

УДК 621.7.044

С.А. СТАДНИК¹, В.В. ТРЕТЬЯК²¹ОАО «МоторСич», Запорожье, Украина²Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИМПУЛЬСНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассматриваются особенности использования импульсных технологий для изготовления деталей авиационных двигателей. Представлена традиционная и перспективная номенклатура листовых и объемных деталей для изготовления деталей методом штамповки взрывом. Выделены перспективы и возникающие проблемы технологической подготовки производства при изготовлении методом штамповки взрывом. Представлены математические модели и разработанные алгоритмы для расчета перспективных технологических процессов и штамповой оснастки с использованием объектного подхода. Представлены перспективные схемы оснастки и оборудования для изготовления объемных деталей. Рассмотрены вопросы внедрения данных алгоритмов при использовании интеллектуальных технологических систем.

импульсная технология, детали авиационных двигателей, перспективная номенклатура, оснастка и оборудование технология

Введение

Развитие современного авиадвигателестроения происходит по пути повышения энерговооруженности двигателей, увеличения их габаритов, применения высокопрочных и жаропрочных материалов и сплавов, использование деталей, имеющих сложную геометрическую структуру и форму, изготовленные с высокой точностью, отвечающие всем современным требованиям качества производства и надежности в эксплуатации.

В этих условиях повышение качественного уровня проектирования и изготовления авиационных двигателей практически невозможно без дальнейшего совершенствования существующих и создания новых технологических процессов.

В производстве авиационных двигателей для получения поковок используется довольно значительное количество способов горячей объемной обработки металлов, каждый из которых ориентирован на изготовление определенной номенклатуры объемных и листовых деталей.

Классификация этих методов представлена на рис. 1.



Рис. 1. Способы изготовления поковок деталей авиационных двигателей

Результаты исследований

В настоящее время большую часть деталей авиационных двигателей составляют детали, изготавливаемые из листового материала. В основном это коки, обечайки, кожуха сложного профиля с размерами от 100 до 3000 мм и толщинами от 0,5 до 5 мм (рис. 2).

Применяемые материалы - титановые и алюминиевые сплавы (ОТ4-1, ОТ4-0, ВТ-1, АМГ-ЗМ, АМГ-6М), жаропрочные жаростойкие сплавы ХН45МВТ ЮБР-ИД, 12Х18Н10Т, ХН38ВТ и др.

Традиционные методы изготовления этих деталей – штамповка на прессах по элементам, выкатка

на оправке с подогревом, точение их трубных заготовок, выколотка на оправке не обеспечивают необходимой точности геометрических размеров, а также качества поверхностного слоя, снижают ресурс конструкций и требуют применения рабочих высокой квалификации.



Рис. 2.. Детали, изготовленные методом штамповки взрывом

Использование импульсных методов обработки, в частности штамповки взрывом, позволяет значительно расширить технологические возможности любого авиадвигателестроительного предприятия и позволяет существенно повысить качество выпускаемых двигателей [1].

При выборе метода обработки исходным материалами являются чертеж детали с указанными базами механической обработки, допусками на размеры, отклонения формы, а также шероховатости поверхностей, марка материала, из которой изготовлена поковка, а также тип производства.

Кроме того, часто технологами учитываются условия эксплуатации детали, предполагаемую технологию обработки послековки или штамповки, а также возможность изменения конструкции

детали для упрощения процесса изготовления поковки, возможность изготовления двух и более заготовок в одной поковке с последующим их разделением; возможность получения поковки комбинированием нескольких видов процессов ГОМД.

Использование методов объемного деформирования при изготовлении сложных деталей авиационной и космической промышленности позволит использовать простейшее оборудование и преимущества импульсного метода при получении деталей высокого качества. При этом достигается значительное формоизменение из заготовок простой формы при относительно малых усилиях формоизменения при повышении пластичности и снижении сопротивления деформированию в несколько раз.

Метод применения поволоков, структура которых улучшена за счет больших пластических деформаций (волокнистая структура), а форма и размеры близки к соответствующим размерам детали, даст возможность получать значительные эксплуатационные и производственные преимущества.

На рис. 3 представлена номенклатура деталей, производство которых можно было бы освоить импульсными способами в кратчайшие сроки.

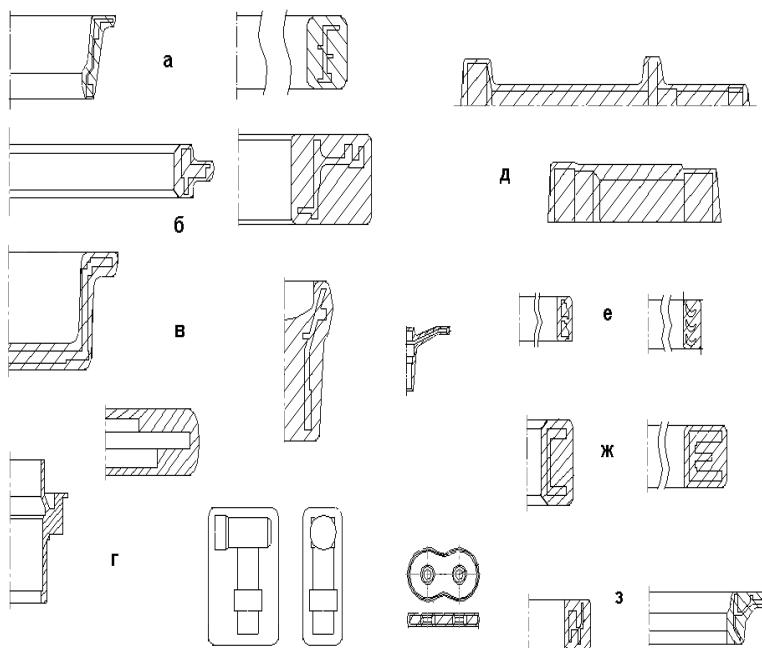


Рис. 3. Перспективная номенклатура деталей, изготовление которых возможно импульсными способами

Опыт разработки и использования технологий импульсной штамповки листовых деталей авиационных двигателей показывает, что расчет и выбор таких параметров процесса, как величина заряда, высота подвески, разработка маршрутной технологии обработки является недостаточным для проектирования оптимального технологического процесса.

Необходим комплексный и системный подход в проектировании импульсных технологий на основе последних достижений науки и производства, позволяющий определять как режимы процесса, так и конструкцию оснастки, оборудования и приспособлений.

Решить задачи эффективного проектирования технологических процессов импульсной штамповки можно на основе современных информационных систем, позволяющих технологу самостоятельно создавать или использовать уже отработанные программные продукты для формирования наиболее рационального технологического процесса.

Приступая к проектированию технологического процесса технологу необходимо выполнить многоплановый анализ данных позволяющий получить информацию о конструкторско-технологических признаках о детали. Эта информация должна быть

соответствующим образом формализована и представлена в виде математических моделей.

На рис. 4 представлены структура и виды математических моделей, используемые для формирования технологической информации при проектировании импульсных технологий.

На схеме видно, что перечень видов моделей и их структура достаточно сложны и обработку информации можно производить только на основании использовании специальных программных средств. Хотя все многообразие моделей по функциональному признаку можно разделить на модели детали, в виде конструкторско-технологических признаков (КТП), разнообразные формы (а удобны и используются графовые модели) технологического процесса и разнообразные модели, связывающие модель детали и ТП. Для решения задачи проектирования технологических процессов очень удобны базы знаний, включающие модули инженерных знаний (МИЗ). Модули инженерных знаний являются структурными элементами баз знаний и позволяют реализовать следующие функции:

- присваивание значений выходным переменным;
- определение значений по таблицам;
- определение значений выбором из базы данных;
- вычисление значений по формулам;
- вычисление значений с помощью программных модулей.

Выводы

В проектируемой системе предполагается использование методологии объектно-ориентированного проектирования [2 – 5]. В качестве объектов выступают детали, элементы оснастки и оборудования, апробированные технологические процессы. Состояние объекта характеризуется перечнем



Рис. 4. Виды математических моделей, используемых для проектирования импульсных технологий

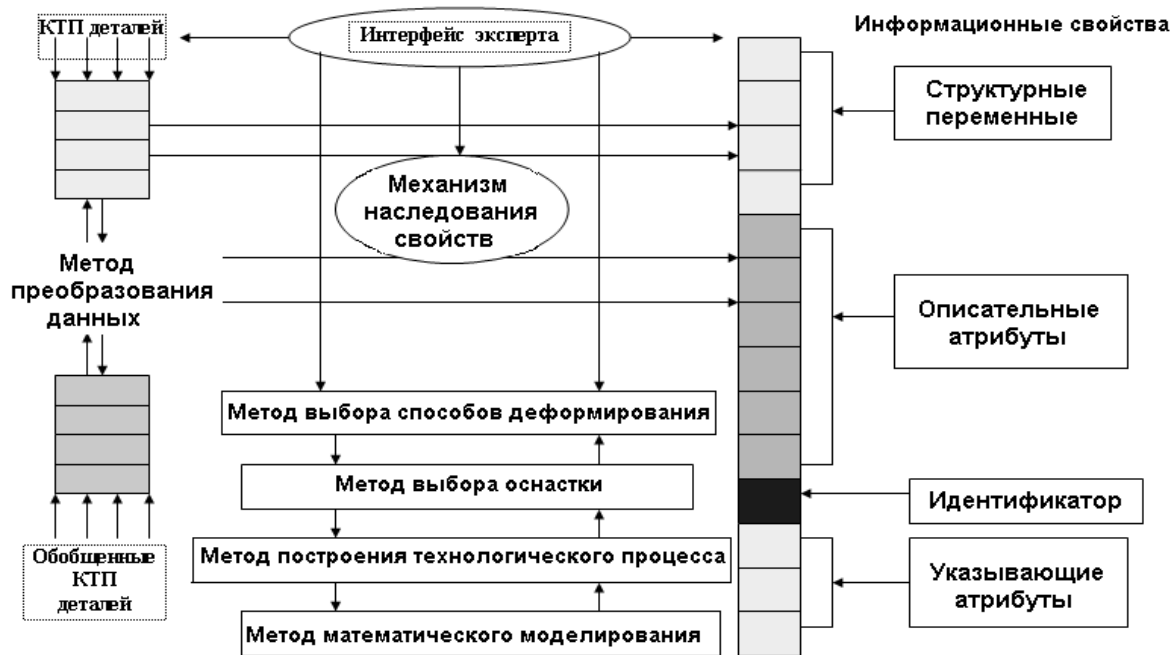


Рис. 5. Структурная схема объектного описания знаний импульсных процессов

его свойств и текущим значениями каждого из этих свойств, а поведение объекта определяется набором правил, описываемых с помощью модулей инженерных знаний, объединенных в методы (рис. 5).

Каждый объект обеспечивается уникальным и значимым именем, а также уникальным ключевым литералом: короткой формой имени объекта. Указывающие атрибуты необходимы для присвоения имени или обозначения экземпляра и часто используются как идентификатор или часть его.

В настоящее время разрабатывается программный комплекс, позволяющий на основании вышеизложенной информации проектировать и оптимизировать проектирование технологических процессов, оснастки и оборудования импульсных процессов.

Литература

1. Пихтовников Р.В., Завьялова В.И. Штамповка листового металла взрывом. — М.: Машиностроение, 1964. — 175 с.
2. Третьяк В.В., Гранин В.Ю., Скорченко И.В. Особенности объектно-ориентированного представления знаний импульсных технологий в интеллекту-

альных проектирующих системах // Кузнечно-штамповочное производство. — 2006. — № 12. — С. 33-36.

3. Третьяк В.В. Объектный подход к проектированию ресурсосберегающих импульсных технологий // Авиационно-космическая техника и технология. — 2006. — № 3 (29). — С. 26-31.

4. Третьяк В.В., Стадник С.А., Данько К.А. Разработка экспертной системы импульсной штамповки // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні. ІКТМ'2006. Міжнар. наук.-техн. конф.: Тези доповідей. — Х.: НАКУ «ХАІ», 2006. — С. 50.

5. Третьяк В.В., Серикова Е.И., Бахмет А.Г. Возможности использования объектного подхода в заготовительно-штамповочном производстве на базе ресурсосберегающих технологий // Физические и компьютерные технологии. Тр. 13 Межд. НТК — Х., 2007. — С. 401-404.

