных цепей для исследования структурной схемы Красноярского центра ОВД (рис. 1). Каждый член схемы (отдельный исполнитель или исполнители, объединенные в группы) является одновременно приемником и источником информации, обменивается информацией практически с каждым из остальных членов, образуя

при этом сложное переплетение информационных связей. При этом уже из визуального анализа коммуникационной структуры схемы вытекает, что все исполнители (рабочие посты) являются связанными, из чего следует отсутствие фактора изолированности рабочих постов [19, 20]. Для упрощения задачи, дальнейший анализ структурной схемы будет проводиться по частям, в которые объединены источники, выполняющие однородные задачи и функции.

Часть 1 - группа долгосрочного, но стратегического планирования и управления. Элементы этой части соединены по комбинированной схеме: *параллельно* и *последовательно*. Последовательное соединение присутствует между источниками 1 и 2 (рис. 6), с целью увеличения ИДЛ и, как следствие, вероятности достижения цели $P_{\text{усл}}$. Через эти источники протекает один и тот же информационный ток I , а их общее информационное напряжение равно сумме напряжений отдельных источников

$$\Delta H = \Delta H_1 + \Delta H_2. \quad (10)$$

Помимо всего прочего, источник 1 (начальник центра ОВД) управляет и иными сферами жизни Центра ОВД (бытовая, экономическая, охрана труда, воспитание коллектива). В его отсутствии эти функции управления осуществляет источник 2 (начальник службы движения). Они работают в непосредственном контакте друг с другом (практически являются взаимозаменяемыми единицами) и решения, подготовленные одним из них, согласовываются, так как по отношению к каждой нагрузке они соединены попарно последовательно (рис. 6).

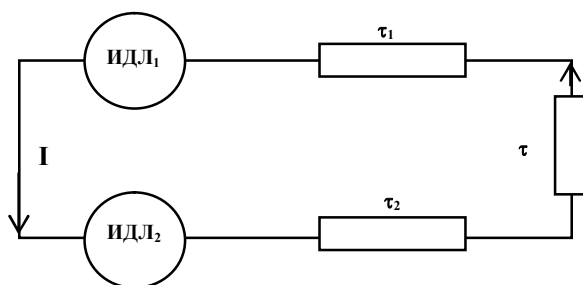
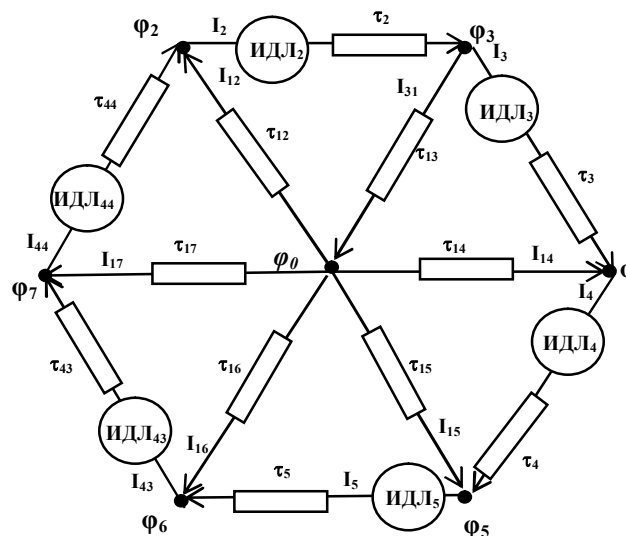


Рис. 6. Планарная электрическая схема соединения источников 1 и 2 группы стратегического планирования управления.

Однако их последовательное соединение приводит к увеличению суммарного внутреннего сопротивления $\tau_{\text{вт}} = \tau_1 + \tau_2$. Поэтому обязательно принимается, что суммарная задержка ПР в каждом источнике должна быть значительно меньше информационного сопротивления общей нагрузки τ (время реакции исполнительного органа), то есть $\tau \gg \tau_{\text{вт}}$. В противном случае последовательное соединение этих источников неэффективно, так как информационный ток не увеличится [12]. По отношению к дру-

гим участникам группы долгосрочного, стратегического планирования и управления источник 2 (начальник службы движения) соединен параллельно.

Источники 3 (начальник РЦ), 4 (начальник АДЦ), 5 (начальник ЦПК), 43 (специалист ГВ и ПВД), 44 (диспетчер-инспектор по БП) параллельно обеспечивают выполнение различных частей единой общей цели для службы движения, работают как параллельные источники управляющей информации на одну нагрузку (рис. 7). Это должно способствовать сокращению выработки ими управляющих решений из-за значительного снижения их внутреннего сопротивления.



способствует сокращению избыточного числа уравнений в системе Кирхгофа. Уравнения записываются для всех узлов, кроме базового. При этом уравнения для контуров в системе не составляются.

Итак, узел – это любое пересечение или разветвление проводников информации, и условимся, что обозначенные на рис. 8 направления токов в ветвях (ветвь – последовательное соединение элементов между двумя ближайшими узлами), являются положительными, если они направлены к узлу, и отрицательными, если они направлены от него.

В матричном виде система уравнений для метода узловых потенциалов имеет такой вид [22]:

$$A \cdot Y \cdot A^T \cdot U_0 = A \cdot (J + Y \cdot E), \quad (11)$$

где A – матрица соединений размера $(q-1) \times r$ (q – количество узлов, r – количество ребер), в которой

$$A = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix};$$

i -я строка соответствует узлу i , а j -й столбец соответствует ребру j , причем элемент $A_{ij}=0$, если ребро j не присоединено к узлу i ; и $A_{ij}=1$, если ребро выходит из узла; если ребро входит в узел, то $A_{ij}=-1$; Y – диагональная матрица проводимостей размера $r \times r$, в которой диагональный элемент Y_{ii} равен проводимости i -го ребра, а недиагональные элементы равны нулю; A^T – транспонированная матрица соединений; U_0 – матрица-столбец узловых потенциалов; J – матрица-столбец источников тока, где каждый элемент равен току соответствующего источника; E – матрица-столбец источников ЭДС, где каждый элемент равен ЭДС соответствующего источника.

Для рассматриваемой схемы базисным принимаем узел № 0 (рис. 7.), тогда матрицы имеют вид:

$$U_0 = \begin{pmatrix} \Phi_2 \\ \Phi_3 \\ \vdots \\ \Phi_7 \end{pmatrix}; \quad A^T = \begin{pmatrix} -1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix};$$

$$Y = \begin{pmatrix} Y_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Y_2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Y_3 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Y_4 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Y_5 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Y_6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Y_7 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Y_8 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Y_9 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Y_{10} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Y_{11} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Y_{12} \end{pmatrix}; \quad J = \begin{pmatrix} J_2 \\ J_3 \\ J_4 \\ J_5 \\ J_{42} \\ J_{44} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}; \quad E = \begin{pmatrix} E_2 \\ E_3 \\ E_4 \\ E_5 \\ E_{42} \\ E_{44} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}.$$

Перемножаем полученные матрицы в соответствии с матричным уравнением (11):

$$AY = \begin{pmatrix} -Y_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & Y_6 & Y_7 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ Y_1 & -Y_2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -Y_8 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Y_2 & -Y_3 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Y_9 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Y_3 & -Y_4 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Y_{10} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Y_4 & -Y_5 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Y_{11} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Y_5 & -Y_6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Y_{12} \end{pmatrix};$$

$$\begin{aligned}
 A \cdot Y \cdot A^T &= \begin{pmatrix} (Y_1 + Y_6 + Y_7) & -Y_1 & & & & -Y_6 \\ -Y_1 & (Y_1 + Y_2 + Y_8) & -Y_2 & & & \\ & Y_2 & (Y_2 + Y_3 + Y_9) & -Y_3 & & \\ & & -Y_3 & (Y_3 + Y_4 + Y_{10}) & -Y_4 & \\ & & & -Y_4 & (Y_4 + Y_5 + Y_{11}) & -Y_5 \\ -Y_6 & & & & -Y_5 & (Y_5 + Y_6 + Y_{12}) \end{pmatrix} \\
 A \cdot Y \cdot A^T \cdot U_0 &= \begin{pmatrix} (Y_1 + Y_6 + Y_7) \cdot \varphi_2 - Y_1 \cdot \varphi_3 - Y_6 \cdot \varphi_6 \\ -Y_1 \cdot \varphi_2 + (Y_1 + Y_2 + Y_8) \cdot \varphi_3 - Y_2 \cdot \varphi_4 \\ -Y_2 \cdot \varphi_3 + (Y_2 + Y_3 + Y_9) \cdot \varphi_4 - Y_3 \cdot \varphi_5 \\ -Y_3 \cdot \varphi_4 + (Y_3 + Y_4 + Y_{10}) \cdot \varphi_5 - Y_4 \cdot \varphi_6 \\ -Y_4 \cdot \varphi_5 + (Y_4 + Y_5 + Y_{11}) \cdot \varphi_6 - Y_5 \cdot \varphi_7 \\ -Y_6 \cdot \varphi_2 - Y_5 \cdot \varphi_6 + (Y_5 + Y_6 + Y_{12}) \cdot \varphi_7 \end{pmatrix}; \\
 J + YE &= \begin{pmatrix} J_2 + Y_1 E_2 \\ J_3 + Y_2 E_3 \\ J_4 + Y_3 E_4 \\ J_5 + Y_4 E_5 \\ J_{42} + Y_5 E_{43} \\ J_{44} + Y_6 E_{44} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}; \quad -A(J + YE) = \begin{pmatrix} J_2 + Y_1 E_2 - (J_{44} + Y_6 E_{44}) \\ J_2 - Y_1 E_2 + (J_3 + Y_2 E_3) \\ J_3 - Y_2 E_3 + (J_4 + Y_3 E_4) \\ J_4 - Y_3 E_4 + (J_5 + Y_4 E_5) \\ J_5 - Y_4 E_5 + (J_{43} + Y_5 E_{43}) \\ J_{43} - Y_5 E_{43} + (J_{44} + Y_6 E_{44}) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}.
 \end{aligned}$$

Раскрывая матричную запись, получаем следующую систему уравнений:

$$\begin{cases}
 (Y_1 + Y_6 + Y_7) \cdot \varphi_2 - Y_1 \cdot \varphi_3 - Y_6 \cdot \varphi_6 = J_2 + Y_1 E_2 - (J_{44} + Y_6 E_{44}) \\
 -Y_1 \cdot \varphi_2 + (Y_1 + Y_2 + Y_8) \cdot \varphi_3 - Y_2 \cdot \varphi_4 = J_2 - Y_1 E_2 + (J_3 + Y_2 E_3) \\
 -Y_2 \cdot \varphi_3 + (Y_2 + Y_3 + Y_9) \cdot \varphi_4 - Y_3 \cdot \varphi_5 = J_3 - Y_2 E_3 + (J_4 + Y_3 E_4) \\
 -Y_3 \cdot \varphi_4 + (Y_3 + Y_4 + Y_{10}) \cdot \varphi_5 - Y_4 \cdot \varphi_6 = J_4 - Y_3 E_4 + (J_5 + Y_4 E_5) \\
 -Y_4 \cdot \varphi_5 + (Y_4 + Y_5 + Y_{11}) \cdot \varphi_6 - Y_5 \cdot \varphi_7 = J_5 - Y_4 E_5 + (J_{43} + Y_5 E_{43}) \\
 -Y_6 \cdot \varphi_2 - Y_5 \cdot \varphi_6 + (Y_5 + Y_6 + Y_{12}) \cdot \varphi_7 = J_{43} - Y_5 E_{43} + (J_{44} + Y_6 E_{44})
 \end{cases}.$$

Где проводимости ребер равны

$$\begin{aligned}
 Y_1 &= \frac{1}{R_1}; & Y_2 &= \frac{1}{R_2}; & Y_3 &= \frac{1}{R_3}; & Y_4 &= \frac{1}{R_4}; \\
 Y_5 &= \frac{1}{R_5}; & Y_6 &= \frac{1}{R_6}; & Y_7 &= \frac{1}{R_7}; & Y_8 &= \frac{1}{R_8}; \\
 Y_9 &= \frac{1}{R_9}; & Y_{10} &= \frac{1}{R_{10}}; & Y_{11} &= \frac{1}{R_{11}}; & Y_{12} &= \frac{1}{R_{12}}.
 \end{aligned}$$

Таким образом, для схемы (рис. 8), собственные проводимости узлов равны:

$$\begin{aligned}
 \varphi_2 &= \frac{1}{\tau_2} + \frac{1}{\tau_{12}} + \frac{1}{\tau_{44}}; & \varphi_3 &= \frac{1}{\tau_2} + \frac{1}{\tau_{31}} + \frac{1}{\tau_3}; \\
 \varphi_4 &= \frac{1}{\tau_3} + \frac{1}{\tau_{14}} + \frac{1}{\tau_4}; & \varphi_4 &= \frac{1}{\tau_3} + \frac{1}{\tau_{14}} + \frac{1}{\tau_4}; \\
 \varphi_5 &= \frac{1}{\tau_4} + \frac{1}{\tau_{15}} + \frac{1}{\tau_5}; & \varphi_6 &= \frac{1}{\tau_5} + \frac{1}{\tau_{16}} + \frac{1}{\tau_{43}}; \\
 \varphi_7 &= \frac{1}{\tau_{43}} + \frac{1}{\tau_{17}} + \frac{1}{\tau_{44}}.
 \end{aligned}$$

Определим токи в ветвях схемы (рис. 7) по обобщенному закону Ома:

$$I_k = \frac{U_{n_0} - U_{k_0} + E_k}{R_k}; \quad (12)$$

$$I_2 = \frac{U_{23} - E_2}{\tau_2}; \quad I_{12} = \frac{U_{21}}{\tau_{12}};$$

$$I_3 = \frac{U_{34} - E_3}{\tau_3}; \quad I_{31} = -\frac{U_{31}}{\tau_{31}};$$

$$I_4 = \frac{U_{45} - E_4}{\tau_4}; \quad I_{14} = -\frac{U_{14}}{\tau_{14}};$$

$$I_5 = \frac{U_{56} - E_5}{\tau_5}; \quad I_{15} = -\frac{U_{15}}{\tau_{15}};$$

$$I_{43} = \frac{U_{43} - E_{43}}{\tau_{43}}; \quad I_{16} = -\frac{U_{16}}{\tau_{16}};$$

$$I_{44} = \frac{U_{44} - E_{44}}{\tau_{44}}; \quad I_{17} = -\frac{U_{17}}{\tau_{17}}.$$

Следует заметить, что метод узловых потенциалов применяется в эквивалентной схеме с ограничениями, существующими для применимости эквивалентных схем, т.е. подразумевается, что схема, к которой применяется метод узловых потенциалов, не содержит никаких реальных элементов с паразитными параметрами.