Поступила в редакцию 10.05.2008

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

УДК 621.671:532.528:629.76.017.2

В.В. ПИЛИПЕНКО, С.И. ДОЛГОПОЛОВ, Н.В. ХОРЯК, А.Д. НИКОЛАЕВ*Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Днепрпетровск, Украина*

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТЫ ПРИ ДВУХЧАСТНОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ЖРДУ – КОРПУС РАКЕТЫ

Проведено численное исследование продольных колебаний жидкостной ракеты для случая, когда замкнутая динамическая система ЖРДУ–корпус ракеты неустойчива одновременно на двух частотах, близких к собственным частотам колебаний корпуса ракеты. Показано, что при двухчастотной продольной неустойчивости жидкостной ракеты и кратности собственных частот продольных колебаний корпуса ракеты в системе реализуется колебательный режим со значительным (трехкратным) увеличением амплитуд осевой виброперегрузки ракеты по сравнению со случаем одночастотной неустойчивости системы.

жидкостная ракета, продольные колебания, кавитационные колебания, собственные частоты и декременты колебаний, амплитуды колебаний продольной перегрузки, двухчастотная неустойчивость системы

Введение

Продольные колебания жидкостных ракет-носителей (РН) возникают в результате динамического взаимодействия упругой конструкции корпуса РН с работающей жидкостной ракетной двигательной установкой (ЖРДУ). Они опасны тем, что способны нарушить нормальную работу системы управления, агрегатов ЖРДУ и привести к различным аварийным ситуациям (вплоть до разрушения элементов конструкции РН).

Система ЖРДУ–корпус ракеты является многоконтурной колебательной системой, в которую входит корпус РН, линии питания ЖРДУ с кавитирующими насосами и двигатель. В этой системе могут развиваться и взаимодействовать между собой колебания жидкости в сложных магистралях с разветвленной структурой, продольные и кавитационные колебания [1, 2]. При этом колебания могут как усиливаться в результате синхронизации, так и гасить друг друга в результате конкуренции. Динамическое поведение жидкостной РН при многочастотной неустойчивости ракеты на частотах, близких к собственным частотам продольных колебаний корпуса РН, в достаточной степени не исследовано.

Целью статьи является численный анализ характера продольных колебаний жидкостной РН при двухчастотной неустойчивости динамической системы ЖРДУ – корпус ракеты.

1. Математическая модель системы ЖРДУ – корпус ракеты

Математическая модель динамической системы ЖРДУ–корпус РН, используемая при анализе продольной устойчивости жидкостных РН, включает три блока уравнений: уравнения низкочастотной динамики ЖРД, питающих магистралей и уравнения продольных колебаний корпуса РН. Взаимодействие корпуса РН и ЖРДУ учитывается, во-первых, в уравнениях динамики корпуса РН через действие внешних (по отношению к корпусу) сил, наибольшей из которых является сила тяги двигательной установки, и, во-вторых, в уравнениях динамики питающих магистралей через действие динамического ускорения корпуса РН на столбы жидкости в топливных баках и питающих магистралях.

Продольные колебания корпуса жидкостных РН могут быть описаны обыкновенными линейными дифференциальными уравнениями в обобщенных

нормальных координатах, с переменными по времени коэффициентами, которые для i -го тона колебаний имеют вид [3]

$$\frac{d^2 z_i}{dt^2} + \frac{\omega_i \delta_i}{\pi} \cdot \frac{dz_i}{dt} + \omega_i^2 z_i = \frac{\beta_D \cdot \bar{R}_{sum} \cdot (p_k - \bar{p}_k)}{m_i \cdot \bar{p}_k},$$

где z_i – продольное перемещение; t – время; ω_i , δ_i – круговая собственная частота и декремент i -го тона колебаний корпуса; β_D – коэффициент формы колебаний корпуса в месте крепления двигательной установки; $\bar{R}_{sum}$ – суммарная тяга ЖРДУ первой ступени; m_i – приведенная масса; p_k , $\bar{p}_k$ – текущее и номинальное давления в камерах маршевого двигателя.

Математическое моделирование динамики жидкости в питающей магистрали от дальнего бака ввиду протяженности этой магистрали проводится с учетом распределенности её параметров с использованием метода конечных элементов [4]. Особое место в моделировании динамики всего ЖРД занимает моделирование кавитационных явлений в шнеко-центробежных насосах (ШЦН) маршевых ЖРД. Учет кавитационных явлений в насосах двигателей производился в соответствии с гидродинамической моделью кавитирующих насосов [5]. Для определения коэффициентов уравнений динамики кавитирующих насосов использовались экспериментально-расчетные зависимости [6], полученные по результатам экспериментальных исследований 20 ШЦН различной размерности. Блок нелинейных уравнений низкочастотной динамики кавитирующих ШЦН включает:

– уравнение динамики кавитационных каверн V_k , выраженное относительно давления на входе в насос p_1 :

$$p_1 = p_{cp} + k^* (\tilde{V}_k, \varphi) \cdot \frac{\rho W_1^2}{2} + B_1 T_k \frac{dV_k}{dt},$$

– уравнение баланса расходов в проточной части насоса:

$$\gamma \frac{dV_k}{dt} = G_2 - G_1,$$

– уравнение, определяющее давление на выходе из насоса

$$p_2 = p_1 + p_H(n, G_2) \cdot f_H(\tilde{V}_k) - I_p \cdot \frac{dG_2}{dt} + D \frac{dG_2}{dt},$$

где p_{cp} – давление срыва; k^* , B_1 , T_k – число кавитации, упругость и постоянная времени кавитационных каверн; $\tilde{V}_k$ – относительный объем кавитационных каверн (отнесен к объему проточной части шнека, где располагаются каверны перед срывом); $\rho W_1^2 / 2$ – скоростной напор шнека; φ – коэффициент расхода, равный отношению параметра режима Q_1 к параметру режима при возникновении обратных течений на входе в насос; Q_1 – параметр режима, равный отношению входного расхода к расходу при нулевом угле атаки потока жидкости на лопатку шнека G_0 ; $p_H(n, G_2)$ – напорная характеристика насоса на бескавитационном режиме работы от числа оборотов n и расхода на выходе из насоса G_2 ; $f_H(\tilde{V}_k)$ – кавитационная функция насоса; I_p , D – инерционные коэффициенты.

Линейная модель продольных колебаний жидкостных ракет, используемая в данной работе, получена путем линеаризации нелинейной модели.

2. Результаты моделирования

Объектом исследований является космическая РН, у которой на активном участке траектории полета (при работе ЖРДУ первой ступени) возникают продольные колебания, обусловленные динамическим взаимодействием ЖРДУ и корпуса РН. На рис. 1 а, б показаны результаты расчета собственных частот f_i и показателей затухания δ_i колебаний системы ЖРДУ–корпус РН, полученные по линейной модели с “замороженными” коэффициентами. Показатели затухания δ_i по форме представления аналогичны декрементам колебаний одночастотных систем, и отрицательное значение хотя бы одного из них является признаком неустойчивости системы по Ляпунову.

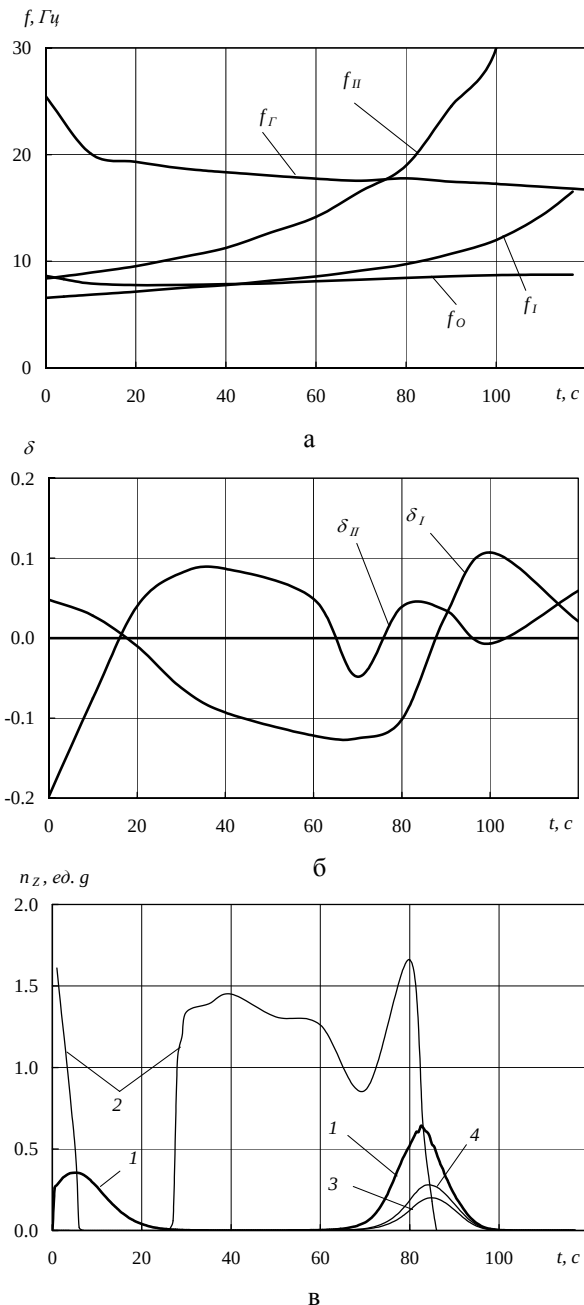


Рис. 1. Зависимости параметров продольных колебаний от времени полета РН (а – собственные частоты; б – показатели затухания; в – огибающие амплитуд продольной виброперегрузки): 1 – нелинейная нестационарная модель (I-й и II-й тон колебаний); 2 – нелинейная стационарная модель (I-й и II-й тон колебаний); 3 – нелинейная нестационарная модель (I-й тон колебаний); 4 – нелинейная нестационарная модель (I-й и II-й тон колебаний) с увеличенным демпфированием II-го тона колебаний.

Из рис. 1 а, б следует, что исследуемая система имеет несколько областей неустойчивости, обусловленной динамическим взаимодействием ЖРДУ и корпуса РН при близких значениях собственных

частот колебаний их подсистем (продольной неустойчивости). Колебания с собственной частотой f_{II} характеризуются отрицательным затуханием на интервалах времени полета РН (0; 27 с), (65 с; 75 с) и (96 с; 103 с). Неустойчивость системы на первом интервале возникает при близких значениях собственной частоты колебаний жидкости в линии питания окислителем f_o и частоты II-го тона колебаний корпуса РН. Потеря устойчивости на втором и третьем интервалах времени возникает в результате сближения собственной частоты II-го тона колебаний корпуса РН с собственной частотой колебаний жидкости в питающей магистрали горючего $f_2 \approx 18$ Гц, а затем со второй собственной частотой колебаний жидкости в питающей магистрали окислителя $f_{o2} \approx 32$ Гц. Колебания системы с собственной частотой f_I характеризуются отрицательным затуханием на интервале времени (19 с; 85 с), при этом неустойчивость системы объясняется близкими значениями собственной частоты колебаний жидкости в питающей магистрали окислителя f_o и частоты I-го тона колебаний корпуса. Таким образом, на интервале времени (65 с; 75 с) реализуется двухчастотная неустойчивость: колебания нарастают одновременно на частотах, близких к частоте I-го и II-го тона продольных колебаний корпуса РН.

На рис. 1, в представлены огибающие амплитуд продольной виброперегрузки исследуемой РН, полученные по нелинейным нестационарной (кривая 1) и стационарной (кривая 2) моделям системы ЖРДУ – корпус РН. Результаты расчета областей неустойчивости по линейной и нелинейной стационарной модели системы ЖРДУ – корпус РН согласуются между собой, однако значительно отличаются от областей неустойчивости, полученных по нелинейной нестационарной модели. Последний результат является следствием нестационарности системы ЖРДУ – корпус РН.

Как следует из рис. 1 а и 1 в, нелинейная нестационарная система ЖРДУ–корпус РН имеет две области

неустойчивости по отношению к продольным колебаниям: от 0 до 27 с и от 64 с до 100 с полета РН. Неустойчивость системы в первой области объясняется близкими значениями собственной частоты колебаний жидкости в линии питания окислителем и частоты II-го тона колебаний корпуса. Возрастание амплитуд продольных колебаний во второй области имеет две причины: резонансное взаимодействие корпуса РН с линией питания ЖРД окислителем (на частоте I-го тона колебаний корпуса) и с линией питания ЖРД горючим (на частоте II-го тона). Этот вывод подтверждают расчетные зависимости некоторых параметров продольных колебаний от времени полета в двух областях неустойчивости, представленные на рис. 2. В первой области неустойчивости (рис. 2 а) колебания динамической перегрузки и давления на входе в насос окислителя и горючего происходят с частотой, близкой к частоте II-тона колебаний корпуса РН. Во второй области (рис. 2 б) колебания жидкости в линии питания окислителем и горючим происходят с разными частотами, а суммарная продольная перегрузка включает перегрузку по I-му и II-му тонам колебаний.