Выводы

При исследовании группы стратегического планирования управления выявлено, что несмотря на равенство напряжений источников (ИДЛ) 2, 3, 4, 5, 43, 44 и практически одинаковые нагрузки в схеме, симметрии токов не наступает, поскольку она всегда нарушается каким-либо из источников схемы, что может привести к неуправляемости одной из сфер деятельности подразделения. Доказана применимость кибернетических информационных цепей постоянного тока для исследования сложных организационных структур.

Дальнейшие исследования необходимо проводить, ориентируясь уже на переменные информационные токи.

Литература

1. Человеческий фактор в управлении и организации [Текст] : сб. материалов №10 – Циркуляр ИКАО 247-AN/148. – Монреаль, Канада, 1993. – 47 с.
2. Руководство по предотвращению авиационных происшествий [Текст]: док. ИКАО 9422 - AN / 923.- Монреаль, Канада, 1984. - 144 с.
3. Safety culture: Its importance in future risk management [Text] / B. Turner, N. Pidgeon., D. Blockley, B. Toft // The Second World Bank Workshop on Safety Control and Risk Management, 1989, Karisted, Sweden.
4. Hal, H. Ergonomics in organization and man-

agement [Text] / Hendrick Hal // Ergonomics. – 1991. – Vol. 34, № 6. – P. 743-756.

5. Wood, R. H. Aviation Safety Programs [Text] / Richard H. Wood // A Management Handbook. IAP incorporated. – Casper, Wyoming, USA, 1991. – P. 24-32.

6. Рева, О. М. Вплив на безпеку польотів особливостей взаємодії елементів ергатичної системи “екіпаж (пілот) – повітряне судно – орган управління повітряним рухом” [Текст] / О. М. Рева, А. А. Бекмухамбетов, Г. М. Селезнев // Наукові праці академії. ДЛАНУ. – Кіровоград, 2002. – Вип. 6, Ч. 1. – С. 147-155.

7. Контроль факторов угрозы и ошибок (КЮО) при управлении воздушным движением [Текст] : Циркуляр ИКАО 314-AN/178. – Монреаль, Канада. – 2008. – 12 с.

8. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) [Текст]. – Изд-е второе. – Док. ИКАО AN/474. – Монреаль, Канада, 2009. – 18 с.

9. Нечипоренко, В. И. Структурный анализ систем (Эффективность и надежность) [Текст] / В. И. Нечипоренко. – М. : Сов. радио, 1977. – 216 с.

10. Надежность и эффективность в технике [Текст] : справ. в 10 т. Т.1. Методология. Организация. Терминология [Текст] / под ред. А. И. Рембей. – М. : Машиностроение, 1986. – 224 с.

11. Надежность и эффективность в технике [Текст] : справ. в 10 т. Т.3. Эффективность технических систем [Текст] / под общ. ред. В. Ф. Уткина, Ю. В. Крючкова. – М. : Машиностроение, 1988. – 328 с.

12. Денисов, А. А. Теория больших систем управления [Текст] : учеб. пособие / А. А. Денисов, Д. Н. Колесников. – Л. : Энергоиздат, 1981. – 238 с.

13. Шибанов, Г. П. Количественная оценка деятельности человека в системах “человек-техника” [Текст] / Г. П. Шибанов. – М. : Машиностроение, 1983. – 263 с.

14. Клир, Дж. Системология: Автоматизация решения системных задач [Текст] : пер. с англ. / под ред. А. И. Горлина. – М. : Радио и связь, 1990. – 544 с.

15. Волкова, В. Н. Из истории теории систем и системного анализа [Текст] / В. Н. Волкова. – СПб. : Изд-во СПбГПУ, 2001. – 251 с.

16. Садовский, В. Н. Основания общей теории систем. Логико-методологический анализ [Текст] / В. Н. Садовский. – М. : Наука, 1974. – 280 с.

17. Рева, О. М. Показатели структурной эффективности организации диспетчерской смены как малой группы авиационных операторов [Текст] / О. М. Рева, С. Д. Кульнарзов // Перспективы развития гражданской авиации и подготовка высококвалифицированных кадров : сб. тр. 1-й Междун. конф. – Алматы, 18-22 сентября 2000 г. – Алматы : КазГУ, 2000. – Ч. I. – С. 83-92.

18. Оцінка ефективності структурної організації екіпажів повітряних суден як невеликих груп операторів [Текст] / О. М. Рева, С. А. Іванов, І. В. Коцарь, Я. В. Лішанков // Наукові праці акаде-

мії. ДЛІАУ. – Кіровоград, 2000. – Вип. 5, Ч. 1. – С. 240-251.

19. Рева, О. М. Оцінка структурної ефективності служби руху (на прикладі Красноярського центру обслуговування повітряного руху) [Текст] / О. М. Рева, В. І. Вдовиченко, І. М. Устименко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2012. – № 10. – С. 176-186.

20. Рева, А. Н. Эффективность организации коммуникаций в системе аэронавигационного обслуживания полетов (на примере Красноярского цен-

тра обслуживания воздушного движения) / А. Н. Рева, И. М. Устименко, В. Н. Колтаков // *Авиационно-космична техніка і технологія*. – 2013. – № 7 (104). – С. 215-226.

21. Нейман, Л. Р. Теоретические основы электротехники [Текст] : учеб. для вузов. В 2-х т. – Т. 1 / Л. Р. Нейман, К. С. Демирчян. – Л. : Энергоиздат, 1981. – 536 с.

22. Батюков, С. В. Расчет линейных электрических цепей [Текст] : учеб. пособие / С. В. Батюков, Н. А. Иваницкая. – Минск : БГУИР, 2005. – 63 с.

Поступила в редакцию 2.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., Заслуженный деятель науки и техники Украины, заведующий кафедрой проектирования авиационных двигателей С. В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

ІНФОРМАЦІЙНО-КІБЕРНЕТИЧНА МОДЕЛЬ ОРГАНІЗАЦІЙНИХ АЕРОНАВІГАЦІЙНИХ СТРУКТУР

І. М. Устименко

Орієнтуючись на сформульовані ІКАО ознаки так званої безпечної організації, запропоновано інформаційно-кібернетичний підхід до проактивного дослідження ефективності комунікацій в аеронавігаційних структурах. Оцінено офіційну топологію функціональної організації служби руху Красноярського центру обслуговування повітряного руху, що подана у вигляді інформаційних ланцюгів і електричних схем, сумісних з його цілями, характеристиками актуального навколишнього середовища і що відображають існуючу організацію зв'язків для обміну керуючою інформацією між її складовими, активними елементами з урахуванням відповідного ступеня складності, стандартизованих процедур, централізованого прийняття рішень. Можливості системи і обмеження на реалізацію намічених цілей і основних напрямів її розвитку оцінено інформаційною напругою, інформаційними опорами, силами інформаційних струмів.

Ключові слова: безпека аеронавігаційних систем, інформаційні ланцюги систем управління, служба руху, джерела керуючої інформації, стратифікована форма уявлення структур.

INFORMATION CYBERNETIC MODEL OF ORGANIZATIONAL AIR NAVIGATION STRUCTURES

I. M. Ustimenko

Being guided by the signs of the so-called safe organization formulated by ICAO, information approach to proactive research of communications efficiency in aviation structures is suggested. The official topology of the functional organization of a traffic department of the Krasnoyarsk Air Traffic Service Center was investigated. It is presented in the form of information chains and electric circuits 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 measured with information voltages, information resistivity, information current intensity.

Keywords: aviation systems safety, management systems information chains, air traffic service, management information sources, stratified form of representation of structures.

Устименко Иван Михайлович – руководитель отдела профессиональной подготовки персонала обслуживания воздушного движения, Госкорпорация по организации воздушного движения «Аэронавигация Центрального Сибиря», Красноярск, Российская Федерация, e-mail: ustimenkoivan@inbox.ru.

УДК 004.054

И. В. ГРУЗДО, С. В. РОССОХА, И. В. ШОСТАК

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

ПРИМЕНЕНИЕ ПАРАЛЛЕЛЬНЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧИ УСТАНОВЛЕНИЯ АВТОРСТВА ТЕКСТОВ

В работе проведен обзор и критический анализ существующих типов распараллеливания программ. Дано общее описание информационной технологии анализа и оценивания письменных учебных работ с учетом наличия в них текстовых заимствований. Выделены основные проблемы распараллеливания вычислений для решения задачи установления авторства текстов. Выполнена постановка формальной задачи распараллеливания процессов при определении авторства текстов. Показана необходимость усовершенствования математического и методического обеспечения систем поиска плагиата, направленного на повышение эффективности таких систем.

Ключевые слова: параллельные вычисления, плагиат, распараллеливание, преобразование, распределенная память, степени параллелизма.

Введение

В настоящее время использование современных высокопроизводительных вычислительных средств параллельного действия для обработки в оперативном режиме большого количества входной информации определило распараллеливание алгоритмов как одно из основных направлений на современном этапе развития науки и техники. С одной стороны, важной задачей является автоматическое распараллеливание алгоритмов обработки информации. От ее решения во многом зависит успех внедрения многопроцессорных систем в практику вычислений. С другой стороны, при разработке высокопроизводительных вычислительных средств параллельного действия требуется определить основные свойства внутреннего параллелизма алгоритмов и закономерности, которым подчиняется структура параллельных процессов обработки информации.

Особую актуальность заявленная проблема приобретает при автоматизации процессов, связанных с текстовым анализом письменных учебных работ (ПУР) на предмет выявления текстовых заимствований, в частности, студентов технических вузов.

В ходе исследования выявления заимствований в работах студентов технических ВУЗов [1, 2] был разработан инструментарий для контроля качества выполнения академических работ, а именно, специальная информационная технология (ИТ) анализа и оценивания письменных учебных работ с учетом наличия в них текстовых заимствований. При этом автоматизация анализа ПУР была осуществлена с использованием ПС «Plagiarizm», который представляет собой исследовательский прототип, функционирующий на основе данной технологии.

Использование ПС «Plagiarizm» в учебном процессе дает следующий эффект: накопление опыта преподавателей и нормоконтролеров, а также для поддержки принятия решений ими по оцениванию письменных учебных работ. Кроме того, следует отметить, что применение ПС «Plagiarizm» на практике предоставляет возможность оценивать эффективность результатов, достигнутых в ходе исследования.

Для того чтобы повысить эффективность от использования ПС «Plagiarizm» необходимо выполнить преобразование последовательно выполняемых процессов программы в несколько параллельно взаимодействующих процессов. При этом необходимо, чтобы машина автоматически выполняла однозначное определение отдельных файлов для каждого обнаруженного позаимствованного объекта, а также связывала полученную информацию по каждой проанализированной ПУР, с соответствующим файлом источником, и производила анализ полученных данных.

Цель данной статьи состоит в критическом обзоре существующих архитектур многопоточных приложений, а также необходимо, в зависимости от существующих типов распараллеливания, выполнить преобразование ПС «Plagiarizm» в параллельную программу.

Общее описание информационной технологии анализа и оценивания письменных учебных работ с учетом наличия в них текстовых заимствований

В качестве примера использования специальной ИТ анализа и оценивания письменных учебных работ с учетом наличия в них текстовых заимствований был

рассмотрен процесс анализа ПУР в техническом университете, а именно, Национальном аэрокосмическом университете им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». При этом автоматизация анализа ПУР была осуществлена с использованием ПС «Plagiarizm», который представляет собой исследовательский прототип, функционирующий на основе специально разработанной технологии. Использование ПС «Plagiarizm» в учебном процессе дает следующий эффект: накопление опыта преподавателей и нормоконтролеров, а также для поддержки принятия решений ими по оцениванию ПУР. Кроме того, следует отметить, что применение ПС «Plagiarizm» на практике предоставляет возможность оценивать эффективность результатов, достигнутых в ходе исследования.