Факт взаимодействия двух подсистем нелинейной динамической системы ЖРДУ–корпус РН – контуров ЖРДУ–корпус РН (I тон) и ЖРДУ–корпус РН (II тон) – на частотах, близких к собственным частотам продольных колебаний корпуса РН (далее по тексту будет использоваться сокращенное выражение: взаимодействие продольных колебаний РН на частотах I-го и II-го тона продольных колебаний корпуса РН), подтверждается также результатами расчета амплитуд колебаний продольной перегрузки при раздельном и совместном учете продольных колебаний корпуса РН. Они показали, что максимальная амплитуда колебаний продольной перегрузки при учете одного I-го тона колебаний корпуса достигает 0,19 g (рис.1 в, кривая 3), а при учете одного II-го тона ее значения очень малы. Учет двух тонов колебаний корпуса РН привел к более чем 3-х кратному увеличению максимальной амплитуды продольных колебаний во второй области неустойчивости (с 0,19 g до 0,64 g).

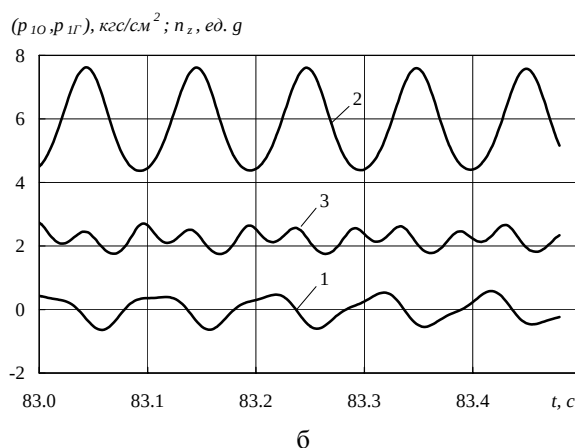
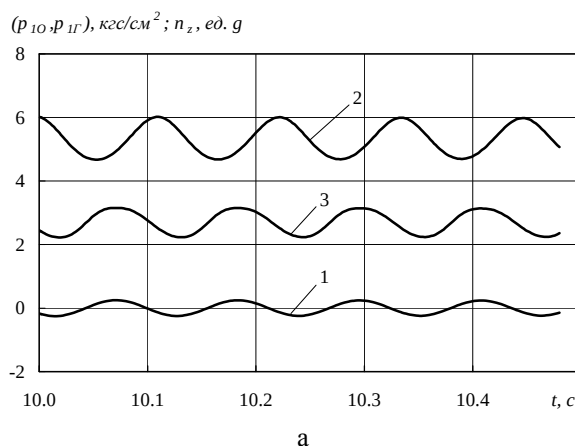


Рис. 2. Зависимости параметров продольных колебаний от времени полета (а – $t=10$ с; б – $t=83$ с):
1 – амплитуда колебаний продольной перегрузки;
2 – давление на входе в насос окислителя;
3 – давление на входе в насос горючего.

Анализируя расчетные значения параметров продольных колебаний исследуемой РН, необходимо также отметить, что в области двухчастотной неустойчивости системы ЖРДУ–корпус РН, при $t \approx 83$ с, собственные частоты I-го и II-го тона колебаний корпуса РН и соответствующие им собственные частоты колебаний замкнутой системы ЖРДУ–корпус РН имеют кратные значения (9,8 и 19,6 Гц).

Другое условие эффективного (сильного) взаимодействия продольных колебаний жидкостной РН при двухчастотной продольной неустойчивости было получено в результате анализа амплитуд колебаний продольной перегрузки РН при изменении демпфирования II-го тона колебаний корпуса РН.

Увеличение декремента II-го тона колебаний корпуса РН на 40% привело к уменьшению амплитуд колебаний системы ЖРДУ–корпус РН (II-й тон)

на частоте f_{II} до 0,0001g, при этом амплитуды колебаний системы ЖРДУ–корпус РН значительно уменьшились (кривые 1, 4 на рис. 1 в) – почти до уровня амплитуд колебаний системы ЖРДУ–корпус РН (I-й тон) (кривая 3 на рис. 1 в). Напротив, при уменьшении декремента II-го тона колебаний корпуса РН (и, соответственно, увеличении амплитуд продольной перегрузки системы ЖРДУ–корпус РН (II тон)) отмечено заметное увеличение амплитуд колебаний системы ЖРДУ–корпус РН (более чем в 1,5 раза). Таким образом, для взаимодействия продольных колебаний системы ЖРДУ–корпус РН необходимо, чтобы амплитуды продольных колебаний подсистем ЖРДУ–корпус РН (II тон) и ЖРДУ–корпус РН (II тон) достигали достаточного уровня. Результаты численного эксперимента показали, что при устранении резонансного взаимодействия корпуса РН и линии питания ЖРД горючим нарастание колебаний в системе ЖРДУ–корпус РН на интервале (65 с; 75 с) происходит только на частоте f_I , а влияние контура ЖРДУ–корпус РН (II тон) на суммарную продольную перегрузку колебаний в системе ЖРДУ–корпус РН практически отсутствует.

Заключение

Показано, что в нелинейной динамической системе ЖРДУ–корпус РН взаимодействие ее подсистем – контуров ЖРДУ–корпус РН (I тон) и ЖРДУ–корпус РН (II тон) – на частотах, близких к собственным частотам I-го и II-го тона продольных колебаний корпуса, может приводить к существенному (более чем в 3 раза) увеличению максимальных амплитуд колебаний продольной перегрузки. Определены условия, при которых возможно эффективное (сильное) взаимодействие продольных колебаний жидкостной РН. Это двухчастотная (в общем случае – многочастотная) неустойчивость РН по отношению к продольным колебаниям, которая обусловлена резонансным взаимодействием корпуса РН и линий питания ЖРД окислителем и горючим на частотах двух тонов колебаний корпуса РН одно-

временно, достаточно большой уровень амплитуд продольных колебаний РН по каждому из этих тонов и кратность собственных частот колебаний корпуса РН.

Полученные результаты могут быть полезны при анализе продольной устойчивости и теоретическом определении амплитуд продольных колебаний модернизируемых жидкостных РН.

Литература

1. Динамика жидкостных ракетных двигательных установок и продольная устойчивость жидкостных ракет-носителей / В.В. Пилипенко, В.А. Задонцев, Н.И. Довготько и др. // Техническая механика. – 2001. – № 2. – С.11-37.
2. Анализ взаимодействия продольных и кавитационных колебаний в нелинейной динамической системе ЖРДУ – корпус ракеты / В.В. Пилипенко, А.С. Белецкий, А.Д. Николаев и др. // Международ. конф. «Научно-технические проблемы космонавтики и ракетостроения». – Калининград, Моск. обл.: ЦНИИМаш, 1996. – С. 254-255.
3. Натанзон М.С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты. – М.: Машиностроение, 1977. – 208 с.
4. Теория автоматического управления ракетными двигателями / А.А. Шевяков, В.М. Калнин, М.В. Науменкова, В.Г. Дятлов. – М.: Машиностроение, 1978. – 288 с.
5. Пилипенко В.В. Кавитационные автоколебания. – К.: Наук. думка, 1989. – 316 с.
6. Пилипенко В.В., Долгополов С.И. Экспериментально-расчетное определение коэффициентов уравнения динамики кавитационных каверн в шнекоцентробежных насосах различных типоразмеров // Техническая механика. – 1998. – Вып. 8. – С. 50-56.

Поступила в редакцию 30.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Задонцев. Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Днепропетровск.

УДК 629.76.085.075:521.3

П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ

НИИ энергетики Днепропетровского национального университета, Украина

К РЕШЕНИЮ ПРОЕКТНОЙ ЗАДАЧИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ В ВЕРОЯТНОСТНОЙ ПОСТАНОВКЕ

Статья посвящена решению проблемы обеспечения безопасности полетов в механически опасной среде околоземного космического пространства. Сформулирована в оптимизационной постановке задача проектного инженерного управления безопасностью космических полетов в механически опасной среде движущихся космических объектов естественного и искусственного происхождения в вероятностной постановке. В состав управления включены программы уклонения летательного аппарата от космических объектов, а также защитные меры конструктивного и организационного порядков. Определены: векторный критерий, учитывающий ущерб от поражения аппарата, и состав вектора управления. Разработана методика оценки вероятности поражения аппарата космическими объектами

околоземное космическое пространство, космическая обстановка, космические полеты, управление, безопасность, ущерб, уклонение, космический аппарат, ракета-носитель, космический объект

Введение

В связи с существенной и все возрастающей засоренностью околоземного космического пространства (ОКП) и возрастающей степени его освоения все более актуальной становится проблема безопасности (БО) космических полетов (КОПО).

Формулирование проблемы. Степень БО выводимых в ОКП космических аппаратов (КА) определяет реальный эффект от решения их целевых задач, а также потери от возможного ущерба, нанесенного другим КА. Сейчас разработаны общие методологии (МЕ) оценки влияния космической деятельности на БО КОПО и управления БО сложных систем [1]. МЕ проектирования (ПР) космических ракетных комплексов (РК) учитывает требования к БО, минимизируя ущерб от аварий ракет-носителей (РН) [2]. Это достигается определением соответствующих тактико-технических требований (ТР) к РК и РН и последующим традиционным проектированием их. Такие требования – к параметрам начальной орбиты (НО), разрешенным диапазонам времени старта (ДВС) – определяются в [3] в детерминированной постановке из условия оптимизации функционала специального вида, обеспечивающей пролет проектируемых изделий на безопасном расстоянии относительно каталогизи-

рованных космических объектов (КО). Выбор указанных параметров влияет на энергомассовую (ЭМЭ) и целевую эффективность (ЦЭ) РН и КА. Очевидно, что дальнейшее повышение БО, ЭМЭ и ЦЭ РН, разгонных блоков и КА требует учета влияния случайных возмущающих факторов.

Общие соотношения. Модель движения (МД) любого космического объекта (КО), в том числе и ЛА, может быть представлена следующей системой уравнений:

$$\text{col} \left\{ \dot{\vec{v}} \, \dot{\vec{r}} \right\} = \text{col} \left\{ \dot{\vec{w}} + \vec{g}(\vec{r}); \vec{v} \right\}, \quad (1)$$

где $\vec{v}, \vec{r}$ – вектор скорости и радиус-вектор центра масс КО в инерциальной прямоугольной системе координат в момент времени t ; $\dot{\vec{w}}$ – вектор кажущегося ускорения; $\vec{g}(\vec{r})$ – вектор гравитационного ускорения.

Постановка задачи. Рассматривается движение ЛА в механически опасной среде движущихся КО естественного и искусственного происхождения в общем случае, с момента старта. Ситуации преследования и уклонения исключены. Необходимо сформировать концепцию проектного инженерного управления БО КОПО ЛА в ОКП в условиях действия случайных возмущений.

Решение проблемы

В основу МЕ решения поставленной проблемы положим результаты [2, 3], что предполагает определение на этапе макропроектирования ТР к НО $\bar{X}_0 = (\bar{r}_0, \bar{v}_0)$, ДВС $\Omega = \bigcup_{n \in \Lambda \subset N} \Omega_n, \Omega_n = [t_{n1}, t_{n2}]$, управлению $\bar{u}$ (частоте и глубине маневров) ЛА с двигательной установкой для последующего традиционного ПР на основе оптимизационных процедур, развитых в МЕ оптимального ПР. На последующих проектных итерациях в состав кортежа искомых параметров Θ могут быть включены ТР к мерам защиты ЛА, как конструктивным, так и организационным (по предварительной очистке требуемой области ОКП). Последние могут быть включены в состав управления $\bar{u}$. Тогда Θ получим оптимизацией некоторого критерия J , характеризующего БО ЛА, из условия:

$$\Theta^{opt} : J(\Theta^{opt}) \rightarrow extr. \quad (2)$$

Для обеспечения требуемых ЭМЭ и ЦЭ ЛА их показатели могут быть включены в состав J . В общем случае результат (2) будет компромиссным.

Как и в [2], включим в J компоненту F , характеризующую возможный ущерб от реализации некоторого опасного события (ОС). К числу последствий ОС можно отнести: потерю РН с КА или КА, снижение ЦЭ за счет выхода на нерасчетную НО или снижения функциональных или информационных возможностей аппаратуры, а также утерянную выгоду и нанесенный ущерб природе, обществу и другим субъектам космической деятельности разных видов. В качестве ОС будем рассматривать столкновение ЛА с КО, критерием примем их сближение на расстояние меньше суммы D_i их характерных диаметров $d_{ia}, d_i, i = \overline{1, I+1}$, где I – число каталогизированных КО (ККО), d_{I+1} – принятое значение диаметра ненаблюдаемого КО (НКО).

F определим как произведение стоимости ущерба и вероятности реализации соответствующего ОС.