Преподавателю в процессе анализа и оценивания ПУР необходимо принимать ответственные решения, опираясь на свой опыт и интуицию. Для этого ему необходимо владеть информацией, поступающей из различных структурных единиц учебного заведения: ректората факультетов, кафедр и т.д., а также владеть информацией о текущем состоянии БД ПУР и др.

Задача выявления плагиата в образовательном процессе сводится к следующим этапам: классификация видов плагиата, диагностика причин плагиата, создание технологий выявления плагиата, обоснование критериев плагиата, организация контроля и ответственности за плагиат и мер по его предотвращению.

Технология анализа ПУР с использованием ПС «Plagiarizm» предполагает использование документов, представленных в форматах TXT, DOC, DOCX и RTF. И включает в себя следующие этапы:

1. Загрузка пользователем ПУР для анализа.
2. Настройка дополнительных условий поиска, таких как метод анализа и релевантных условий.
3. Автоматическая проверка документа на наличие плагиата.
4. Формирование отчета по результатам поиска плагиата в анализируемой работе. В случае если объем заимствований, найденных в документе, превышает пороговое значение.
5. Формирование системой решения о наличии в анализируемом тексте плагиата с указанием источников заимствований.
6. Проведение, в случае необходимости, анализа при измененных параметрах.
7. Распечатка отчета по результатам анализа.

Основное назначение ПС «Plagiarizm» состоит в автоматизации процесса анализа в студенческих работах на предмет выявления заимствований в тексте, что позволит повысить качество проверки ПУР за счет упрощения деятельности экспертов при анализе результатов выполнения студентами индивидуальных заданий, также ускорить данный процесс и

снизить при этом риск невыявления заимствований. Это особенно актуально в условиях возрастающих требований к качеству подготовки специалиста, необходимостью частого обновления требований к студенческим работам и повышения качества учебного процесса. Кроме того, внедрение системы послужит «стимулом» для студентов к самостоятельному написанию текстов, а не созданию их, например, путем компиляции из найденных в Интернете различных документов, касающихся заданной тематики.

На основе выделения минимальных необходимых функций системы и их составляющих, а также анализа требуемой функциональности к системе, была разработана функциональная схема ПС «Plagiarizm».

Основные методы, лежащие в основе функционирования системы представлены в таблице 1.

Разработанный прототип ПС «Plagiarizm» предназначен для:

- использования преподавателем в учебно-методическом отделе университета (УМО);
- использования преподавателями и нормоконтролерами для получения информации об индивидуальности выполнения студентом выполненной работы; заведующими кафедрами и деканами факультетов;
- выполнения аналитических расчетов по работе студента;
- формирование отчета о степени самостоятельности выполнения студентом определенного вида работы, что обеспечивает своевременное подведение итогов контрольно-оценочной деятельности преподавателя.

Хотя результаты экспериментальных исследований оценки и анализа письменных учебных работ с использованием специальных моделей и методов, разработанных в ПС «Plagiarizm», показали результат выше, чем при использовании аналогов, Антиплагиат и WCopyfind, необходимо снизить время необходимое для анализа для более эффективного функционирования.

Существующие типы распараллеливания

Рассмотрим существующие типы распараллеливания приложений и выполним их анализ.

Наибольшее распространение получила классификация вычислительных систем, предложенная в 1966 г. профессором Стенфордского университета М. Д. Флином [3] - классификация Флина.

Эта классификация охватывает только два классификационных признака – тип потока команд и тип потока данных.

В соответствии с данной классификацией все

разнообразие архитектур ЭВМ сводится к четырем классам [4]:

1) вычислительная система с одиночным потоком команд и одиночным потоком данных (ОКОД, SISD, Single Instruction stream over a Single Data stream);

2) вычислительная система с одиночным потоком команд и множественным потоком данных (ОКМД, SIMD, Single Instruction, Multiple Data);

3) вычислительная система с множественным потоком команд и одиночным потоком данных (МКОД, MISD, Multiple Instruction Single Data);

4) вычислительная система с множественным потоком команд и множественным потоком данных (MIMD, Multiple Instruction Multiple Data).

Данная схема классификации является самой применяемой при начальной характеристике того или иного компьютера и в настоящее время. К недостаткам следует отнести то, что некоторые архитектуры, например dataflow и векторно-конвейерные машины, четко не вписываются в данную классификацию, а также чрезмерная заполненность класса MIMD. Также следует заметить, что существующие классификации [4] в основном рассматривают проблемы аппаратного обеспечения, а не программной реализации.

Необходимо более точно систематизировать архитектуры, которые по Флинну попадают в один

класс, но совершенно различны по числу процессоров, природе и топологии связи между ними, по способу организации памяти и, конечно же, по технологиям программирования, а также по уровням распараллеливания. Для этого необходимо выполнить дополнительный анализ с учетом составляющих данных.

В ходе изучения проблемы распараллеливания [4-7] с учетом составляющих данных были выделены следующие основные типы распараллеливания:

1) По средствам программирования

1.1 Системы с общей памятью (SMP).

1.2 Системы с неоднородным доступом (NUMA).

1.3 Системы с распределенной памятью (MPP).

1.4 Смешанные системы.

2) По используемым архитектурам

2.1 Многопроцессные приложения с автономными процессами.

2.2 Многопроцессные приложения, взаимодействующие через трубы, сокет и очереди System V IPC.

2.3 Многопроцессные приложения, взаимодействующие через разделяемую память.

2.4 Собственно многопоточные приложения.

2.5 Событийно-ориентированные приложения.

2.6 Гибридные архитектуры.

3) По уровнями распараллеливания

Таблица 1

Основные методы функционирования ПС «Plagiarizm»

№ п/п	Название	Суть метода
1.	WinWordDocument.Algorithm_Srawnenia	Вычисляет процент совпадения двух строк с учётом наличия ссылок на первоисточники в проверяемой строке.
2.	WinWordDocument.Highlight	Подсвечивает результаты сравнения.
3.	WinWordDocument.Nchot_Analize_String	Производит анализ строк по нечеткому алгоритму поиска.
4.	WinWordDocument.TextStrip	Формирует содержимое документа Word, очищенное от стандартных структурных элементов Microsoft Office Word 2007, и от элементов, которые допустимо игнорировать при анализе (с учетом дополнительных настроек программы), заданный регулярным выражением.
5.	WinWordDocument.WinWordDocument	Создает объект Microsoft Office Word 2007 на основе файла MSWord.
6.	TSettings.Load	Объект для загрузки настроек в INI-файл, заполняет поля класса из объекта настроек.
7.	TSettings.Save	Объект для сохранения настроек в INI-файл, сохраняет все измененные настройки настроек.
8.	TSettings.TSettings	Создать настройки по умолчанию, если INI-файл был поврежден или не создан (при первом запуске программы).
9.	TButton_Analyse	Метод, определяющий, текущие вкладки, список файлов или файл.
10.	Form1.GetFilesFromDir	Формирует массив файлов, находящихся в данной директории и её поддиректориях, и игнорирует файлы, несоответствующие запросу анализа.
11.	DateTime	Отражает дату и время в текущем объекте.

- 3.1 Распараллеливание на уровне задач.
- 3.2 Уровень параллелизма данных.
- 3.3 Уровень распараллеливания алгоритмов.
- 3.4 Параллелизм на уровне инструкций.

4) По типу строения оперативной памяти

4.1 Системы разделяются на системы с общей (разделяемой) памятью.

4.2 Системы с распределенной памятью.

4.3 Системы с физически распределенной, а логически общедоступной памятью (гибридные системы).

Рассмотрим более подробно каждый тип.

По средствам программирования:

Системы с общей памятью (SMP- symmetric multiprocessing) – представляют собой набор параллельно работающих процессоров, имеющих доступ к общей для всех процессоров памяти, причем скорость доступа к памяти одинакова для всех процессоров.

SMP-системы позволяют работать с любой задачей, независимо от того, где в памяти хранятся данные для этой задачи. Чем больше процессоров, тем больше нагрузка на общую шину, тем дольше должен ждать каждый процессор, пока освободится шина, чтобы обратиться к памяти.

Системы с неоднородным доступом (NUMA- Non-Uniform Memory Access) – набор блоков, содержащих несколько процессоров и общую для них память. При этом допускается обращение любого процессора к удаленной памяти, т.е. памяти другого блока, но обращение происходит медленнее, чем обращение к локальной памяти. При программировании применяется, например, система Shmem.

Память физически распределена по различным частям системы, но логически она является общей, так, что пользователь видит единое адресное пространство. Система построена из однородных базовых модулей, состоящих из небольшого числа процессоров и блока памяти. Модули объединены с помощью высокоскоростного коммутатора. Поддерживается единое адресное пространство, аппаратно поддерживается доступ к удаленной памяти, т.е. к памяти других модулей. При этом доступ к локальной памяти осуществляется в несколько раз быстрее, чем к удаленной.

Системы с распределенной памятью (MPP- massive parallel processing) – набор узлов, состоящих из процессора и памяти, и коммутационной среды для связи между узлами. Каждый процессор имеет непосредственный доступ только к своей локальной памяти. При программировании применяется модель передачи сообщений, используются библиотеки MPI, PVM и др. В системах этого типа на каждом вычислительном узле функционируют собственные копии операционной системы, под управлением ко-

торых выполняются независимые программы. Это могут быть как действительно независимые программы, так и параллельные ветви одной программы. В этом случае единственно возможным механизмом взаимодействия между ними является механизм передачи сообщений.

Главная особенность такой архитектуры состоит в том, что память физически разделена. В этом случае система строится из отдельных модулей, содержащих процессор, локальный банк оперативной памяти, коммуникационные процессоры (рутеры) или сетевые адаптеры, иногда – жесткие диски и/или другие устройства ввода/вывода. По сути, такие модули представляют собой полнофункциональные компьютеры.

Смешанные системы – набор SMP-узлов, соединенных коммутационной средой. Применяется комбинация моделей передачи сообщений и общей памяти. Часто также используется чистая модель передачи сообщений, тогда каждый процессор в SMP-узле трактуется как независимый узел со своей локальной памятью.

По используемым архитектурам [3]:

Многопроцессные приложения с автономными процессами (МПсАП) представляют собой простые в реализации приложения, где для каждой пользовательской сессии или для каждого запроса создается свой процесс. Процесс обрабатывает запрос или несколько запросов, после чего сам завершается.

В Unix-системах предпринимается целый комплекс мер для того, чтобы сделать создание процесса и запуск новой программы в процессе как можно более дешевыми операциями. При этом следует обратить внимание, что создание нити в рамках существующего процесса всегда будет «дешевле», чем создание нового процесса.

Многопроцессные приложения, взаимодействующие через сокеты, трубы и очереди сообщений System V IPC. Перечисленные средства IPC (Interprocess communication) относятся к так называемым средствам гармонического межпроцессного взаимодействия. Они позволяют организовать взаимодействие процессов и потоков без использования разделяемой памяти. Теоретики программирования очень любят эту архитектуру, потому что она практически исключает многие варианты ошибок соревнования.

Многопроцессные приложения, взаимодействующие через разделяемую память. В качестве разделяемой памяти может использоваться разделяемая память System V IPC и отображение файлов на память. Для синхронизации доступа можно использовать семафоры System V IPC, мутексы и семафоры POSIX, при отображении файлов на память – захват участков файла.

Фактически, данная архитектура сочетает недостатки многопроцессных и собственно многопоточных приложений. Тем не менее, ряд популярных приложений, разработанных в 80е и начале 90х, до того, как в Unix были стандартизованы многопоточные API, используют эту архитектуру. Это многие серверы баз данных, как коммерческие (Oracle, DB2, Lotus Domino), так и свободно распространяемые, современные версии Sendmail и некоторые другие почтовые серверы.

Собственно многопоточные приложения. Поток или нить приложения исполняется в пределах одного процесса. Все адресное пространство процесса разделяется между потоками. На первый взгляд кажется, что это позволяет организовать взаимодействие между потоками вообще без каких-либо специальных API. В действительности, это не так – если несколько потоков работает с разделяемой структурой данных или системным ресурсом, и хотя бы один из потоков модифицирует эту структуру, то в некоторые моменты времени данные будут несогласованными.

Поэтому потоки должны использовать специальные средства для организации взаимодействия.

В целом можно сказать, что многопоточные приложения имеют почти те же преимущества и недостатки, что и многопроцессные приложения, использующие разделяемую память. Однако стоимость исполнения многопоточного приложения ниже, а разработка такого приложения в некоторых отношениях проще, чем приложения, основанного на разделяемой памяти. Поэтому в последние годы многопоточные приложения становятся все более и более популярны.

Событийно-ориентированные архитектуры. Программа реализуется в виде набора функций или методов-обработчиков, которые вызываются в ответ на возникновение событий. События могут быть как внешними по отношению к программе (например, прибытие порции данных из сетевого соединения, сработка таймера или нажатие клавиши пользователем), так и внутренними. Внутренние события используются для взаимодействия между разными обработчиками.

Как правило, событийно-ориентированная архитектура предполагает наличие специального модуля, называемого диспетчером или менеджером событий. Этот модуль тем или иным образом собирает информацию о возникших событиях, организует сообщения о событиях и обработчиках в очереди в соответствии с теми или иными правилами и вызывает обработчики.

Главная сложность при разработке событийно-ориентированного приложения – это гарантировать, что все обработчики событий будут завершаться

достаточно быстро. Как правило, данное утверждение означает, что обработчики не должны вызывать блокирующихся системных вызовов. Если требование соблюдено, то событийно-ориентированная архитектура позволяет оперировать преимуществами многозадачности и многопоточности.

При помощи данного типа архитектуры реализуются программы с графическим пользовательским интерфейсом, сетевые серверы и некоторые клиентские сетевые программы, приложения реального времени, игры и др. Ядра большинства современных операционных систем, таких, как Windows, Linux и BSD Unix, также имеют событийно-ориентированную архитектуру.

Гибридные архитектуры. Гибридные архитектуры отличаются большим разнообразием. Они позволяют сочетать преимущества, характерные для различных типов простых архитектур. Так, разработчик интерактивного приложения может реализовать пользовательский интерфейс в рамках событийно-ориентированной архитектуры, а для сложных вычислений (например, для переработки текста на страницы) запускать фоновые нити. Однако важно понимать, что очень часто гибридные архитектуры сочетают не только преимущества, но и недостатки используемых базовых архитектур. Поэтому создание приложения с гибридной архитектурой предъявляет высокие требования к квалификации архитектора приложения и большинства разработчиков.

По уровням распараллеливания

Распараллеливание на уровне задач. Распараллеливание на этом уровне является самым простым и самым эффективным способом. Следует учитывать, что данный тип распараллеливания целесообразно выполнять в тех случаях, когда решаемая задача состоит из независимых подзадач, каждую из которых можно решить отдельно. Примером распараллеливания на уровне задач может быть операционная система, запуская на многоядерной машине программы на разных ядрах. Если первая программа показывает нам фильм, а вторая является файлообменным клиентом, то операционная система без существенных затрат сможет организовать их параллельную работу.

Данный вид распараллеливания прост и в ряде случаев весьма эффективен, но если работа выполняется при помощи однородной задачи, то данный вид распараллеливания не применим. Операционная система никак не может ускорить программу, использующую только один процессор, сколько бы ядер ни было бы при этом доступно. Чтобы распараллелить однородные задачи, нужно спуститься на уровень ниже. Выполнение распараллеливания по данному типу возможно в тех случаях, когда решаемая

мая задача естественным образом состоит из независимых подзадач, каждую из которых можно решить отдельно.

Уровень параллелизма данных. Заключается в применении одной и той же операции к множеству элементов данных. На практике используется, например, в современных архиваторах, СУБД, сетевых хранилищах и т.п. Следует заметить, что все данные разбиваются на блоки, которые затем по одному и тому же алгоритму обрабатываются на нескольких узлах.

Данный вид параллелизма широко используется при решении задач численного моделирования. Счетная область представлена в виде ячеек, описывающих состояние среды в соответствующих точках пространства — давление, плотность, процентное соотношение газов, температура и так далее. Количество таких ячеек может быть огромным — миллионы и миллиарды. Каждая из этих ячеек должна быть обработана одним и тем же способом. При этом счетная область разбивается на геометрические объекты, например параллелепипеды, и ячейки, вошедшие в эту область, отдаются на обработку определенному ядру (геометрический параллелизм).

В случае задач моделирования, геометрический параллелизм может показаться похожим на распараллеливание на уровне задач, он является более сложным в реализации, что влечет за собой необходимость передавать данные получаемые на границах геометрических областей другим ядрам и требует дополнительного анализа и создания алгоритма балансировки.

Уровень распараллеливания алгоритмов. К данному типу относятся алгоритмы параллельной сортировки, умножение матриц, решение системы линейных уравнений. Удобно использовать такую технологию параллельного программирования на уровне абстракций, а именно технологию OpenMP.

OpenMP (Open Multi-Processing) — это набор директив компилятора, библиотечных процедур и переменных окружения, которые предназначены для программирования многопоточных приложений на многопроцессорных системах. В OpenMP используется модель параллельного выполнения «ветвление-слияние». Программа OpenMP начинается как единственный поток выполнения, называемый начальным потоком. Когда поток встречает параллельную конструкцию, он создает новую группу потоков, состоящую из себя и некоторого числа дополнительных потоков, и становится главным в новой группе. Все члены новой группы (включая главный поток) выполняют код внутри параллельной конструкции. В конце параллельной конструкции имеется невидимый барьер. После параллельной конструкции выполнение пользовательского кода продолжает

только главный поток. В параллельный регион могут быть вложены другие параллельные регионы.

За счет идеи «инкрементального распараллеливания» OpenMP идеально подходит для разработчиков, желающих быстро распараллелить свои вычислительные программы с большими параллельными циклами. Разработчик не создает новую параллельную программу, а просто последовательно добавляет в текст последовательной программы OpenMP-директивы.

Задача реализации параллельных алгоритмов достаточно сложна и поэтому существует достаточно большое количество библиотек параллельных алгоритмов, позволяющих строить программы как из кубиков, не вдаваясь в устройство реализаций параллельной обработки данных.

Параллелизм на уровне инструкций. Программа представляет собой поток инструкций, выполняемых процессором. Следует отметить, что можно изменить порядок этих инструкций, распределить их по группам, которые будут выполняться параллельно, без изменения результата работы всей программы (параллелизм на уровне инструкций). Для реализации данного вида параллелизма в микропроцессорах используется несколько конвейеров команд, таких технологий как: предсказание команд, переименование регистров.

Программист редко заглядывает на этот уровень. Да и в этом нет смысла. Работу по расположению команд в наиболее удобной последовательности для процессора выполняет компилятор. Интерес этот уровень распараллеливания может представлять только для узкой группы специалистов, выжимающих все возможности из SSEx или разработчиков компиляторов.

Работа на уровне процессора даёт ощутимый прирост производительности в специально оптимизированных приложениях. Этот вид параллельности иногда выделяют в еще более глубокий уровень распараллеливания — параллелизм на уровне битов.

По типу строения оперативной памяти

Распределенная общая память (DSM - Distributed Shared Memory). Традиционно DSM - виртуальное адресное пространство, разделяемое всеми узлами (процессорами) распределенной системы, базируется на модели передачи сообщений, в которой данные передаются от процессора к процессору в виде сообщений.

Программы получают доступ к данным в DSM примерно так же, как они работают с данными в виртуальной памяти традиционных ЭВМ. В системах с DSM данные перемещаются между локальными памятьями разных компьютеров аналогично тому, как они перемещаются между оперативной и внешней памятью одного компьютера.

В многопроцессорной системе с общей памятью один процессор осуществляет запись в конкретную ячейку, а другой процессор производит считывание из этой ячейки памяти. Чтобы обеспечить согласованность данных и синхронизацию процессов, обмен часто реализуется по принципу взаимно исключающего доступа к общей памяти методом "почтового ящика".

Однако накладные расходы на обмен в этих машинах имеются и определяются конфликтами шин, памяти и процессоров. Чем больше процессоров добавляется в систему, тем больше процессов соперничают при использовании одних и тех же данных и шины, что приводит к состоянию «насыщения». Модель системы с общей памятью очень удобна для программирования и иногда рассматривается как высокоуровневое средство оценки влияния обмена на работу системы, даже если основная система в действительности реализована с применением локальной памяти и принципа передачи сообщений.

С распределенной памятью. С ростом числа процессоров просто невозможно обойти необходимость реализации модели распределенной памяти с высокоскоростной сетью для связи процессоров.

Распределение памяти между отдельными узлами системы имеет два основных преимущества. Во-первых, это увеличение полосы пропускания памяти, поскольку большинство обращений могут выполняться параллельно к локальной памяти в каждом узле. Во-вторых, это уменьшение задержки обращения (время доступа) к локальной памяти. Эти два преимущества еще больше сокращают количество процессоров, для которых архитектура с распределенной памятью имеет смысл.

Таким образом, отличия разных машин с распределенной памятью определяются моделью памяти и механизмом обмена. Исторически машины с распределенной памятью первоначально были построены с использованием механизма передачи сообщений, поскольку это было очевидно проще и многие разработчики и исследователи не верили, что единое адресное пространство можно построить и в машинах с распределенной памятью.

В последнее время модели обмена с общей памятью начали поддерживаться практически в каждой разработанной машине (характерным примером могут служить системы с симметричной мультипроцессорной обработкой). Хотя машины с централизованной общей памятью, построенные на базе общей шины все еще доминируют в терминах размера компьютерного рынка, долговременные технические тенденции направлены на использование преимуществ распределенной памяти даже в машинах умеренного размера.

Проблема распараллеливания вычислений для решения задачи установления авторства текстов

В ходе проведенного анализа, было установлено, что существует несколько обобщающих особенностей при решении проблемы распараллеливания вычислений для задачи установления авторства текстов:

1. Основная цель распараллеливания программы – это улучшение качества программы и, как следствие, уменьшение времени необходимого на анализ данных.

2. Распараллеливание может производиться в динамическом процессе, т.е. независимые элементы программы могут выявляться в процессе вычисления и назначаться на обработку по мере освобождения требуемого ресурса.

3. Методы распараллеливания могут применяться как на уровне программ, процессов, процедур, так и на уровне команд и операций.

4. Допускается наличие не только последовательных, но и параллельных входных программ.

5. Задачу распараллеливания можно представить как задачу нахождения эффективного преобразования программ или спецификаций одного класса в параллельные программы другого класса, осуществляющие асинхронную обработку данных со взаимодействием над общей памятью.

6. При рассмотрении методов эффективного преобразования программ можно выделить двойственные постановки задачи распараллеливания.

7. Двойственные постановки задачи в свою очередь влекут к взаимной зависимости и независимости операторов при распараллеливании больших массивов данных при их вычислениях.

8. Эффективность работы аппаратных характеристик, также важна при распараллеливании вычислений, так как дает возможность оценить степень ее участия в общей работе при решении задачи установления авторства текстов.

Ни один из методов распараллеливания сам по себе не может являться основой для серьезной практической реализации, так как должен разрабатываться с учетом соответствующих теоретических результатов и представлять собой синтез некоторой совокупности универсальных и специальных методов.

Формулировка задачи распараллеливания процессов при определении авторства текстов

С учетом вышесказанного задача преобразования ПС «Plagiarizm» в параллельную программу

сводится к тому, что необходимо гарантировать, чтобы все обработчики событий завершались достаточно быстро. Также в соответствии с наданной функциональной декомпозицией преобразование ПС «Plagiarizm» в параллельную программу предполагает присвоение разным данным потока различных функций, но в силу того, что множество задач выполняется последовательно целесообразно провести распараллеливание на уровне анализа работ.

Процесс распараллеливания можно разделить на две части:

- анализ исходной программы;
- синтез параллельной программы.

Анализ необходим для выявления скрытого параллелизма в исходной последовательной программе. Прежде всего, сюда включается выявление зависимостей по данным между операторами программы. Такая зависимость возникает, например, в случае, если один оператор использует значение переменной, вычисленное некоторым другим оператором. Независимые операторы могут быть выполнены параллельно на разных процессорах. Обычно этот принцип применяется к циклам: если нет зависимостей по данным между разными витками цикла, то витки могут быть выполнены параллельно разными процессорами. Также на этапе анализа могут собираться сведения о необходимом размещении данных в случае, если используется система с распределенной памятью. Кроме того, возможен сбор сведений о времени выполнения различных участков программы с целью выбора наилучшего варианта распараллеливания программы.

Синтез параллельной программы включает выбор схемы распределения данных (если необходимо) и вычислений, а также непосредственно генерацию текста параллельной программы с использованием подходящих инструментов параллельного программирования.

Выявление зависимостей по данным в исходном тексте программы является важнейшим этапом анализа. Существуют различные методы выявления зависимостей: статические методы, анализирующие текст программы, динамические методы, исследующие ход выполнения программы на некоторых тестовых данных, различные тесты, проводимые в ходе выполнения готовой параллельной программы.

Помимо анализа программы система автоматизации распараллеливания получает различную информацию от пользователя.

В ходе анализа был сделан вывод о том, что по своей направленности ПС «Plagiarizm» относится к событийно-ориентированным приложениям, а также имеет сложно организованную структуру, когда в составе программы имеются и параллельные участ-

ки и циклические. При преобразовании ПС «Plagiarizm» в параллельную программу необходимо гарантировать, что все обработчики событий будут завершаться достаточно быстро.