Стоимость ущерба C конкретна, для общего случая ее определяют в функции вероятности реализации ОС P_{OC} [4]. ОС – механический конфликт (МК) – поражение ЛА от КО. МК из-за небесных тел исключены из-за маловероятности. МК для вновь выводимых объектов возможен вследствие ошибки или неопределенности в прогнозе траекторий полета ЛА, а также невозможности осуществления им маневра уклонения или его недостаточной управляемости. Ошибка прогноза движения вызвана следующим:

а) погрешностями параметров орбит КО и ЛА $\varepsilon \vec{r}, \varepsilon \vec{v}$;

в) наличием ненаблюдаемой части космического мусора, к числу которой относятся КО диаметром до $d_{I+1} = 0,1$ м, а для геостационарных орбит – $d_{I+1} = 1$ м. В современных КА предусматривается защита от столкновения с КО диаметром до $d^* = 1$ см;

с) ошибкой прогноза изменения численности КО из-за разрушений и незнанием орбит новых осколков;

д) недостаточной прогнозируемостью известных маневров ЛА другой принадлежности; этот фактор можно исключить из рассмотрения, предполагая, что движение этих и вновь выводимых ЛА наблюдаемым, управляемым и выполняемым по безопасным траекториям;

е) непредсказуемыми (случайными) маневрами ЛА, ухудшающими безопасность КОПО.

Вероятность поражения (ВП) ЛА от КО равна:

$$P_{OC} = 1 - (1 - P_{KCO}) \left(1 - P_{HCO} P_d(d_{HCO} > d^*) \right), \quad (3)$$

где «ККО», «НКО» – индексы соответствия ККО и НКО; P_{KCO} – ВП ЛА от ККО; P_{HCO} – то же для НКО; $P_d(\cdot)$ – вероятность превышения диаметра НКО безопасной величины d^* .

Оценка ВП ЛА от всех ККО за период прогноза:

$$P_{KCO}(t_0, t_k) = 1 - \prod_{i=1}^I \prod_{\xi=1}^{\Sigma_{KCOi}} (1 - P_{KCO}(i, \xi)), \quad (4)$$

где Σ_{KKO_i} – число опасных (на расстояние $\Delta r_i < D_i$) сближений i -го ККО с ЛА; $P_{KKO}(i, \xi)$ – ВП от i -го ККО при ξ -м сближении.

P_{KKO} и $P_{нко}$ можно определить разными способами – в зависимости от варианта исходных задания данных. В настоящее время существует достаточно много компьютерных моделей засоренности ОКП (IDES, MASTER, ORDEM, SPA и др.). При известных пространственной плотности КО и распределении относительных скоростей $P_{нко}$ определяется согласно [5]. Ее также можно оценить по вероятности пребывания «типовой частицы» на круговой орбите текущей высоты ЛА из [5].

P_{KKO} можно определить следующим образом:

- а) непосредственным расчетом по моделям засоренности (IDES, LUCA, SPA);
- б) на основе вероятностных карт (ВК) [6];
- с) на основе известного рассеяния $\varepsilon\vec{r}, \varepsilon\vec{v}$ КО и ЛА:

$$P_{KKO} = P(|\vec{r}_{KO} - \vec{r}_{ЛА}| \leq d_{KO} + d_{ЛА}). \quad (5)$$

При гауссовом ЗР $\varepsilon\vec{r} - P_{KKO}(|\vec{r}_{KO} - \vec{r}_{ЛА}|)$ имеет нецентрального распределение Максвелла.

- д) То же с учетом ограничения на скорость сближения тел $\Delta v = |\vec{v}_{KO} - \vec{v}_{ЛА}| \leq v^*$. P_{KKO} определяется ЗР из [7].

- е) На основе вероятностей пребывания «типовой частицы» на круговой орбите [5].

Заключение

Сформулирована оптимизационная задача обеспечения космических полетов в механически опасной среде движущихся КО естественного и искусственного происхождения в вероятностной постановке. В состав управления включены программы уклонения ЛА от КО, а также защитные меры конструктивного и организационного порядков. Критерий оптимизации – векторный, включает показатели ЭМЭ и ЦЭ, требова-

ния к защищенности ЛА и, главное, возможный ущерб. Разработана методика оценки ВП ЛА.

Дальнейшие исследования должны быть посвящены решению задачи в частных постановках.

Литература

1. Управление безопасностью сложных систем: методология, технологии, опыт / Н.Н. Брушлинский, Ю.М. Глуховенко, С.В. Соколов и др. // Проблемы безопасности при чрезвычайных ситуациях. – 2002. – № 6. – С. 22-47.
2. Методологические аспекты создания космических ракетных комплексов с учетом требований безопасности / А.Н. Машенко, А.И. Федякин // Космична наука і технологія. – 2007. – № 1. – С. 37-43.
3. Заволока А.Н., Хорольский П.Г. К определению безопасных «окон запуска» космических аппаратов // Техническая механика. – 2000. – № 2. – С. 33-38.
4. Белюченко И.М. Метод оптимизации характеристик функциональной надежности сложных систем // Космонавтика и ракетодинамика. – 2001. – № 22. – С. 131-138.
5. Метод оценки вероятности столкновения космического аппарата с ненаблюдаемым космическим мусором / В.А. Меньшиков, И.А. Постовит, Л.А. Пчелинцев // Космические исследования. – 1997. – № 6. – С. 618-623.
6. Мышев А. В. Порядок, хаос и фракталы в небесно-механических системах // Изв. АН. Сер. физическая. – 1998. – Т. 62, № 9. – С. 1907-1912.
7. Губонин Н.С., Полищук Е.П. К оценке качества сопряжения траекторий сближения и причаливания космического аппарата // Космические исследования. – 1977. – № 2. – С. 305-309.

Поступила в редакцию 24.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н. М. Дронь, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.

УДК 533.915

Д.В. ЗИНОВЬЕВ, А.Ф. ЦЕЛУЙКО, Н.Н. ЮНАКОВ*Харьковский национальный университет имени В.Н. Каразина, Украина***СТАБИЛИЗАЦИЯ ДВОЙНОГО СЛОЯ НА ГРАНИЦЕ
ГАЗОРАЗРЯДНОЙ И ТЕРМОИОННОЙ ПЛАЗМЫ**

В работе исследуются условия формирования двойного электрического слоя на фронте плотной анодной плазмы в случае термического испарения материала анода под воздействием электронного пучка в устройствах с плазменным эмиттером электронов. Показано, что разогрев анода, возникновение стационарного двойного слоя, формирование потоков нейтральных атомов и ионов возможны лишь при выполнении определенных соотношений между размерами анода, параметрами разряда и плазмы, а также характеристиками источника питания ускоряющего напряжения. Определены способы стабилизации двойного слоя, предложена модель расчета параметров системы для режима автостабилизации и показана возможность управления энергией ионного потока рабочего вещества.

двойной слой, плазменный эмиттер, термоиспарение электронным пучком, стационарный термоионный источник, автостабилизация двойного слоя

Введение

Вакуумно-плазменным методам нанесения покрытий в условиях низкого и сверхнизкого давления в последнее время уделяется большое внимание. Это связано с возможностью осаждать простые и синтезированные покрытия с малым содержанием примесей, при этом в широких пределах менять их композиционный состав и структуру. Наличие ионов малых и средних энергий способствует снижению внутренних напряжений в покрытии, улучшению адгезии к подложке, а также, протеканию химических реакций на поверхности [1,2]. Одним из направлений в данной области является получение в вакууме пара рабочего вещества за счет его нагрева электронным пучком с последующей ионизацией испаренных атомов [2-4].

Электронно-лучевое испарение с внешней инжекцией электронного пучка [5] позволяет проводить процессы осаждения в высоком вакууме, однако степень ионизации рабочей среды и энергия ионов в ряде случаев неудовлетворительны. Это происходит из-за того, что для обеспечения условий транспортировки электронного пучка используются высокие энергии (10 кэВ и выше), что существенно

превышает энергию максимума сечения ионизации. Для снижения энергии пучка необходимо вводить его зарядовую нейтрализацию. При этом для сохранения требуемой мощности нагрева необходимо использовать сильноточные пучки, проходящие сквозь плазму, что весьма затруднено ввиду развития пучковых неустойчивостей.

В работе [6] описан способ получения ионных потоков за счет термического испарения материала под воздействием электронного пучка, который формируется непосредственно у поверхности тигля. В этой системе эмиттером электронов служит фоновая газоразрядная плазма вокруг тигля. Ускорение электронов на проводящий тигель происходит в электрическом поле приповерхностного слоя, который возникает за счет приложения разности потенциалов между газоразрядной плазмой и тиглем. При этом на тигель подается положительный относительно плазмы потенциал. Использование плазменного эмиттера исключает проблемы транспортировки электронного пучка, что делает возможным снижение энергии электронов до сотен электронвольт и позволяет формировать встречный поток ионов тех же энергий.

Неотъемлемым элементом электронно-лучевых систем с плазменным эмиттером является внешний источник плазмы, основанный на каком-либо типе газового разряда.

Основным критерием в данном случае выступает величина тока разряда. При создании сильноточных систем (с током от нескольких ампер и выше) наиболее предпочтительны по эффективности и энергоемкости два типа разряда – дуговой разряд низкого давления с холодным катодом и дуговой разряд с накаливаемым катодом.

В работе [6] использован дуговой разряд с накаливаемым катодом, обладающий большей стабильностью и широкими возможностями управления его параметрами.

В качестве генератора плазмы было предложено устройство, описанное в работе [7].

Следует отметить, что в любом случае тигель выполняет роль второго анода с потенциалом на сотни вольт выше, чем потенциал основного анода газоразрядного устройства.

В работе [6] экспериментально показано, что вокруг тигля (по мере образования приповерхностной плазмы за счет ионизации пара электронным пучком) формируется двойной электрический слой объемного заряда (ДС) [8].

В слое сосредотачивается вся разность потенциалов между газоразрядной плазмой и тиглем. При интенсивном термоиспарении из тигля ДС “отжимается” от поверхности плотной приповерхностной плазмой.

Поскольку ДС является динамической системой, то основная проблема состоит в стабилизации параметров ДС во времени, решение которой дает возможность создания стационарного термоионного источника.

Данная работа посвящена определению условий стабилизации двойного слоя на фронте плотной анодной плазмы и определению основных зависимостей для расчета систем термоионного осаждения с плазменным эмиттером.

1. Условия стабилизации двойного слоя на фронте анодной плазмы

Поскольку тигель является анодом, то, как показано в работе [9], появление положительного анодного смещения потенциала и, как следствие, формирование электронного пучка на поверхность тигля, возможно, когда ток разряда источника плазмы I_p превышает ток на тигель I_m

$$I_p > I_m = \int_{S_m} J_e(r) dS, \quad (1)$$

где S_m – внешняя поверхность слоя вокруг тигля;

$J_e(r)$ – плотность электронного тока.

В случае максвелловской функции распределения электронов плазмы по скоростям

$$J_e = \frac{1}{4} e n_p \sqrt{\frac{8 T_e}{\pi m_e}},$$

где n_p – плотность плазмы;

T_e – температура электронов плазмы;

m_e – масса электронов плазмы.

При нарушении условия (1) прикладываемое между тиглем и плазмой напряжение будет сбрасываться плазмой в катодную область источника плазмы.

По мере разогрева тигля электронным пучком с поверхности формируется поток нейтральных атомов испаряемого вещества, часть которых ионизируется электронным ударом. Рождающиеся ионы ускоряются электрическим полем слоя навстречу электронам, появляется биполярный ток.

Максимальная плотность тока через слой в линейной геометрии, определяется соотношением Ленгмюра [10].

$$\frac{j_i}{j_e} = \sqrt{\frac{m_e}{M}}, \quad (2)$$

где j_i – плотность ионного тока;

j_e – плотность электронного тока;

m_e и m_i – масса электрона и иона соответственно.

Поскольку плотность электронного тока определяется параметрами газоразрядной плазмы, которые зависят от режима работы источника плазмы, то

плотность ионного тока также является детерминированной.

Как только скорость генерации ионов у поверхности достигнет такой величины, что число рождающихся частиц будет превышать число частиц уходящих через слой, то между слоем пространственного заряда и поверхностью анода возникнет слой плазмы – термоионная плазма и первоначальный слой отрицательного объемного заряда превратится в двойной электрический слой [11] на фронте анодной плазмы.

Скорость генерации заряженных частиц в приповерхностной плазме определяется, главным образом, концентрацией нейтральных атомов испаряемого вещества в приповерхностном слое, которая, в свою очередь, зависит от температуры тигля.

Температура тигля определяется мощностью электронного пучка

$$P_e = I_m \cdot U_{cl},$$

где U_{cl} – разность потенциалов между плазмой и тиглем.