Было отмечено, что важное место в преобразовании ПС «Plagiarizm» в параллельную программу занимают теоретические вопросы, включающие выбор модели распараллеливания, определение эквивалентности программ, определение степени параллелизма и синхронизацию параллельных процессов, анализ потенциального параллелизма алгоритмов и программ, определение максимального параллелизма и др.

Выводы

В настоящее время одной из наиболее острых проблем образовательного процесса в Украине является проблема нарушения академической добросовестности студентов. Поэтому на данном этапе актуальным является создание эффективного информационного инструментария для анализа естественно-языковых текстов в ПУР.

В исследовании были рассмотрены существующие типы распараллеливания приложений и проведен их анализ. В ходе проведенного анализа, было установлено, что существует несколько обобщающих особенностей при решении проблемы распараллеливания вычислений для задачи установления авторства текстов.

На основе проведенного анализа была сформулирована задача распараллеливания процессов при определении авторства текстов.

Кроме того, был сделан вывод о том, что по своей направленности ПС «Plagiarizm» относится к событийно-ориентированным приложениям, а также имеет сложно организованную структуру, когда в составе программы имеются и параллельные участки и циклические. При преобразовании ПС «Plagiarizm» в параллельную программу необходимо гарантировать, что все обработчики событий будут завершаться достаточно быстро.

Было отмечено, что важное место в преобразовании ПС «Plagiarizm» в параллельную программу занимают теоретические вопросы, включающие выбор модели распараллеливания, определение эквивалентности программ, определение степени параллелизма и синхронизация параллельных процессов, анализ потенциального параллелизма алгоритмов и программ, определение максимального параллелизма и др.

В перспективе необходимо выполнить усовершенствование математического и методического обеспечения системы поиска плагиата для компьютеризации процесса установления авторства текста,

на основе параллельных вычислений, которое, в свою очередь, направленно на повышение эффективности таких систем.

Литература

1 Груздо, И. В. Проблемы анализа естественно-языковых текстов для обнаружения плагиата в учебных работах [Текст] / И. В. Груздо // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи*. – 2011. – № 1 (49). – С. 130-138.

2 Груздо, И. В. Информационная технология выявления текстовых заимствований в работах студентов технических вузов [Текст] / И. В. Груздо // *Системы управления навигации и связи*. – 2012. – № 3 (23). – С. 160-165.

3 Flynn, M. J. Some computer organizations and their effectiveness [Текст] / M. J. Flynn // *IEEE Trans-*

actions on Computers. – 1972. – № 21(9). – С. 948-960.

4 Классификации архитектур вычислительных систем [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.parallel.ru/computers/taxonomy/>. Заголовок с экрана. – 29.05.2014.

5 Часть I. Введение в архитектуры и средства программирования многопроцессорных вычислительных систем [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://rsusu1.rnd.runnet.ru/tutor/method/m1/content.html>. Заголовок с экрана. – 18.02.2014.

6 Параллельные вычисления (базовый курс) [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://bigor.bmstu.ru/?cnt/?doc=Parallel/base.cou>. Заголовок с экрана. – 18.04.2014.

7 Лекция 10. Архитектуры многопоточных приложений [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.intuit.ru/studies/courses/570/426/lecture/9702>. Заголовок с экрана. – 18.02.2014.

Поступила в редакцию 30.05.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. экономико-математического моделирования В. М. Вартанян, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЗАСТОСУВАННЯ ПАРАЛЕЛЬНИХ ОБЧИСЛЕНЬ ДО ВИРІШЕННЯ ЗАВДАННЯ ВСТАНОВЛЕННЯ АВТОРСТВА ТЕКСТІВ

І. В. Груздо, С. В. Россоха, І. В. Шостак

У роботі проведено огляд та критичний аналіз існуючих типів розпаралелювання програм. Дано загальний опис інформаційної технології аналізу та оцінювання письмових навчальних робіт з урахуванням наявності в них текстових запозичень. Виділено основні проблеми розпаралелювання обчислень для вирішення завдання встановлення авторства текстів. Виконано постановку формального завдання розпаралелювання процесів при визначенні авторства текстів. Показано необхідність удосконалення математичного та методичного забезпечення систем пошуку плагіату, спрямованого на підвищення ефективності таких систем.

Ключові слова: паралельні обчислення, плагіат, розпаралелювання, перетворення, розподілена пам'ять, ступені паралелізму.

APPLICATION PARALLEL COMPUTING TO THE PROBLEM OF AUTHORSHIP ESTABLISHMENT OF TEXTS

I. V. Gryzdo, S. V. Rossokha, I. V. Shostak

The paper contains an overview and critical analysis of existing types of parallelizing programs. Given a general description of information technology analysis and evaluation of written academic papers based on presence of textual borrowing. Basic problems of parallelization of computations to solve the problem of establishing the authorship of texts. Executed a formal statement of task parallelization process in determining authorship of texts. The necessity of improving mathematical and methodological support of finding plagiarism aimed at improving the efficiency of such systems.

Keywords: parallel computing, plagiarism, parallelization, transform, distributed memory, degree of parallelism.

Груздо Ирина Владимировна – канд. техн. наук, ассистент кафедры инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: tigravovna@rambler.ru.

Россоха Сергей Владимирович – канд. техн. наук, доцент кафедры инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: sergey.rossokha@gmail.com.

Шостак Игорь Владимирович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры инженерии программного обеспечения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: iv_shostak@rambler.ru.

УДК 629.7.083:629.7.03(045)

С. О. ДМИТРИЄВ, В. І. БУРЛАКОВ, О. В. ПОПОВ, Д. В. ПОПОВ

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ФОРМАЛІЗАЦІЯ ПРОЦЕДУР ТА ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИМАЛЬНИХ ПРОГРАМ ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ТА АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Розглянуто питання формалізації процедур формування програм технічного обслуговування повітряних суден і авіаційних двигунів з метою розробки та впровадження прогресивних методів їх технічного обслуговування та відновлення при підтриманні льотної придатності повітряних суден. Наведено формалізовану багатокритеріальну модель прийняття індивідуального оптимального рішення та методичні основи формалізації процедур, що базуються на використанні апріорних інтервальних оцінок показників з наступним обчисленням апостеріорних оцінок відповідно зі збільшенням обсягу експлуатаційної інформації.

Ключові слова: повітряне судно, авіаційний двигун, програма технічного обслуговування.

Вступ

Процес збереження льотної придатності повітряних суден (ПС) та авіаційних двигунів (АД) на протязі встановленого терміну служби (ресурсу) передбачає: дотримання Експлуатантом правил та умов льотної і технічної експлуатації авіаційної техніки (АТ); виконання схваленої програми технічного обслуговування (ТО) та відновлення (ТОВ) ПС та АД з оцінкою її ефективності. Програма ТОВ необхідна для усіх сучасних ПС та АД й може включати неперервний та періодичний контроль працездатності, автоматизовані періодичні перевірки, регламенти усунення відмов і несправностей, доробки. Кожна складова програми характеризується цілою низкою параметрів, що входять до складу експлуатаційних характеристик, які задаються у вимогах, таких, як періодичність, обсяг та тривалість, стратегія й засоби проведення ТО та ін. Від слушності обґрунтування, підтвердження й прийняття рішення про значення цих параметрів залежать як рівень надійності ПС в процесі експлуатації, так й трудомісткість і вартість досягнення цього рівня.

1. Формулювання проблеми

Формування надійності виробів АТ являється складним процесом, що охоплює етапи проектування, виробництва та експлуатацію, які між собою взаємопов'язані й являються складовими елементами єдиної системи управління.

Виконання робіт на різних етапах супроводжуються прийняттям рішень, які мають специфічні особливості на кожному етапі й різну інформаційну

забезпеченість про властивості об'єктів експлуатації, що вимагає необхідність використовувати нові методологічні підходи при оптимізації рішень [1-2].

Зміст управління на етапі проектування складається із забезпечення збалансованих характеристик та властивостей виробів АТ по сукупності визначаючих ознак. В цьому випадку оптимізуються функціональна схема системи, надійність комплектуючих елементів, режими роботи, система контролю та експлуатаційна технологічність компонентів систем.

На етапі експлуатації, при заданих характеристиках й властивостях об'єктів експлуатації, управляючими впливами є: обсяг й періодичність проведення ТО, оптимізація яких проводиться з урахуванням впливу – навколишнього середовища, засобів контролю і діагностування, якими користуються, якості роботи та особливості організації робіт з ТО експлуатанта. Експлуатантам надається право, в рамках обмежень сертифікаційних вимог, самостійно вирішувати питання підтримання льотної придатності об'єкту та періодичності виконання робіт, враховуючи власні параметри та умови експлуатації. Періодичність виконання робіт з ТО встановлюється з урахуванням надійності і експлуатаційної технологічності об'єктів ТО.

Впровадження нових принципів ТОВ починається не з внесення змін у конструкцію, а з розробки програми ТОВ за допомоги всебічного аналізу конструкції, можливих відмов та визначення ефективних і прийнятних заходів для їх запобігання. Внесення змін у конструкцію, необхідність яких виявляється в процесі розробки програми, тільки підвищує рівень ефективності застосування нових принципів. Рішення задачі комплексної

оцінки технічного стану виробів з обліком усіх можливих методів контролю працездатності окремих конструктивних елементів ПС, вузлів, систем і двигунів у цілому вимагає розробки управлінських механізмів, які дозволять приймати рішення за умови невизначеності, неповноти й нечіткості вихідної інформації [3].

2. Рішення проблеми

Методи кластеризації нечітких ситуацій та методи розпізнавання поточної ситуації дозволяють будувати класифікаційні моделі прийняття керуючих рішень та знаходити краще рішення в конкретній ситуації, що склалася. Вимірювання визначається як процедура порівняння об'єктів за відповідними показниками (ознаками). Кожна альтернатива $v_i \in V$ (або $v^i \in V$) є набір параметрів [4-5]:

$$v_{(i)}^i = V^i(v_1^i, v_2^i, \dots, v_n^i), \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad (1)$$

де i – альтернатива;

n – вимір простору.

Оскільки ця шкала будується безвідносно до конкретних, реальних рішень, то її можна назвати еталонном – інструментом, з допомогою якого будуть потім зроблені оцінки реальних рішень.

Багатокритеріальна модель прийняття індивідуального оптимального рішення задається як векторний критерій у вигляді:

$$K(v) = \{k_1(v), k_2(v), \dots, k_m(v)\}. \quad (2)$$

Компонентами векторного критерію є скалярні функції, визначені на V і вимірюють якість рішення за визначеною раніше шкалою. У загальному випадку вони несумісні. Задача вибору оптимальної альтернативи на множині критеріїв формально зводиться до пошуку відображення $S[v(t)] = \{v \in V\}$, яке кожному вектору $v(t)$ ставить у відповідність дійсне число $W_i(t)$:

$$W(t) = v(t) = v[v_1(t), v_2(t), \dots, v_m(t)], \quad (3)$$

яке визначає ступінь переваги даного розв'язку.

Методика базується на використанні апіорних інтервальних оцінок 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 програм ТО виробів АТ.

Розробка і впровадження нових принципів ТО показує, що практична реалізація прогресивних методів, приводить до різкого збільшення обсягів інформації. Для оптимізації періодичності та обсягу проведення ТО виробів АТ необхідна інформація, яка надана в таблиці 1.

Таблиця 1

Вихідна інформація та джерела

№ з/п	Вихідна інформація	Позначення	Джерела інформації
1	2	3	4
1	<u>Директивна інформація</u>		
1.1	Вимоги безпеки і регулярності польотів ПС.	R_r	Вимоги ІКАО з безпеки польотів (по ситуаціям).
1.2	Плановані показники використання ПС.	P_n	Річний план польоту авіапідприємства. Стан парку ПС. План відходу ПС на ремонт і ТО.
1.3	Встановлені ресурси, терміни служби виробів, систем ПС.	T_p, T_{cl}	Нормативно-технічна документація.
2	<u>Властивості і особливості систем АТ</u>		
2.1	Структурно-функціональні схеми систем ПС	$СФМ$	Технічний опис систем ПС. Критерії граничного стану систем. Критерії відмов систем. Критерії оцінки ефективності роботи систем та її мінімальний рівень.
2.2	Перелік функцій, що виконує кожна система ПС.		
2.3	Критерії відмов систем		
2.4	Методи і ефективність контролю стану систем АТ.	D_k	Характеристика метрологічного забезпечення. Перелік засобів контролю. Перелік задач, що вирішує система діагностування. Вірогідність правильного діагностування.
			Вимоги до експлуатаційних способів забезпечення надійності АТ (технічна документація).

Закінчення табл. 1

1	2	3	4
2.5	Перелік і трудомісткість робіт по забезпеченню працездатності систем в експлуатації.	T_i τ_i	Перелік видів робіт з ТОВ. Технологія і тривалість виконання робіт з ТОВ систем. Перелік необхідного обладнання тощо.
3 3.1	Властивості і характеристики елементів систем АТ Надійність елементів систем за властивостями: - безвідмовність; - ремонтпридатність; - довговічність; - збереженість.	$T_o; \omega(t)$ $T_b; P_b(t)$ $T_p; T_{cl}$ $T_{c\gamma}; T_{cn}$	Вимоги до надійності – нормативно-технічні і конструкторські документи. Аналіз результатів експлуатаційних спостережень.
3.2	Види і трудомісткості робіт з ТО елементів систем.		Перелік робіт з ТО вузлів, агрегатів.
3.3	Складність робіт з ТО.	τ_{ij} (год.) T_{ij} (люд. год.)	Середній час і трудомісткість ТОВ елементів систем.
3.4	Засоби механізації при ТО виробів.		Перелік засобів механізації (технічна документація).
4 4.1 4.2 4.3 4.4	<u>Економічна інформація</u> Вартість виробів АТ. Вартість робіт з ТО. Тарифні ставки інженерно-технічного складу. Витрати на утримання допоміжного персоналу.	T_t	Трудомісткість робіт з видів ТО. Основні положення з нормування праці.
5 5.1 5.2 5.3	<u>Додаткова інформація</u> Умови зовнішнього середовища. Обмеження на реалізацію робіт з ТО. Класифікація помилок інженерно-технічного складу.	T, c $V_b; \rho_n$	Дані метеослужби (відносна вологість, атмосферний тиск, забруднювання середовища тощо). Технологія робіт з ТО, взаємозв'язок послідовності виконання робіт тощо. Результати аналізу робіт інженерно-технічного складу (протоколи якості).

Для формування короткої комплексної характеристики експлуатаційних властивостей виробу АТ виділено «n» ознак. Кожній ознаці поставлено у відповідність «m» станів. Комплексна характеристика експлуатаційних властивостей виробу записується в певній послідовності, створюючи впорядкований кортеж:

$$V_k = \{x_1^{i_1}, x_2^{i_2}, \dots, x_j^{i_j}, \dots, x_n^{i_n}\}, \quad (4)$$

де $i_j \left(\begin{matrix} j=1 \div n \\ i=1 \div m \end{matrix} \right)$ – множина станів j-ої ознаки.

На основі класифікації експлуатаційних властивостей за ознаками та станами визначають кортеж для кожного елемента складної системи АТ (табл. 2).

Жодна з альтернатив, яка не входить в множину Парето, не буде визнана оптимальною ні за яким методом. І коли існує деяка міра для порівняння альтернатив, установлення системи переваг між ними і, отже, вибору більш переважної альтернативи, яка і буде найкращим шуканим рішенням.

Таблиця 2

Класифікації експлуатаційних властивостей за ознаками та станами

Код позначення	Домінуючий фактор	Напрацювання елемента на відмову, год.	Кратність резервування функцій	Ефективність засобів та методів оцінки стану	Середній час контролю працездатності елемента, хв.	Середній час відновлення елемента, що відмовив, год.
1	факт відмови	менше 1500	0 (резерву немає)	0 – 0,2	понад 60	> 2
2	відмова приводить до інциденту	1500 ÷ 7500	$\frac{1}{2} \div \frac{3}{2}$	0,21 – 0,4	30 ÷ 60	1 ÷ 2
3	відмова без наслідків	7501 ÷ 33500	$\frac{3}{2} \div \frac{5}{2}$	0,41 – 0,6	15 ÷ 30	0,5 ÷ 1
4	-	33501 ÷ 165000	$\frac{5}{2} \div \frac{7}{2}$	0,61 – 0,8	до 15	до 0,5
5	-	165001 ÷ 840000	$\frac{7}{2} \div \frac{9}{2}$	0,8 – 1,0	-	-
6	-	840001 і більше	понад $\frac{9}{2}$	-	-	-

На основі порівняння кортежу елементу системи з базовими «Б» експлуатаційними характеристиками (табл. 3) будуть такі альтернативи оптимальні за Парето, які задовольнятимуть усім значенням ознак кортежу. Керування процесом ТО відбувається на основі впровадження управляючих впливів (табл. 4), які базуються на оцінці ефекту від експлуатації ПС при можливих змінюваннях властивостей об'єктів експлуатації й визначається виразом:

$$e = f_e \sum [x_j^i - B_j^i], \quad (5)$$

де $j = 1 \div n$ - множина станів j -ої ознаки.

Таблиця 3
Порівняння кортежу елемента з базовими експлуатаційними властивостями

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
1 5.4.4.3.3.	Ф 3
1 6.3.5.3.3.	Ф 3
2 2.2.2.3.4.	оперативні види ТО
2 3.2.3.3.4.	Ф 1
2 2.3.3.3.4.	Ф 1
2 3.4.4.3.3.	Ф 2
2 4.2.4.2.2.	Ф 2
2 5.3.4.2.2.	Ф 3
2 4.4.4.2.2.	Ф 3
3 1.2.1.4.4.	оперативні види ТО
3 2.3.3.3.3.	Ф 1
3 3.2.4.3.3.	Ф 1
3 4.2.4.4.4.	Ф 2
3 4.3.4.3.3.	Ф 3
3 5.2.3.3.3.	Ф 3

На основі порівняння й оцінки ступеню відхилення характеристик виробів від базових векторів вирішуються задачі управління процесом ТО.

Висновки

Із дослідження витікає, що для порівняльного аналізу альтернатив між собою можна застосовувати структуру і функції векторних критеріїв. Щоб визначити ступені порівняння множини базових альтернатив та для встановлення системи переваг між ними і прийняття найкращого, тобто оптимального, рішення пропонується використовувати множину ефективних оптимальних рішень за Парето.

Таким чином, метою розробки є максимальна гармонізація методів та технологій формування програм ТОВ ПС та АД, що проводяться за умовою

існування ефективних процедур формування еталонних класів ситуацій, що дає можливість будувати ефективні схеми прийняття рішень. Вони засновані на розрахунку для даної конкретної ситуації її ступені належності кожному з еталонних класів, з наступним вибором рішення, що відповідає тому класу або тій еталонній ситуації, до якої дана ситуація належить в найбільшій ступені.

Таблиця 4
Керуючі впливи на процеси ТО

Експлуатаційні властивості об'єктів експлуатації	Керуючі впливи
1. Надійність виробу АТ	- збільшення значень напружень на відмову за рахунок вибору менш навантажених режимів в експлуатації; - вибір матеріалів об'єктів експлуатації; - конструктивне вдосконалення виробів; - змінення принципів роботи виробів
2. Кратність резервування елементів систем	- збільшення кратності резервування елементів системи, змінення функціональних схем систем АТ
3. Ефективність засобів та методів оцінки стану виробів	Впровадження більш ефективних методів діагностування виробів АТ: - зменшення помилок I та II роду; - впровадження сучасних методів обробки інформації про стан виробів АТ; - прогнозування змінювання технічного стану виробів в процесі експлуатації; - забезпечення експлуатаційної технологічності об'єктів контролю; - впровадження наземно-бортових та бортових систем реєстрації параметрів; - впровадження сучасних методів обробки польотної інформації; - впровадження сучасних методів пошуку відмов; Удосконалення доступності та взаємозамінності елементів систем; - стандартизація та уніфікація виробів АТ та інш.

Література

1. Burlakov, V. I. Situation control of complex object in condition with fuzzy source information [Text] / V. I. Burlakov, O. V. Popov, D. V. Popov // *Aviation in the 21-st century, safety in aviation and space technologies : materials of the 4th world congress*, Kyiv, September 21-23, 2010. – Vol. 1. – Kyiv, 2010. – P. 11.19 – 11.22.
2. Бурлаков, В. І. Методологічні аспекти формування логістичної підтримки процесів технічної експлуатації авіаційної техніки [Текст] / В. І. Бурлаков, О. В. Попов, Д. В. Попов // *ABIA-11 : матеріали X Міжнар. наук.-техн. конф.*, Київ, 19-21 квітня 2011 р. – Т.2. – Київ, 2011. – С. 15.5 – 15.8.
3. Burlakov, V. I. Management processes of technical operation of complex object in condition with

fuzzy source information [Text] / V. I. Burlakov, O. V. Popov, D. V. Popov // *Aviation in the 21-st century, safety in aviation and space technologies: materials of the 5th world congress*, Kyiv, September 25-27, 2012. – Vol. 1. – Kyiv, 2012. – P. 1.1.15 – 1.1.18.

4. Методика оптимізації режимів та управління процесами технічного обслуговування повітряних суден [Текст] / В. І. Бурлаков, О. В. Попов, Д. В. Попов, Г. О. Арістов // *ABIA-13 : матеріали 11 Міжнар. наук.-техн. конф.*, Київ, 21-23 трав. 2013 р. – Т. 3. – Київ, 2013. – С. 17.1 – 17.4.

5. Формирование программ технического обслуживания авиационных двигателей [Текст] / С. А. Дмитриев, В. И. Бурлаков, А. В. Попов, Д. В. Попов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 7(104). – С. 190 – 194.

Поступила в редакцію 12.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедри технологій аеропортів О. А. Тамаргазін, Національний авіаційний університет, Київ.

ФОРМАЛИЗАЦИЯ ПРОЦЕДУР И ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ПРОГРАММ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ И АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

С. А. Дмитриев, В. И. Бурлаков, А. В. Попов, Д. В. Попов

Рассмотрены вопросы формализации процедур формирования программ технического обслуживания воздушных судов и авиационных двигателей с целью разработки и внедрения прогрессивных методов их технического обслуживания и восстановления при поддержании летной годности воздушных судов. Приведены формализованная многокритериальная модель принятия индивидуального оптимального решения и методические основы формализации процедур, основанные на использовании априорных интервальных оценок по показателям с последующим вычислением апостериорных оценок в соответствии с увеличением объема эксплуатационной информации

Ключевые слова: воздушное судно, авиационный двигатель, программа технического обслуживания.

THE PROCEDURES FORMALIZE AND IDENTIFY THE OPTIMAL MAINTENANCE PROGRAM AIRCRAFT AND AIRCRAFT ENGINES

S. O. Dmytriev, V. I. Burlakov, O. V. Popov, D. V. Popov

In this article are consider questions formalization the procedures of formation programs in aircraft and aircraft engines maintenance for the development and implementation of advanced methods of maintenance and recovery while maintaining the airworthiness of the aircraft. Are given formalized multicriteria decision model individual optimal solutions and methodical bases formalization the procedures based on the use of a priori interval evaluations in terms of computation followed by a posteriori estimates in accordance with the increase of the volume of operations information.

Keywords: aircraft, aircraft engine, the maintenance program.

Дмитрієв Сергій Олексійович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. збереження льотної придатності авіаційної техніки факультету літальних апаратів, Аерокосмічний інститут Національного авіаційного університету, Київ, e-mail: sad@nau.edu.ua.

Бурлаков Вадим Іванович – канд. техн. наук, проф., проф. кафедри збереження льотної придатності авіаційної техніки факультету літальних апаратів, Аерокосмічний інститут Національного авіаційного університету, e-mail: zlp@nau.edu.ua.

Попов Олександр Вікторович – канд. техн. наук, доц., доц. каф. збереження льотної придатності авіаційної техніки факультету літальних апаратів Аерокосмічного інституту Національного авіаційного університету, e-mail: popche@ukr.net.

Попов Дмитро Вікторович – асистент кафедри збереження льотної придатності авіаційної техніки факультету літальних апаратів, Аерокосмічний інститут Національного авіаційного університету, e-mail: d_emo_n@mail.ru.

УДК 629.735.083.02/.06(045)

О. С. ЯКУШЕНКО, П. О. ВЛАСЕНКО*Національний авіаційний університет, Київ, Україна*

ВИКОРИСТАННЯ УДОСКОНАЛЕНОГО ПОКАЗНИКА ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ДЛЯ ОБГРУНТОВАНОГО ВИБОРУ ОПТИМАЛЬНИХ РЕМОНТНИХ ПІДПРИЄМСТВ

Розглянуто алгоритм вибору оптимального ремонтного підприємства, основними характеристиками якого обрано вартість технічного обслуговування (ТО) та якість проведення ТО. За складові вартості ТО обрано витрати на саме технічне обслуговування, витрати на очікування черги, витрати на доставку повітряного судна до ремонтного підприємства та витрати на післяремонтне обслуговування. Описано показник якості проведення технічного обслуговування. Проаналізовано відмінності між звичайним та удосконаленим показниками якості проведення ТО. Визначено закон розподілу показника якості проведення ТО з використанням критерію згоди Пірсона.

Ключові слова: технічне обслуговування, надійність, якість технічного обслуговування, вартість технічного обслуговування.

Введення

В умовах світової та місцевої економічних криз авіакомпаніям, для того, щоб зберегти свої позиції та конкурентоспроможність на ринку авіап перевезень, необхідно приділяти увагу питанням оптимізації витрат. Однією із вагомих статей витрат авіакомпаній є витрати на технічне обслуговування. Пропонується використовувати алгоритм вибору оптимального ремонтного підприємства для управління витратами авіакомпаній на ТО.

1. Алгоритм вибору оптимального ремонтного підприємства

Основними критеріями алгоритму вибору оптимального ремонтного підприємства є якість проведення технічного обслуговування та вартість ТО (рис. 1).