С развитием процессов испарения и ионизации при дальнейшем разогреве тигля, ввиду того, что не все рождающиеся ионы могут пройти через ДС из-за его ограниченной токопроводности, за счет газокINETического давления плазмы будет происходить процесс “отжимания” ДС от поверхности тигля.

В случае неизменного напряжения, подаваемого на тигель, отход ДС от поверхности тигля сопровождается увеличением внешней поверхности слоя и увеличением мощности электронного пучка и, следовательно, температуры тигля.

Рост температуры тигля вызывает повышение скорости испарения вещества, рост приповерхностной концентрации нейтральных атомов и увеличение скорости генерации заряженных частиц. Это приводит к росту объема приповерхностной плазмы и, как следствие, к еще большему удалению ДС от тигля, увеличению поверхности и росту тока на тигель.

Такой процесс будет продолжаться до тех пор, пока не будет нарушено соотношение (1), что приведет к нарушению условий существования ДС. При этом прекращается разогрев тигля, его температура падает, концентрация нейтральных атомов быстро уменьшается и генерация приповерхностной плазмы прекращается. Лишь при восстановлении первоначальных условий процесс повторяется. В этом случае имеет место импульсный режим, который не всегда подходит для технологических целей.

Для поддержания разряда в стационарном режиме необходимо стабилизировать мощность разогрева тигля, что в случае увеличения тока на тигель (при отходе ДС) должно сопровождаться снижением напряжения между плазмой и тиглем. Это возможно при падающей вольт-амперной характеристике источника питания тигля, что достигается, например, вводом в цепь питания тигля балластного сопротивления. Тогда рост тока на тигель будет сопровождаться снижением энергии электронного пучка за счет увеличения напряжения на балластном сопротивлении. Таким образом, можно подобрать мощность разогрева тигля, при которой будет выполняться условие (2) без нарушения условия (1).

2. Модель системы термоионного испарения с плазменным эмиттером электронов

Для построения математической модели системы отдельно рассмотрим генерацию и уход ионов в приповерхностном слое, влияние температуры тигля на баланс частиц у поверхности, зависимость температуры тигля от баланса энергий, динамику двойного слоя при различных параметрах системы.

2.1. Генерация ионов испаряемого вещества в приповерхностном слое у тигля

В работе предполагается, что ионизация атомов рабочего вещества происходит под действием электронного удара. Ввиду малого разброса частиц по энергиям по сравнению с ускоряющим напряжением

($T_i, T_e \ll W_{be} = eU_{cl}$), задачу можно рассматривать в МГД-приближении. В стационарном случае генерация и уход ионов для однократно ионизованных атомов описывается уравнением непрерывности

$$\operatorname{div} \vec{j}_i(\vec{r}) = e v_i(\vec{r}) n_{be}(\vec{r}),$$

где $\vec{j}_i(\vec{r})$ – плотность ионного тока в данной точке пространства;

e – заряд электрона;

$v_i(\vec{r})$ – частота ионизации;

$n_{be}(\vec{r})$ – концентрация электронов пучка, формируемого в приповерхностном слое.

Пренебрегая зависимостью сечения ионизации σ_i от энергии, частоту ионизации можно представить в виде

$$v_i(\vec{r}) = v_{be}(\vec{r}) \sigma_i n_a(\vec{r}),$$

где $v_{be}(\vec{r})$ – скорость электронов пучка;

$n_a(\vec{r})$ – концентрация нейтральных атомов.

Поскольку, в условиях низкого давления плотность испаряемых атомов рабочего вещества в приповерхностном слое у тигля существенно превосходит концентрацию атомов остаточного газа, то в дальнейшем под $n_a(\vec{r})$ подразумевается плотность испаряемых атомов в данной точке пространства.

Наблюдаемая в эксперименте область интенсивной ионизации вблизи тигля имеет, как правило, шарообразную форму. Кроме того, при отсутствии смачивания расплавленный металл так же имеет форму шара за счет сил поверхностного натяжения для тигля небольших размеров. Поэтому, при построении математической модели рассматривается сферическая система координат.

В случае сферически симметричной системы уравнение непрерывности можно представить в виде

$$\frac{1}{r^2} \frac{d}{dr} (r^2 \cdot J_i(r)) = J_{be}(r) \cdot \sigma_i \cdot n_a(r), \quad (3)$$

где $J_{be}(r) = e \cdot v_{be}(r) \cdot n_{be}(r)$ – плотность тока пучка электронов.

Полагая малую степень ионизации испаряемого вещества, распределение концентрации нейтральных атомов $n_a(r)$ по радиусу для сферически симметричной системы можно оценить из уравнения непрерывности

$$\frac{1}{r^2} \frac{d}{dr} (r^2 \cdot F_a(r)) = 0,$$

где $F_a(r)$ – плотность потока нейтральных атомов испаряемого вещества.

В качестве граничного условия выбирается плотность потока атомов на испаряющей поверхности радиуса r_m , что в случае максвелловской функции распределения частиц по скоростям определяется выражением $F_a(r_m) = n_a(r_m) \cdot v_a / 4$, где $n_a(r_m)$ – концентрация атомов у поверхности испаряемого материала, $v_a = \sqrt{8 k T_a / \pi M_a}$ – средняя арифметическая скорость.

Пренебрегая изменением температуры атомов в пространстве, учитывая граничное условие, после интегрирования получаем распределение концентрации нейтральных атомов $n_a(r)$ вблизи испаряющей поверхности

$$n_a(r) = n_a(r_m) (r_m / r)^2 \quad (4)$$

В условиях низких давлений и невысоких концентраций пара пространственное распределение плотности тока электронного пучка также можно получить из уравнения непрерывности в аксиально-симметричном случае

$$\frac{1}{r^2} \frac{d}{dr} (r^2 \cdot J_{be}(r)) = 0.$$

Учитывая, что величина плотности тока пучка $J_{be}(r_{cl})$ на внешней границе слоя соответствует значению плотности тока электронов плазмы J_{pe} , после интегрирования получаем

$$J_{be}(r) = J_{pe} (r_{cl} / r)^2. \quad (5)$$

После подстановки выражений (4) и (5) уравнение (3), описывающее плотность потока ионов испаряемого вещества в сторону газоразрядной плазмы примет окончательный вид:

$$\frac{1}{r^2} \cdot \frac{d}{dr} \cdot (r^2 \cdot J_{ia}) = J_{pe} \sigma_i n_a(r_m) \cdot \left(\frac{r_m}{r}\right)^2 \cdot \left(\frac{r_{cl}}{r}\right)^2.$$

Проинтегрировав данное выражение по r от r_m до r_{cl} с учетом того, что при $r = r_m$ плотность тока ионов J_{ia} равна 0 (все рождающиеся в слое ионы движутся от тигля к внешней границе слоя), получаем:

$$J_{ia} = J_{pe} \cdot \sigma_i \cdot n_a(r_m) \cdot r_m^2 \cdot \left(\frac{1}{r_m} - \frac{1}{r_{cl}}\right).$$

Для безразмерной толщины слоя $\xi = r_{cl}/r_m$, получаем

$$\frac{J_{ia}(\xi)}{J_{pe}} = \sigma_i \cdot n_a(r_m) \cdot r_m \cdot \frac{\xi - 1}{\xi} \quad (6)$$

2.2. Влияние баланса мощности на тигле на концентрацию атомов в приповерхностном слое

Концентрация атомов у поверхности испаряемого вещества $n_a(r_m)$, входящая в выражение (6) существенным образом зависит от температуры тигля, которая, в свою очередь, определяется подводимой мощностью. Баланс энергии можно записать в виде $P_e = P_{изл} + P_{пар} + P_T + P_{ион}$,

где P_e – мощность подводимая к тиглю приповерхностным электронным пучком;

$P_{изл}$ – мощность, отводимая за счет излучения;

$P_{пар}$ – мощность, затрачиваемая на испарение рабочего вещества;

P_T – мощность, отводимая за счет теплопроводности конструкции;

$P_{ион}$ – мощность, затрачиваемая на ионизацию испаренных атомов в слое.

Как показывают простые оценки для температур тигля свыше 2000 °С, более 90% мощности расходуется на излучение $P_{изл}$. Поэтому, для оценочных расчетов вкладом остальных членов вполне можно пренебречь. Мощность излучения можно оценить из закона Стефана-Больцмана $P_{изл} = S_m \cdot \sigma \cdot T_m^4$, где S_m – общая площадь поверхности тигля, σ – постоянная Стефана-Больцмана, T_m – температура тигля.

Мощность P_e , подводимая к тиглю, определяется выражением $P_e = I_{be} \cdot U_0 - I_{be}^2 \cdot R_b$,

где I_{be} – ток приповерхностного электронного пучка;

U_0 – ЭДС источника питания;

R_b – балластное сопротивление в цепи питания тигля.

В случае однородной плазмы $I_{be} = J_{pe} \cdot S_{cl} = 4\pi r_{cl}^2 J_{pe}$.

Таким образом, уравнение баланса энергий для сферического тигля радиусом r_m преобразуется к виду: $4\pi r_{cl}^2 J_{pe} (U_0 - 4\pi r_{cl}^2 J_{pe} R_b) = 4\pi r_{cl}^2 \cdot \sigma \cdot T_m^4$. С учетом безразмерного радиуса слоя ξ температура тигля определяется выражением

$$T_m = \sqrt[4]{\frac{1}{\sigma} \xi^2 J_{pe} (U_0 - 4\pi r_m^2 \xi^2 J_{pe} R_b)}. \quad (7)$$

Согласно [12], давление насыщенного пара определяется выражением $p = A \cdot e^{\alpha T_m}$, где A и α – коэффициенты, характерные для определенного типа испаряемого материала. Их значения для некоторых элементов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Значения коэффициентов для расчета давления насыщенных паров металлов при термоиспарении

Металл	$\alpha \cdot 10^{-2}$	A
Al	1,957	$2,615 \cdot 10^{-12}$
Cu	1,933	$1,356 \cdot 10^{-12}$
Fe	1,736	$3,144 \cdot 10^{-12}$
Ni	1,586	$1,268 \cdot 10^{-11}$
Ti	1,46	$1,769 \cdot 10^{-12}$
Mn	2,312	$7,544 \cdot 10^{-15}$
Cr	1,983	$6,772 \cdot 10^{-16}$
Co	1,716	$5,73 \cdot 10^{-15}$

Из выражения для газокинетического давления, приравняв температуру пара температуре тигля, получаем значение концентрации атомов у испаряемой поверхности:

$$n_a(r_m) = \frac{A}{k T_m} e^{\alpha T_m}.$$

Тогда подставив это в выражение (6), получим:

$$\frac{J_{ia}}{J_{ip}} = \sigma_i \mu \frac{A}{k T} e^{\alpha T_m} \cdot r_m \frac{\xi - 1}{\xi}. \quad (8)$$

2.3. Начальная толщина двойного слоя

Стабилизация двойного слоя наступает, когда сравниваются концентрации термоионной анодной плазмы и газоразрядной плазмы на границах слоя. Или, другими словами, сравниваются потоки ионов рабочего вещества с испаряемого анода и ионов из газоразрядной плазмы. Тогда условием стабилизации будет

$$J_{ia}/J_{ip} = 1. \quad (9)$$

Рассмотрим начальный момент, когда образовавшийся у поверхности анода ДС начинает отходить от анода. При этом еще выполняется условие (9). Тогда выражение (8) примет вид

$$1 = G \frac{e^{\alpha T_m}}{T_m} \cdot r_m \frac{\xi - 1}{\xi}, \quad (10)$$

где $G = \frac{\sigma_i \mu A}{k}$

Толщина двойного слоя $l_{cl} = r_{cl} - r_m$ или через выше введенные обозначения $l_{cl} = r_m (\xi - 1)$. С другой стороны из закона "3/2"

$$l_{cl} = \sqrt{\frac{1}{9\pi} \sqrt{\frac{2e}{m_e}} \cdot \frac{U^{3/2}}{J_{ip}}} = \sqrt{\frac{1}{9\pi} \sqrt{\frac{2e}{m_e}} \cdot \frac{U^{3/2}}{\mu J_{ip}}},$$

где U – падение напряжения в ДС.

Приравняв правые части последних выражений и выразим U .

$$U = \sqrt[3]{(9\pi \mu J_{ip} r_m^2 \cdot (\xi - 1)^2 \cdot (m_e/2e))}.$$

Обозначив $B = \sqrt[3]{(9\pi \mu J_{ip})^2 \cdot (m_e/2e)}$ получим

$$U = B \cdot \sqrt[3]{(r_m^2 \cdot (\xi - 1)^2)^2}. \quad (11)$$

Заметим, что в выражении для температуры анода (7) множитель $(U_0 - 4\pi r_m^2 \mu \xi^2 J_{ip} R_b)$ определяет падение напряжения на двойном слое.