Характеристиками вартості ТО пропонується обрати витрати на саме технічне обслуговування, витрати на очікування черги, витрати на доставку повітряного судна до ремонтного підприємства та витрати на післяремонтне обслуговування. Якість проведення технічного обслуговування пропонується проводити використовуючи спеціальний показник R' .

Показник якості проведення ТО R визначається шляхом порівняння показників надійності за 40-денний період експлуатації авіаційної техніки після ремонту із усередненими значеннями цих показників за попередній рік експлуатації. В залежності від того, як змінилися показники надійності ремонтного

повітряного судна за 40-денний термін після проведення ТО в порівнянні з середніми значеннями цих показників по всьому парку за попередній рік ставиться оцінка якості в інтервалі від 0 до 10. Чим вищий бал, тим краще проведено ТО. Якщо показники надійності не гірші, ніж за минулий рік експлуатації, то ставиться бал 10, якщо гірші в два рази то - 0. В якості показників надійності обрано: кількість відмов, виявлених в польоті на 100 польотних циклів (P); кількість відмов, виявлених при ТО на землі на 100 польотних циклів (T) та кількість відмов, що призвели до затримки рейсу на 100 польотних циклів (D)

$$P = \frac{100N^P}{FC}, \quad T = \frac{100N^T}{FC}, \quad D = \frac{100N^D}{FC},$$

де FC – напрацювання в польотних циклах; N^P – кількість відмов, виявлених в польоті; N^T – кількість відмов, виявлених при ТО на землі; N^D – кількість відмов, що призвели до затримки рейсу.

На основі цих показників розраховуються складові оцінки якості ТО за наступними залежностями:

– складова оцінки якості ТО, що пов'язана з відмовами у польоті

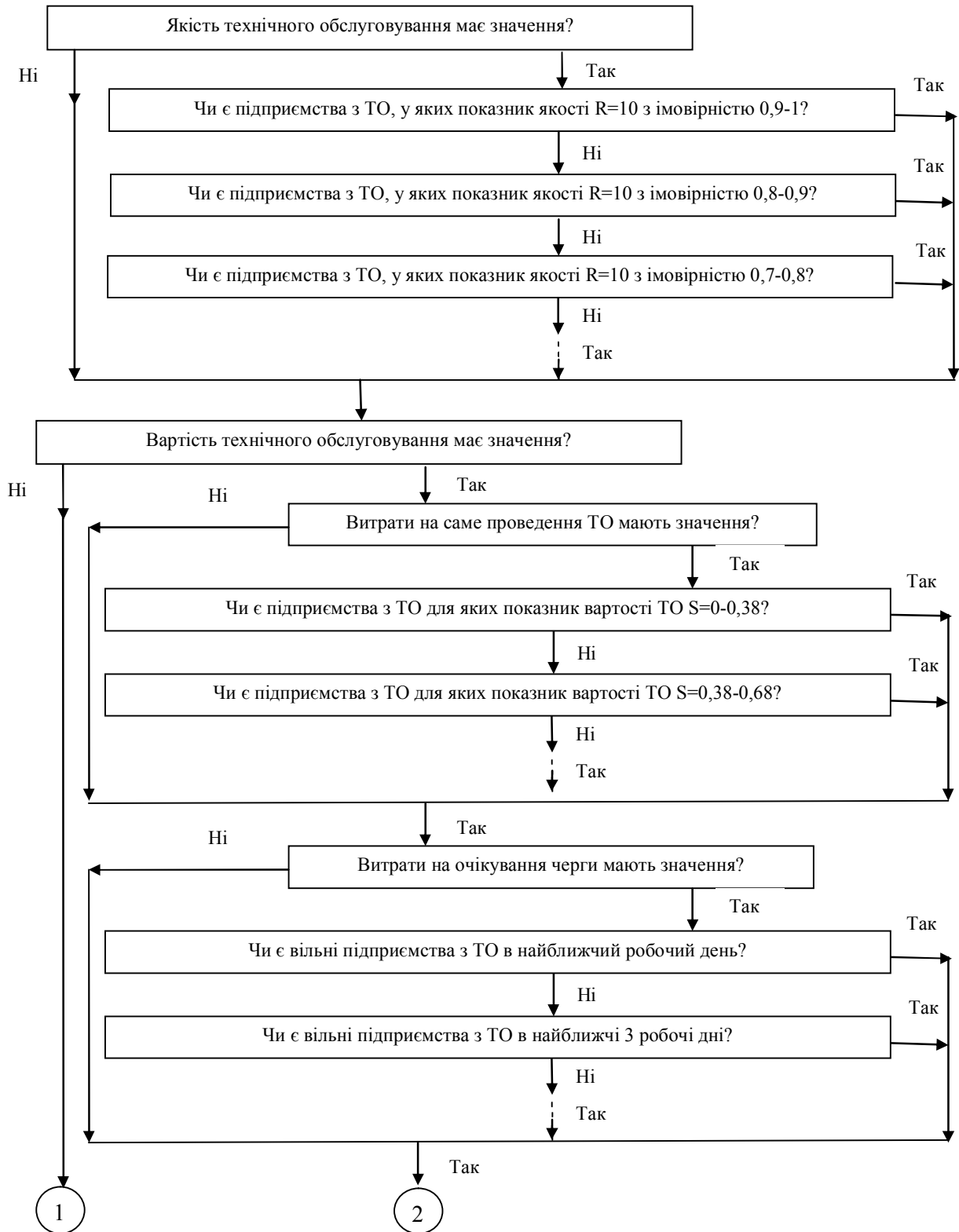
$$Sp = \begin{cases} 5, & \text{если } P_a \leq P_f, \\ 4,5(1 - (P_a - P_f) / P_f), & \text{если } P_f < P_a \leq 2P_f, \\ 0, & \text{если } P_a > 2P_f, \end{cases}$$

– складова оцінки якості ТО, що пов'язана з відмовами, виявленими на землі

$$S_T = \begin{cases} 2,5, & \text{если } T_a \leq T_f, \\ 2(1 - (T_a - T_f) / T_f), & \text{если } T_f < T_a \leq 2T_f, \\ 0, & \text{если } T_a > 2T_f, \end{cases}$$

– складова оцінки якості ТО, що пов'язана з відмовами, які привели до затримки рейсу

$$S_D = \begin{cases} 2,5, & \text{если } D_a \leq D_f, \\ 2(1 - (D_a - D_f) / D_f), & \text{если } D_f < D_a \leq 2D_f, \\ 0, & \text{если } D_a > 2D_f, \end{cases}$$



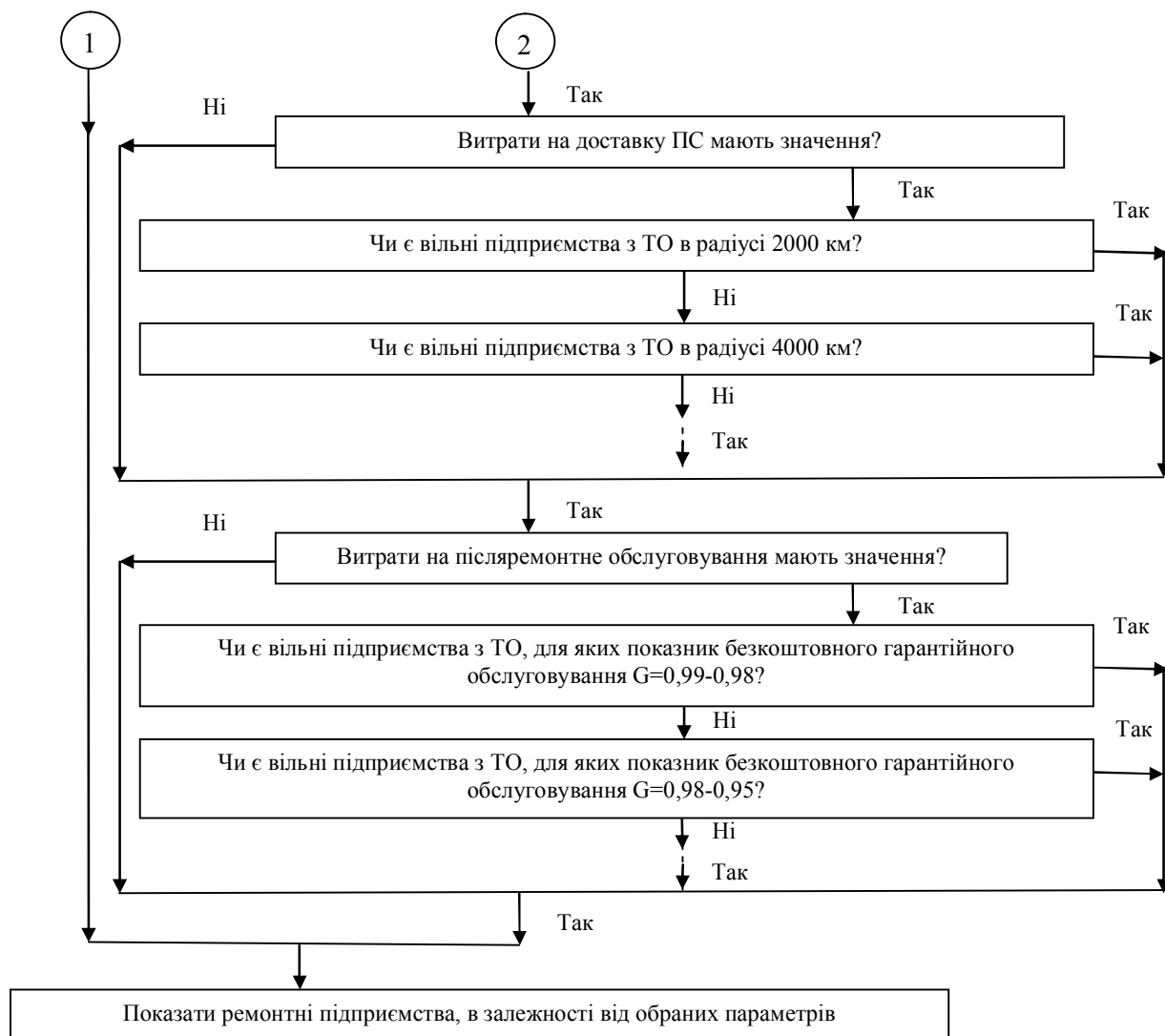


Рис. 1. Алгоритм вибору оптимальних підприємств з проведення технічного обслуговування

де нижні індекси a , f позначають відповідно значення параметрів, розрахованих для 40-денного періоду експлуатації літака та для попереднього року експлуатації всього парку.

Сумарний показник якості ТО визначається як сума складових оцінок якості

$$R = S_P + S_T + S_D.$$

2. Удосконалений показник оцінки якості технічного обслуговування

Пропонується в алгоритмі вибору оптимальних підприємств з проведення технічного обслуговування замість вищеописаного показника використовувати удосконалений показник оцінки якості технічного обслуговування R' , який визначається шляхом порівняння показників надійності за 40-денний період експлуатації авіаційної техніки після ремонту із

усередненими значеннями цих показників для терміну експлуатації повітряних суден з напрацюванням, близьким до відремонтованих.

Для аналізу доцільності використання нового показника R' в порівнянні з попереднім R використовувалися дані проведення С-чеків парку повітряних суден Авіакомпанії. Аналіз показників оцінки якості ТО проводився для одного підприємства з ТО, що проводить С-чеки для повітряних суден типу Boeing Classic (737-300/400/500).

Для кожного повітряного судна після проведення С-чеку розраховувався показник надійності K_{100} за 40 днів експлуатації після ремонту та усереднений показник K_{100} для ПС типу Boeing Classic (737-300/400/500) парку Авіакомпанії, для яких напрацювання в годинах відрізнялося не більше, як на 1000 годин відносно значення відремонтованого ПС по закінченню його С-чеку. Показник надійності K_{100} розраховувався для відмов, виявлених в

польоті, відмов, виявлених при ТО та відмов, що призвели до затримки рейсу. Загальний показник надійності знаходиться як сума вищеприказаних складових

$$K100_{\Sigma} = \frac{K100_{PIREP}}{K100_{PIREP1000hours}} + \frac{K100_{MAREP}}{K100_{MAREP1000hours}} + \frac{K100_{DELAYS}}{K100_{DELAYS1000hours}},$$

де $K100_{PIREP}$ - кількість відмов, виявлених в польоті за 40 днів експлуатації після ремонту на 100 польотних циклів; $K100_{PIREP1000hours}$ - кількість відмов, виявлених в польоті для всього парку ПС Boeing Classic (737-300/400/500) Авіакомпанії з напрацюванням в межах 1000 годин відносно значення напрацювання повітряного судна, з виконанням С-чеком; $K100_{MAREP}$ - кількість відмов, виявлених на землі за 40 днів експлуатації після ремонту на 100 польотних циклів; $K100_{MAREP1000hours}$ - кількість відмов, виявлених на землі для всього парку ПС Boeing Classic (737-300/400/500) Авіакомпанії з напрацюванням в межах 1000 годин відносно значення напрацювання повітряного судна, з виконанням С-чеком; $K100_{DELAYS}$ - кількість відмов, що призвели до затримки рейсів за 40 днів експлуатації після ремонту на 100 польотних циклів;

$K100_{DELAYS1000hours}$ - кількість відмов, що призвели до затримки рейсів для всього парку ПС Boeing Classic (737-300/400/500) Авіакомпанії з напрацюванням в межах 1000 годин відносно значення напрацювання повітряного судна, з виконанням С-чеком.