Следовательно,

$$U = U_0 - 4\pi r_m^2 \mu \xi^2 J_{ip} R_b. \quad (12)$$

Подставив правую часть уравнения (12) в (7) получим соотношение для температуры анода в следующем виде:

$$T_m = \sqrt[4]{\frac{1}{\sigma} \xi^2 \mu J_{ip} B \cdot \sqrt[3]{(r_m^2 \cdot (\xi - 1)^2)^2}}. \quad (13)$$

Подставляя (13) в (10). Условие стабилизации примет вид

$$1 = \frac{G e^{\alpha \sqrt[4]{\frac{1}{\sigma} \xi^2 \mu J_{ip} B \cdot \sqrt[3]{(r_m^2 \cdot (\xi - 1)^2)^2}}}}{\sqrt[4]{\frac{1}{\sigma} \xi^2 \mu J_{ip} B \cdot \sqrt[3]{(r_m^2 \cdot (\xi - 1)^2)^2}}} \cdot r_m \frac{\xi - 1}{\xi}. \quad (14)$$

Полученное уравнение решается численно относительно ξ . Решением данного уравнения является начальная толщина ДС $l_{cln} = \xi_n \cdot r_m$, при которой слой стабилизирован у анода. ЭДС источника питания U_0 в этом случае запишется в виде

$$U_0 = U_{cln} + 4\pi r_m^2 \mu \xi_n^2 J_{ip} R_b, \quad (15)$$

где U_{cln} – падение потенциала на ДС для пороговой толщины ξ_n .

При увеличении J_{ia} , когда $J_{ia} > J_{ip}$, слой начинает отходить от анода. Падение напряжения на ДС описано уравнением (12). Подставим в (12) правую часть выражения (15).

Получаем

$$U_0 - 4\pi r_m^2 \mu \xi^2 J_{ip} R_b = U_{cln} - 4\pi r_m^2 \mu J_{ip} R_b (\xi^2 - \xi_n^2).$$

Подставляем правую часть полученного выражения в уравнение для температуры тигля (8).

Тогда с учетом (8) выражение (7) примет следующий вид:

$$\frac{J_{ia}}{J_{ip}} = \frac{G r_m \frac{\xi - 1}{\xi} \cdot e^{\alpha \sqrt[4]{\frac{1}{\sigma} \xi^2 \mu J_{ip} (U_{cln} - 4\pi r_m^2 \mu J_{ip} R_b (\xi^2 - \xi_n^2))}}}{\sqrt[4]{\frac{1}{\sigma} \xi^2 \mu J_{ip} (U_{cln} - 4\pi r_m^2 \mu J_{ip} R_b (\xi^2 - \xi_n^2))}}.$$

Совместное решение полученного уравнения относительно переменной ξ ($\xi > \xi_n$) с условием стабилизации (9) характеризует поведение ДС у поверхности анода.

2.4. Обсуждение результатов

На рис. 1 представлены кривые J_{ia}/J_{ip} , рассчитанные для различных R_b . Видно, что при малых R_b (кривая 1) происходит нарушение условия (1) за счет резкого разогрева анода и сброс напряжения на ДС в катодную область генератора плазмы. При больших R_b мощности разогрева недостаточно для образования у анода плотной термоионной плазмы и ДС не образуется.

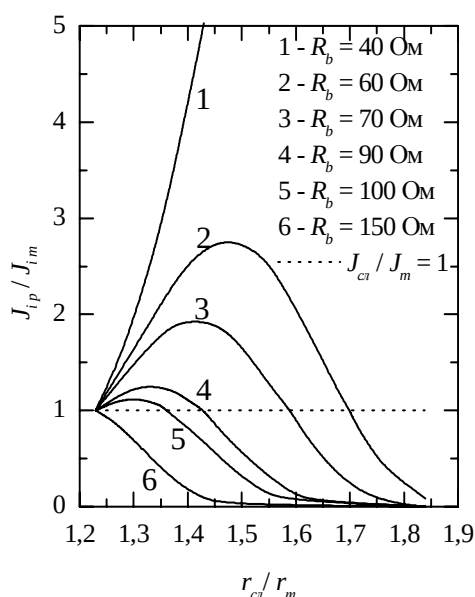


Рис. 1. Поведение ДС на фронте анодной плазмы при различных балластных сопротивлениях.

В случае, представленном на рисунке кривыми 2-5, падение напряжения на балластном сопротивлении позволяет сбалансировать мощность нагрева анода за счет увеличения внешней поверхности ДС и дает точку его стабилизации.

Кроме того, при изменении R_b в пределах существования точки стабилизации ДС, изменяется ширина слоя ξ . Таким образом можно управлять величиной падения напряжения U на ДС (11), а значит и энергией ионного потока рабочего вещества.

Литература

1. Дороднов А.М., Кузнецов А.Н., Петросов В.А.. О новом типе вакуумной дуги в парах анода с не-

расходуемым полым катодом // Письма в ЖТФ. — 1979. — Т. 5, вып. 16. — С. 1001-1006.

2. Саенко В.А. Устройства термоионного осаждения // Приборы и техника эксперимента. — 1985. — № 3. — С. 9-20.

3. Никитский В.А., Гапоненко А.Т., Журавлев Б.И. Источник потока ионизированных паров металлов // ISVTE-III. — X., 1999. — 120 с.

4. Ehrich H., Schuhmann J., Musa G. Adhesive metal films obtained by termoionic vacuum arc (TVA) deposition // Thin Solid Films. — 1998. — № 333. — P. 95-102.

5. Данилин Б.С. Применение низкотемпературной плазмы для нанесения тонких пленок. — М.: Энергоатомиздат, 1989. — 328 с.

6. Зиновьев Д.В., Целуйко А.Ф., Юнаков Н.Н. Термоионное осаждение пленок в отражательном дуговом разряде // Вісник харківського університету. Сер. фізична "Ядра, частинки, поля". — 1998. — № 421. — С. 56-61.

7. Zinoviev D.V., Tseluyko A.F., Chunadra A.G. The formation of low energy ion beams in the arc discharge // J. Tech. Phys. — 1999. — V. XL, № 1. — P. 263-266.

8. Bohm D. // Characteristics of Electrical Discharges in Magnetic Fields. — New York, 1949.

9. Andersson D. Double layer formation // Plasma Phys. — 1982. — Vol. 24, № 6. — P. 639-660.

10. Грановский В.Л.. Электрический ток в газе. — М.: Наука, 1971. — С. 338-340.

11. Blok L.P. Potential double layers in the ionosphere // Cosmic Electrodon. — 1972. — Vol. 3, № 2. — P. 349-376.

12. Евстигнеев С.И., Ткаченко А.А. Катоды и подогреватели электровакуумных приборов. — М.: Высш. шк., 1975. — 30 с.

Поступила в редакцию 29.05.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.А. Бизюков, Харьковский национальный университет им. В.Н. Каразина, Харьков.

УДК 519.63:533.9.07

С.И. ПЛАНКОВСКИЙ, О.В. ШИПУЛЬ, Е.В. ЦЕГЕЛЬНИК, В.О. ГАРИН

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

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЙ В СЕКЦИОНИРОВАННОМ КАТОДНОМ УЗЛЕ ПЛАЗМОТРОНА

Предложен подход к оценке эффективности защиты термокатода в секционированном катодном узле на основе математического моделирования вихревого течения и критерия обеспечения докритического значения парциального давления активных газов. Результаты моделирования сравниваются с экспериментальными данными. Показано, что выбор режима подачи защитного газа необходимо проводить с учетом характера течения газов в полости катодного узла и эмиссионных свойств материала термокатода. Для решения данной задачи предлагается использовать численный эксперимент на основе разработанных математических моделей.

плазмотрон, полый катод, термоэмиссия, математическое моделирование, отравление, газодинамические характеристики, вихревое течение

Введение

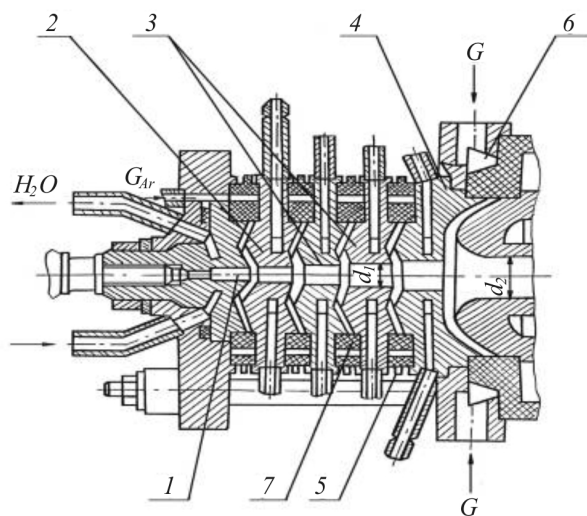
Постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами. Плазмотроны, работающие на агрессивных газах, имеют большие перспективы применения в промышленности. Для их широкого внедрения необходимо обеспечить высокий уровень надежности и ресурса. Технические характеристики плазмотронов с охлаждаемыми электродами достигли значений, близких к предельным. Это подтверждается прекращением роста их ресурса на протяжении последних двадцати лет. В этой связи перспективным является применение в плазмотронах секционированных катодных узлов с термокатадами. Однако до настоящего времени не разработаны обоснованные методы выбора способов и режимов подачи защитного газа в таких катодных узлах. В настоящей работе предлагается подход к решению данной задачи на основе методов математического моделирования с учетом фундаментальных свойств термоэмиссионных материалов.

Анализ последних исследований и публикаций. Идея применения секционированного катодного узла для плазмотронов, работающих на агрессивных газах, была впервые высказана в работах

В.Л.Дзюбы [1]. Модуль катодного узла состоит из термокатода, помещенного в охлаждаемый катододержатель и секционированного канала, состоящего из промежуточных секций (рис. 1). Рабочий газ подается через тангенциальные отверстия в вихревой камере плазмотрона, а защитный – через завихрители между промежуточными секциями. В последующих модификациях использовалась дополнительная осевая подача защитного газа. По данным работ [1, 2] эффективная защита термокатода в секционированном катодном узле достигается при расходах защитного газа не превышающих 0,1% расхода рабочего газа. Данный вывод делался на основании экспериментальных продувок на моделях, в ходе которых определялось распределение статического давления.

Однако на основании таких измерений нельзя судить об эффективности защиты термокатода, поскольку она определяется составом атмосферы у эмиссионной поверхности. С учетом этого в работах [3, 4] для выбора режимов подачи защитного газа обосновано применение критерия обеспечения докритического давления активных газов. Значение этого давления определяется по результатам испытаний эмиссионных материалов на отравляемость и

для большинства материалов находится в диапазоне $10^{-4} \dots 10^{-3}$ Па.



1 – термокатод; 2 – катододержатель;
3 – промежуточные секции; 4 – переходная секция;
5 – изоляторы; 6 – вихревая камера рабочего газа;
7 – вихревая камера защитного газа

Рис. 1. Секционированный катодный узел [2]

Кроме того, проведение натурных экспериментов является очень трудоемким способом получения информации. Более эффективными являются методы численного эксперимента, которые при применении современных интегрированных CAD/CAE систем позволяют получать не только большой объем информации, но и имеют широкие возможности ее анализа, в том числе при варьировании геометрических параметров модели.

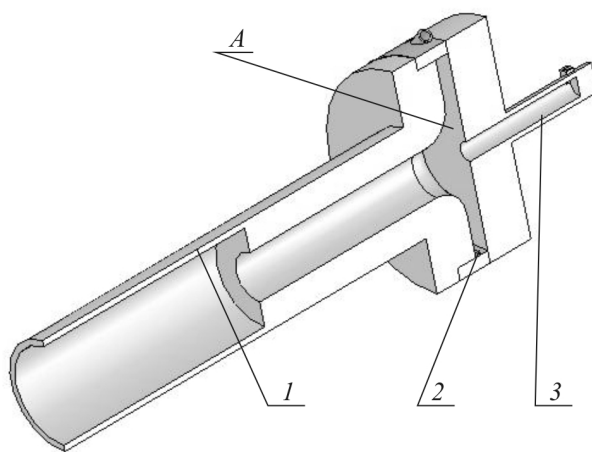
Целью работы является анализ эффективности защиты термокатада в секционированном на основе совместного применения методов математического моделирования и критерия обеспечения докритического давления активных газов.

Результаты исследования и их обсуждение

1. Описание решаемой задачи и используемых математических моделей

Объектом исследования является модель плазмотрона, включающая катодный и анодный узлы, разделенные вихревой камерой подачи воздуха (рис.2). В работе [2] приводятся результаты эксперимен-

тальных продувок данного узла при подаче только воздуха и совместной подаче воздуха и аргона. Аргон подавался в катодный канал через два тангенциальных отверстия. В ходе экспериментов зондовым методом проводились измерения профиля статических давлений на стенке *A* вихревой камеры и в катодном канале.



1 – анодный узел; 2 – вихревая камера;
3 – катодный узел

Рис. 2. Модель плазмотрона

Для обеспечения возможности сравнения результатов моделирования с экспериментальными исследованиями расчеты проводились для случая холодной продувки катодного узла. Геометрические размеры модели, а также значения расходов воздуха и аргона соответствовали данным работы [2]. Влиянием гравитационных сил на течение газов в полости катодного узла пренебрегали.

При определении фракционного состава при совместной подаче аргона и воздуха использовалась модель однофазного двухкомпонентного течения. Для определения состава смеси при совместной подаче аргона и воздуха математическая модель дополнялась уравнением концентрации:

$$\rho \frac{\partial c}{\partial t} + \rho \mathbf{V} \text{grad } c = \text{div}(\rho(D + \mu_m) \text{grad } c),$$

где μ_m – динамический коэффициент турбулентной вязкости, c – массовая концентрация.

Так как характеристики отравляемости эмиссионных материалов обычно строят в зависимости от

парциального давления воздуха, полученные значения массовой концентрации использовались для определения парциального давления компонент смеси. Оценка эффективности защиты термокатада велась на основе критерия обеспечения докритического значения давления воздуха

$$P_{\theta} = \frac{cP \mu_{Ar}}{c\mu_{Ar} + (1-c)\mu_{\theta}} \leq P_{кр}.$$

2. Исследование однокомпонентного течения.

На первом этапе проводилось моделирование однокомпонентного течения при подаче воздуха через вихревую камеру.

Для дискретизации расчетной области, заключенной в полости модели плазмотрона, включая определение поверхностного слоя и специальных регионов входов и выхода, использованы тетраэдры, гексаэдры и призмы (рис. 3). Определены рациональные размеры конечных элементов из условия удовлетворения двум критериям качества – *Aspect* и *Min angle*. Первый критерий представляет собой отношение вписанной сферы к описанной вокруг элемента, а второй – минимальный угол, определяет качество на отдельных гранях элемента. Для CFD-расчетов приемлемы параметры *Aspect* не ниже 0,3 и *Min angle* не менее 20°.

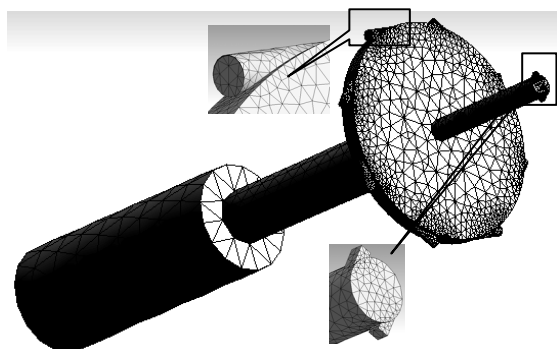


Рис. 3. КЭ модель внутренней полости плазмотрона

При расчетах варьировался массовый расход воздуха и диаметр сливного отверстия анодного узла.

На рис. 4 представлены радиальные профили статических давлений на поверхности *A* при

$G_{Ar} = 0$, полученные расчетным и экспериментальным методом. Расхождение расчетных и экспериментальных данных не превышает 5%, что подтверждает адекватность численных результатов.

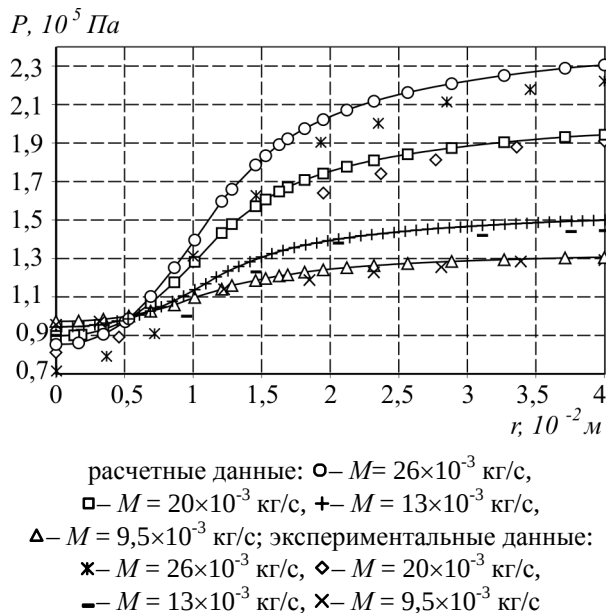


Рис. 4. Радиальные профили статического давления на торцевой поверхности *A* катода при различных массовых расходах воздуха

Одной из задач исследования была предварительная оценка возможности применения для решения рассматриваемых задач тех из моделей турбулентности, которые реализованы в коммерческих CFD пакетах. Среди них рассматривались наиболее применяемые варианты двухпараметрической $k - \epsilon$ модели.

Многочисленные публикации свидетельствуют о том, что с помощью уравнений $k - \epsilon$ модели удастся достаточно адекватно описать широкий класс турбулентных течений. Однако, например, при описании закрученных течений модель дает некорректные результаты [10]. Многие авторы отмечают, что уравнения $k - \epsilon$ модели справедливы только для развитого турбулентного течения. В окрестности же твердых поверхностей необходимо специальное рассмотрение постановки граничных условий для кинетической энергии турбулентности (k), диссипации этой энергии (ϵ) и касательной компоненты вектора скорости (ω) вблизи стенки.

Для обоснованного назначения режима подачи защитного газа особенно важным становится моделирование потоков в пристеночной области корпуса катодного узла. Из-за того, что скорость вязкого газа вблизи стенки мала, именно здесь следует ожидать прорыва активных газов в прикатодную область. Поэтому применение стандартной $k-\varepsilon$ модели для выбора геометрии проточной части катодных узлов и режимов подачи защитного газа может привести к ошибкам.

Дальнейшие модификации стандартной $k-\varepsilon$ модели в некоторой степени позволили устранить ее недостатки. RNG $k-\varepsilon$ модель была разработана на основе строгих статистических методов. Основные отличия RNG $k-\varepsilon$ от стандартной $k-\varepsilon$ модели заключаются в следующем. В стандартной модели значения констант получены на основе ее подгонки под экспериментальные результаты. Многочисленные попытки введения новых эмпирических функций и коэффициентов являются довольно типичными для исследований в области моделирования турбулентности. Они вызваны стремлением улучшить поведение решения в той или иной характерной области – вблизи стенки, в зоне развитой турбулентности или турбулентного следа. Анализ таких исследований показывает, что, к сожалению, обычно подобные модификации приводят к улучшению совпадения с экспериментальными данными для одних задач и ухудшению – для других.

RNG модель дает аналитические выражения для констант. Это особенно значимо в отношении констант уравнения для ε , так как способ его получения и значения констант неоднократно подвергались анализу и критике [11]. Дополнительное условие в уравнении скорости турбулентной диссипации ε в RNG $k-\varepsilon$ модели улучшает точность решения высоконапряженных потоков. Дополнительный параметр, учитывающий циркуляцию турбулентности, улучшает точность расчета течений с закруткой потока. RNG теория предлагает аналитическую фор-

мулу турбулентных чисел Прандтля, в то время, как в стандартной $k-\varepsilon$ модели данный параметр является константой.

В то время, как стандартная $k-\varepsilon$ модель является высокорейнольдсовой моделью, RNG теория предоставляет полученную аналитическим путем дифференциальную формулу эффективной вязкости, что более приемлемо при расчете низкорейнольдсовых течений, которые наиболее часто встречаются в промышленном плазменном оборудовании. Эти особенности делают RNG $k-\varepsilon$ модель более точной и надежной для широкого диапазона турбулентных течений, в частности – при моделировании течения газов в электродуговых плазменных генераторах [11].

При проведении численных экспериментов для модели катодного узла результаты, полученные при применении RNG $k-\varepsilon$ модели и классической $k-\varepsilon$ модели оказались довольно близкими (рис. 5).

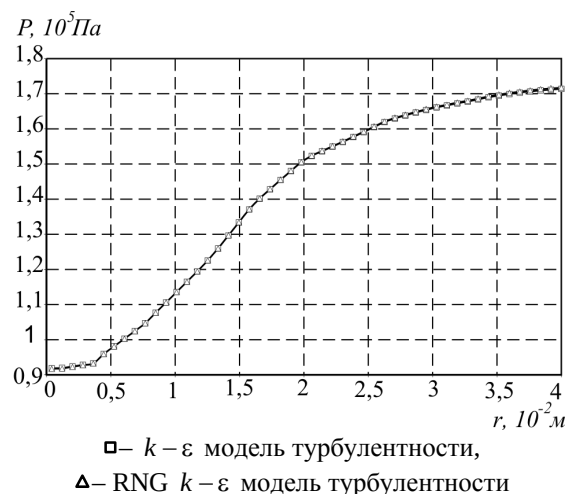
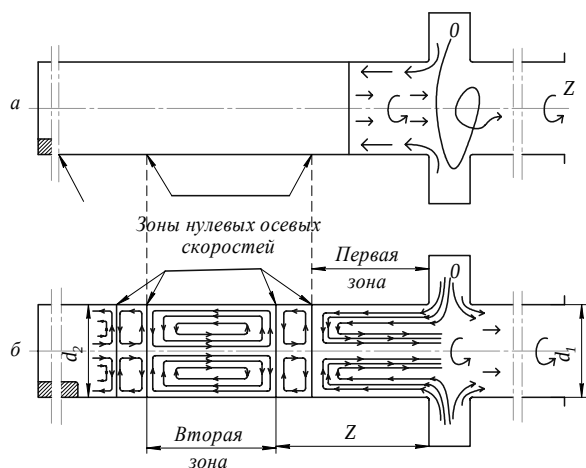


Рис. 5. Радиальные профили статического давления на торцевой поверхности А катода при различных моделях турбулентности

Однако сходимость решения для всех величин расходов воздуха при применении RNG $k-\varepsilon$ модели была более высокой. Так, например, для двух величин расхода (13×10^{-3} и 20×10^{-3} кг/с) расчет был остановлен при достижении заданного уровня сходимости решения ($RMS = 10^{-4}$), что не наблюдалось при применении классической $k-\varepsilon$ модели. Этот

результат с учетом приведенных выше замечаний свидетельствует о предпочтительности применения RNG $k-\varepsilon$ модели по сравнению с классической $k-\varepsilon$ моделью при моделировании вихревых течений в катодных узлах.

В работе [2] на основании измерений профиля статического давления в канале катодного узла модели сделан вывод о существовании защитного барьера (область локального повышения давления), появление которого связано с различием тангенциальных скоростей встречных потоков защитного и рабочего газа. Однако такой характер профиля давления вдоль оси катодного узла может быть объяснен исходя из характера течения газа в катодной полости. В ней может образовываться несколько характерных зон с циркуляционным течением (рис. 6). Исходя из такой картины течения, повышение статического давления должно наблюдаться в зонах нулевых осевых скоростей. Для защиты термокатода такой характер течения в полости катодного узла является скорее нежелательным, так как способствует проникновению в прикатодное пространство активных газов из вихревой камеры.



а – схема течения через прозрачные стенки;
б – схема радиальных и осевых течений газа

Рис. 6. Картина течения газа в плазмотроне с глухим электродом [6]

Для оценки степени эффективности защиты термокатода при указанных в работе [2] режимах подачи аргона были рассчитаны скорости течения в полости катодного узла (рис. 7) и определено распре-

деление парциального давления воздуха по оси катодной полости (рис. 8). Полученные результаты качественно совпадают с данными работы [6]. И свидетельствуют о том, что вывод о существовании защитного барьера внутри катодного узла, сделанный в работе [2] является не вполне корректным.

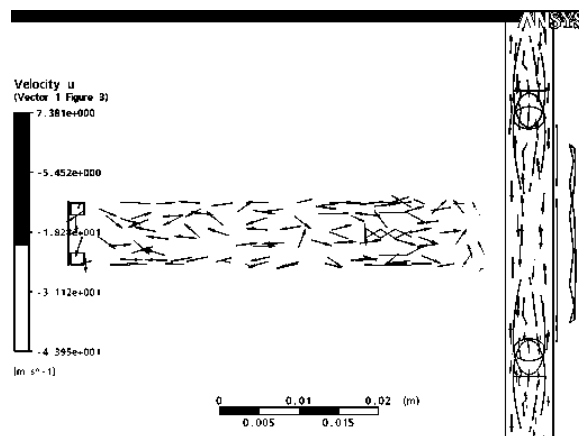


Рис. 7. Вектора скорости в катодном узле

С точки зрения обеспечения эффективной защиты термокатода от воздействия активных газов соотношение расхода аргона и воздуха и геометрические параметры вихревой камеры должны определяться из условия минимизации скорости течения воздуха в сторону катода.