Оскільки відмови – випадкові події, то проводився аналіз для визначення закону розподілу, якому підпорядковується загальний показник надійності $K100$. Перш за все побудовано гістограму для візуального визначення можливих законів розподілу.

Поміж можливих законів розподілу для детального аналізу обрано нормальний закон та закон Вейбула. Критерій визначення закону розподілу обирався згідно алгоритму вибору статистичного критерію (рис. 2). Оскільки для визначення якості ТО обрано загальний показник надійності, що є відносною величиною та перевірявся збіг всіх показників, а не лише середнього, то в якості критерію для визначення закону розподілу обрано критерій згоди Пірсона.

Для вибору закону розподілу на основі критерію згоди Пірсона написано програму в середовищі MatLab. Результати розрахунків показали, що удосконалений показник якості проведення

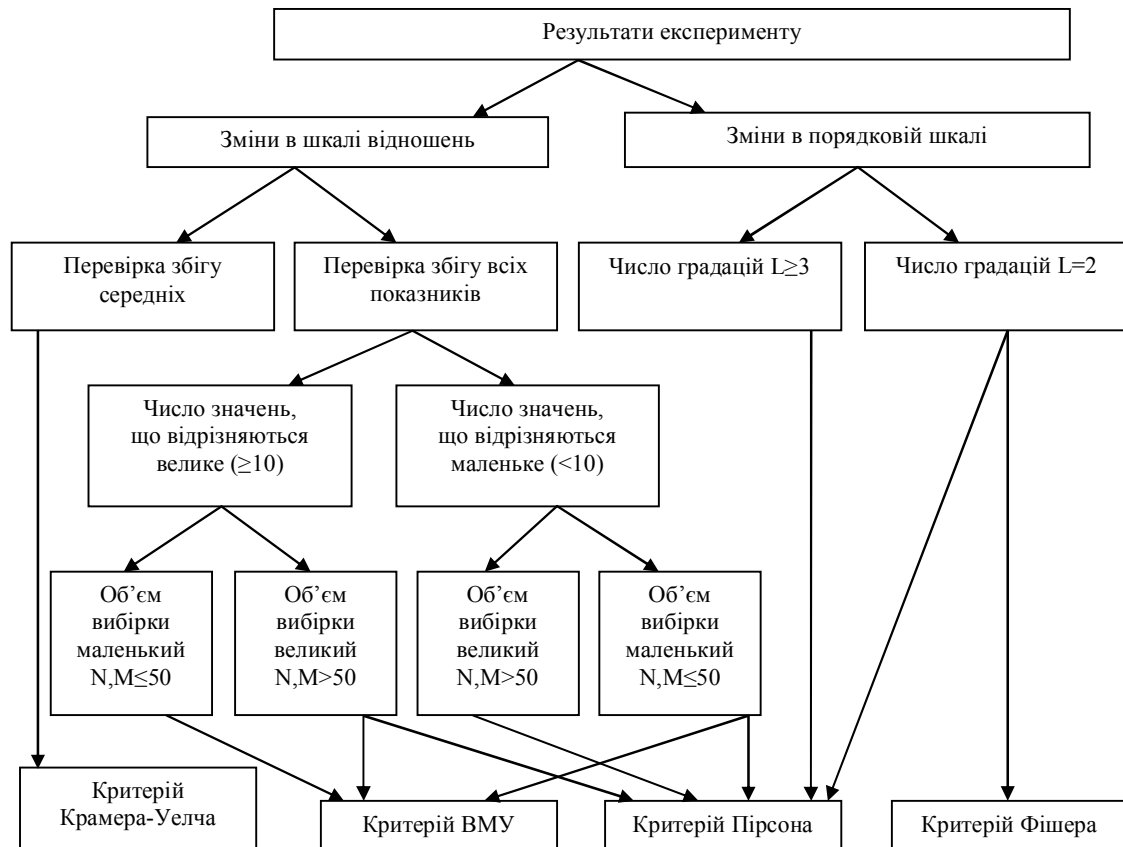


Рис. 2. Алгоритм вибору статистичного критерію

технічного обслуговування R' розподілений за нормальним законом. Отже, область допустимих значень параметра можна поділити на відрізки з границями $0,5\sigma$; 1σ ; $1,5\sigma$; 2σ ; $2,5\sigma$ та 3σ , що відповідає значенням 0,38; 0,68; 0,87; 0,95; 0,98 та 0,99 відповідно до таблиці значень функції Лапласа.

Висновки

Розроблено метод та алгоритм оптимального вибору ремонтного підприємства. Метод враховує наступні фактори: якість ТО і вартість ТО.

Обґрунтовано використання удосконаленого показника якості проведення технічного обслуговування в алгоритмі вибору оптимального ремонтного підприємства.

Використання наведеного в статті алгоритму допомагає авіакомпаніям вибирати найбільш оптимальні ремонтні підприємства як з точки зору співвідношення ціна-якість, так і з точки зору мінімізації витрат, забезпечення необхідного рівня надійності, льотної придатності ПС та безпеки польотів.

Література

1. *Technical procedures manual. Reliability control program. Timely Reaction on Unscheduled System Troubles. 30 Reliability Control Program Document [Text]*. – 1997. – 47 p.
2. *Руководство по производству. Кн. 10. Управление техническим обслуживанием ВС (МОЕ) [Текст] : утверждено приказом Авиакомпаний от 05.09.2007 № 572 ; Введено в действие с 19.09.2007. – К., 2007. – 127 с.*
3. *Кучер, О. Г. Управление надійністю парку повітряних суден авіакомпаній [Текст] / О. Г. Кучер, П. О. Власенко // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2009. – № 4(61). – С. 88-94.*
4. *Летная годность воздушных судов [Текст] / Приложение 8 к Конвенции о международной гражданской авиации. – ICAO, 2010. – 230 с.*
5. *Final report on the safety oversight audit of the civil aviation system of the European Aviation Safety Agency [Text]. – EASA, 2008. – 44 с.*
6. *Doc 9921 Годовой доклад совета [Текст]. – ИКАО, 2009. – 218 с.*

Надійшла до редакції 12.05.2014, розглянута на редколегії 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри технології аеропортів О. А. Тамаргазін, Національний авіаційний університет, Київ.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УСОВЕРШЕНСТВОВАННОГО ПОКАЗАТЕЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ДЛЯ ОБОСНОВАННОГО ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНЫХ РЕМОНТНЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ

А. С. Якушенко, П. А. Власенко

Рассмотрен алгоритм выбора оптимального ремонтного предприятия, основными характеристиками которого выбраны стоимость технического обслуживания (ТО) и качество проведения ТО. Цена ТО рассчитана на основании затрат на ТО, затрат на ожидание очереди, затрат на доставку воздушного судна к ремонтному предприятию и затрат на послеремонтное обслуживание. Описан показатель качества проведения ТО. Проанализированы отличия между обычным и улучшенным показателями качества проведения ТО. Определен закон распределения показателя качества проведения ТО с использованием критерия согласия Пирсона.

Ключевые слова: техническое обслуживание, надежность, качество технического обслуживания, стоимость технического обслуживания.

USING OF IMPROVED MAINTANANCE QUALITY RATE FOR CHOOSING THE MOST OPTIMAL MANTANANCE COMPANIES

O. S. Yakushenko, P. A. Vlasenko

The algorithm for choosing the most optimal Maintenance Company is considered. Maintenance Cost and Quality are chosen as main characteristics for the analysis. Maintenance Cost consists of the Cost of Waiting Lines, the Costs of Aircraft Shipping to Maintenance Station, the Cost of After-maintenance Service. The Maintenance Quality rate is described. Differences between common and improved Maintenance Quality Rate are analyzed. Ranges of permissible values of these parameters are justified. The distribution law for the Maintenance Quality Rate was defined using Pearson goodness of fit.

Key words: maintenance, reliability, maintenance quality, maintenance cost.

Якушенко Олександр Сергійович - канд. техн. наук, ст. науч. сотр., доцент кафедри авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: yuyss@mail.ru.

Власенко Павліна Олександрівна – канд. техн. наук, асистент кафедри авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: pavlino4ka@yandex.ru.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

<i>Автор</i>	<i>стр.</i>
<i>Абдуллаев П. Ш.</i>	<i>128</i>
<i>Абдулнагимов А. И.</i>	<i>68</i>
<i>Асаенок А. В.</i>	<i>6</i>
<i>Багаутдинов Н. Д.</i>	<i>113</i>
<i>Бадамин Б. И.</i>	<i>68</i>
<i>Белоусов Е. В.</i>	<i>45</i>
<i>Борзов С. А.</i>	<i>139</i>
<i>Борсук С. П.</i>	<i>151</i>
<i>Бурлаков В. И.</i>	<i>177</i>
<i>Вамболь С. А.</i>	<i>121</i>
<i>Власенко П. А.</i>	<i>182</i>
<i>Галынкин Ю. Н.</i>	<i>39</i>
<i>Гольцов А. С.</i>	<i>133</i>
<i>Грецов А. И.</i>	<i>17</i>
<i>Григорьев В. А.</i>	<i>17</i>
<i>Груздо И. В.</i>	<i>168</i>
<i>Данилов В. В.</i>	<i>80</i>
<i>Дмитриев С. А.</i>	<i>177</i>
<i>Долматов Д. А.</i>	<i>33</i>
<i>Доценко С. М.</i>	<i>39</i>
<i>Еланский А. В.</i>	<i>21</i>
<i>Енчев С. В.</i>	<i>86</i>
<i>Епифанов С. В.</i>	<i>113</i>
<i>Загребельный А. О.</i>	<i>17</i>
<i>Зайцев Б. Ф.</i>	<i>6</i>

<i>Автор</i>	<i>стр.</i>
<i>Зуева О. В.</i>	<i>133</i>
<i>Кондратенко Г. В.</i>	<i>95</i>
<i>Кононыхин Е. А.</i>	<i>91</i>
<i>Коробко А. В.</i>	<i>95</i>
<i>Коробко В. В.</i>	<i>95</i>
<i>Кукурудза А. В.</i>	<i>33</i>
<i>Кулик Т. В.</i>	<i>113</i>
<i>Куликов Г. Г.</i>	<i>68</i>
<i>Кухтин Ю. П.</i>	<i>21</i>
<i>Лапотко В. М.</i>	<i>21</i>
<i>Лисица А. Ю.</i>	<i>50</i>
<i>Мамедов Б. Ш.</i>	<i>56</i>
<i>Миргород В. Ф.</i>	<i>80</i>
<i>Мирзоев А. Дж.</i>	<i>128</i>
<i>Мухтаров П. Ш.</i>	<i>143</i>
<i>Назин В. И.</i>	<i>103</i>
<i>Немченко Д. А.</i>	<i>50</i>
<i>Панин В. В.</i>	<i>86</i>
<i>Папчёнков А. В.</i>	<i>139</i>
<i>Петухов И. И.</i>	<i>50</i>
<i>Погорелов Г. И.</i>	<i>68</i>
<i>Попов А. В.</i>	<i>177</i>
<i>Попов Д. В.</i>	<i>177</i>
<i>Радько В. М.</i>	<i>17</i>
<i>Рева А. Н.</i>	<i>151</i>
<i>Россоха С. В.</i>	<i>168</i>

<i>Автор</i>	<i>стр.</i>
<i>Савчиц А. В.</i>	<i>133</i>
<i>Сорогин Ф. Г.</i>	<i>50</i>
<i>Стрелец В. Е.</i>	<i>121</i>
<i>Таку С. О.</i>	<i>86</i>
<i>Тарасенко А. И.</i>	<i>74</i>
<i>Тарасенко М. А.</i>	<i>74</i>
<i>Терешин А. М.</i>	<i>12</i>
<i>Тимошевский Б. Г.</i>	<i>39</i>
<i>Ткач М. Р.</i>	<i>39</i>
<i>Товстик А. В.</i>	<i>113</i>
<i>Трофимова И. А.</i>	<i>121</i>
<i>Угрюмов М. Л.</i>	<i>121</i>
<i>Устименко И. М.</i>	<i>157</i>
<i>Фесенко К. В.</i>	<i>33</i>
<i>Хадживанд М.</i>	<i>33</i>
<i>Хаустова А. Н.</i>	<i>108</i>
<i>Чевагин А. Ф.</i>	<i>12</i>
<i>Черкасов Ю. В.</i>	<i>113</i>
<i>Шелковский М. Ю.</i>	<i>27</i>
<i>Шкабура В. А.</i>	<i>63</i>
<i>Шостак И. В.</i>	<i>168</i>
<i>Шульгин В. А.</i>	<i>151</i>
<i>Шульженко Н. Г.</i>	<i>6</i>
<i>Щербань Б. А.</i>	<i>113</i>
<i>Якушенко А. С.</i>	<i>182</i>