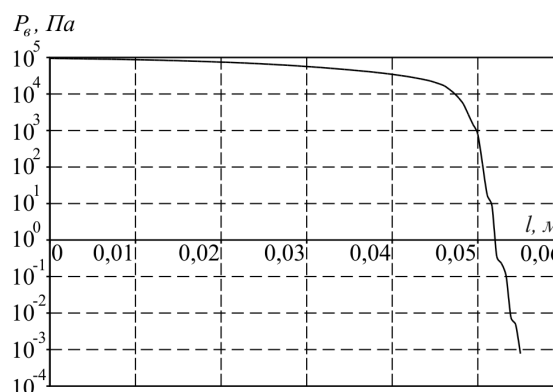


Рис. 8. Распределение парциального давления воздуха катодной полости по оси катода

Кроме того, следует оценить возможности применения при расчетах потенциально более точных в пристеночной области моделей турбулентности ($k-\omega$ и SST), использование которых, однако, требует расчетных сеток более высокого качества. Результаты таких исследований будут приведены в последующих публикациях.

Заключение

Показано, что сделанный на основе экспериментальных продувок вывод о существовании защитного барьера в полости катодного узла плазмотрона является не вполне корректным. Повышение статического давления на оси катодной полости связано с изменением направления циркуляционного течения воздуха, что подтверждается результатами математического моделирования.

Для моделирования вихревого течения в полости плазмотронов RNG $k-\varepsilon$ модель предпочтительнее, чем классическая $k-\varepsilon$ модель турбулентности.

Выбор режима подачи защитного газа и оптимизацию геометрических параметров вихревых камер плазмотронов с секционированными катодными узлами необходимо вести на основе численных экспериментов с применением критерия обеспечения докритического парциально давления активных газов. Величина данного давления однозначно определяется по результатам исследований эмиссионных материалов на отравляемость.

Работа выполнена при поддержке ДФФД в рамках проекта Ф25.4/112.

Литература

1. Дзюба В.Л. Обобщение экспериментальных и теоретических исследований по созданию высокоресурсных электротермических плазменных генераторов: Дис...д-ра техн. наук: 05.09.10. – Коммунарск, 1989. – 401 с.
2. Дзюба В.Л., Корсунов К.А. Физика, техника и применение низкотемпературной плазмы. – Луганск: ВНУ им. В. Даля, 2007. – 448 с.
3. Кривцов В.С., Планковский С.И. Проблемы создания высокоресурсных сильноточных электродуговых плазмотронов./ *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – №7 (23). – С.7-21.
4. Кривцов В.С., Планковский С.И., Цегельник С.В., Островский С.К., Таран А.О., Лоян А.В.

Газодинамічні характеристики потоку інертного газу в каналі плазмотрона // *Наукові вісті НТУУ "КПІ"*. – 2006. – № 2. – С. 87-99.

5. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа: Учебн. для ВУЗов. – М.: Дрофа, 2003. – 840 с.
6. Жуков М.Ф., Смоляков В.Я., Урюков Б.А. Электродуговые нагреватели газа (плазмотроны). – М.: Наука, 1973. – 232 с.
7. Слободянюк В.С. Моделирование вихревых и турбулентных явлений в электродуговых устройствах: Дис...д-ра техн. наук: 01.04.14. – Бишкек, 1996. – 376 с.
8. Jones W.P, Launder B.E. The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence // *Int. J. Heat and Mass Transfer*. – 1972. – V. 15. – P. 301-314.
9. Launder B.E. Sharma B.I. Application of the energy dissipation model of turbulence to the calculation of flow near spinning disc // *Letters in Heat and Mass Transfer*. – 1974. –V.1, № 2. – P. 131-138.
10. Jones W.P, Launder B.E. The calculation of low Reynolds number phenomena with a two-equation model of turbulence // *Int. J. Heat and Mass Transfer*. – 1973. – V. 16. – P. 1119-1124.
11. Алямовский А.А. SolidWorks. Компьютерное моделирование в инженерной практике. – СПб.: БХВ_Петербург, 2005. – 800 с.
12. Волков Э.П., Зайчик Л.И., Першуков В.А. Моделирование горения твердого топлива. – М.: Наука, 1994. – 320 с.
13. Соломатов В.В. Математическое моделирование процессов в электродуговых генераторах низкотемпературной плазмы: Дис...канд. физ. – мат. наук: 05.13.18. – Новосибирск, 2003. – 148 с.
14. Wilcox D.C. Turbulence modeling for CFD. – DCW Industries, Inc. La Canada, California, 1994. – 460 p.

Поступила в редакцию 30.05.2008

Рецензент: д-р. техн. наук, проф. А.И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 535(023)

Н.Г. ТОЛМАЧЕВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского, "ХАИ", Украина

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОЦЕНКА ФИЗИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КВАНТА „ТЕМНОЙ” ЭНЕРГИИ

Впервые предложены модели определения и произведена количественная оценка физических параметров субстанции, именуемой „темной” энергией. Такое исследование осуществлено с использованием гипотезы би-вещества, состоящего из барионных и тахионных квантов при следующих допущениях: кванты „темной” энергии, „темной” массы и барионного (светящегося) вещества полностью заполняют условный куб Эвклидова пространства, а по энергиям, затрачиваемым этими квантами на взаимодействия друг с другом, выполняется закон сохранения энергии. Показано, что квант „темной” энергии не обладает потенциальной энергией, так как не имеет определенной геометрической формой, вследствие чего способен совместно с квантами би-вещества реализовать дискретность и непрерывность пространства.

„темная” энергия, гипотеза би-вещества, барионный и тахионный кванты, энергетические модели измерения

Введение

В начале XXI века произошло весьма важное событие: в феврале 2003 года появились на свет знаменитые «Карты Уилкинсона» как этапное явление в современном естествознании [1]. Эти карты получены на основе обработки материалов космического зонда Microwave Anisotropy Probe (МАП) по оценке распределения температуры остаточного космического излучения во всем пространстве Вселенной. На них хорошо различаются участки, отличающиеся друг от друга на 2–2,5 миллионных градуса, размеры неоднородностей примерно одинаковые, а значит, Вселенная не увеличивает одни из них и не уменьшает другие, что должно было быть в „изогнутом”, как линза, пространстве, и, следовательно, пространство Вселенной является эвклидовым.

Доказано, что материя Вселенной состоит (рис. 1) на 4 % из обычного светящегося вещества и на 26% – из так называемой „темной” массы, природа которой до сих пор неизвестна.

На остальные 70 % приходится так называемая „темная” энергия тоже неизвестной природы.

Исходя из факта существования в природе наблюдаемой и оптически ненаблюдаемой материи, в

работе [3] предложена гипотеза би-вещества (рис. 2) состоящего из барионного и тахионного квантов, каждый из которых обладает потенциальной и кинетической энергиями, а часть энергии они затрачивают на взаимодействие друг с другом (рис. 2).



Рис. 1. Распределение светящегося вещества, „темной” массы и „темной” энергии во Вселенной

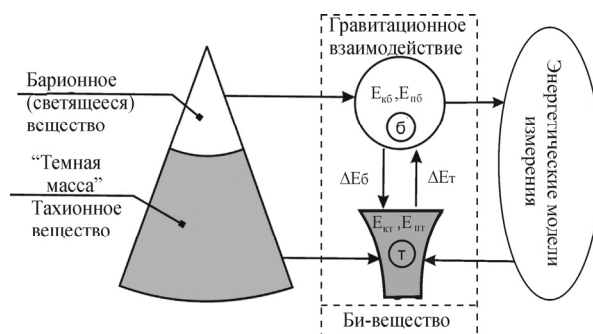


Рис. 2. Схема взаимодействия барионного (б) и тахионного (т) квантов в би-веществе: E_k и E_p – кинетические и потенциальные энергии квантов; $\Delta E_{б,т}$ – работы квантов, затрачиваемые на гравитационное взаимодействие

При этом под барионным квантом подразумевается порция барионного (светящегося) вещества, которой присущи все наблюдаемые в настоящее время физические параметры, в том числе и скорости взаимодействий, равные (или меньшие) скорости света.

Тахионный же квант представляет несветящееся

вещество “темной” массы со скоростями гравитационного взаимодействия, большими скоростей света.

На основе такого подхода и получены энергетические модели измерения физических параметров в тахионном кванте (табл. 1), идентифицируемом с „темной” массой.

Таблица 1

Энергетические модели измерения некоторых физических параметров в квантах би-вещества

Физические параметры	В барионном кванте – (светящееся вещество)	В тахионном кванте – „темная” масса
Давления	$P_{\bar{b}} = \frac{E_{\bar{b}\bar{o}}^{9/2} E_{\bar{b}m}^{3/2} \Delta E_m^{3/2}}{E_{\bar{b}\bar{o}}^{9/4} E_{\bar{b}m}^{9/4} \Delta E_{\bar{b}}^{7/2}}$	$P_m = \frac{E_{\bar{b}\bar{o}}^{9/2} E_{\bar{b}m}^{3/2}}{E_{\bar{b}\bar{o}}^{9/4} E_{\bar{b}m}^{9/4} \Delta E_{\bar{b}}^{3/2} \Delta E_m^{1/2}}$
Температуры	$T_{\bar{b}} = E_{\bar{b}\bar{o}} E_{\bar{b}m} \Delta E_{\bar{b}}$	$T_m = E_{\bar{b}m} E_{\bar{b}\bar{o}} \Delta E_m$
Мольные объёмы	$V_{\bar{b}\bar{o}} = \frac{E_{\bar{b}\bar{o}}^{5/2} E_{\bar{b}m}^{5/2} \Delta E_{\bar{b}}^{17/4}}{E_{\bar{b}\bar{o}}^3 E_{\bar{b}m}^{3/4} \Delta E_{\bar{b}}}$	$V_{mm} = \frac{E_{\bar{b}\bar{o}}^{5/2} E_{\bar{b}m}^{5/2} \Delta E_{\bar{b}}^{5/4} \Delta E_{\bar{b}}}{E_{\bar{b}\bar{o}}^3 E_{\bar{b}m}^{3/4}}$
Газовые постоянные	$R_{\bar{b}}^c = R_m^c = \frac{\Delta E_m^{1/2}}{E_{\bar{b}\bar{o}}^{1/4} E_{\bar{b}m}^{1/4} E_{\bar{b}\bar{o}}^{3/2} E_{\bar{b}m}^{1/2} \Delta E_m^{1/2}}$	

В рамках гипотезы би-вещества предложен и новый метод использования энергетических моделей (табл. 1) для оценки основных физических параметров его квантов.

Этот метод базируется на основных законах классической механики и термодинамики, а также

достижений в оценке физических констант характеризующих барионное вещество, что и позволило определить численные значения энергий взаимодействующих квантов (табл. 1), а это в свою очередь – численные значения известных и неизвестных искомым физических параметров (табл. 2).

Таблица 2

Численные значения физических параметров барионного (б) и тахионного (т) квантов в условиях гравитационного взаимодействия

Физические параметры	Единицы измерения	Численные значения	
		в барионном кванте (б)	в тахионном кванте (т)
1	2	3	4
Энергии: – кинетическая – потенциальная – работа	Дж	$E_{\bar{b}\bar{o}}=3,771279 \cdot 10^{-21}$ $E_{\bar{b}m}=9,3036834 \cdot 10^{-50}$ $\Delta E_{\bar{b}}=3,771279 \cdot 10^{-21}$	$E_{\bar{b}\bar{o}}=7,7850123 \cdot 10^{71}$ $E_{\bar{b}m}=7,7850123 \cdot 10^{71}$ $\Delta E_{\bar{b}}=2,246108 \cdot 10^{-21}$
Объёмы	м ³	$V_{\bar{b}\bar{o}}=3,7219678 \cdot 10^{-26}$	$V_{\bar{b}m}=7,8632294 \cdot 10^{-27}$
Массы	кг	$M_{\bar{b}}=1,1295258 \cdot 10^{-12}$	$M_{\bar{b}}=2,786545 \cdot 10^{-41}$
Плотности	кг/м ³	$\rho_{\bar{b}}=3,0347717 \cdot 10^{13}$	$\rho_{\bar{b}}=3,5437745 \cdot 10^{-15}$
Силы взаимодействия	Н	$F_{\bar{b}}=F_{\bar{b}}=1,1295285 \cdot 10^{-12}$	
Давления	Па	$P_{\bar{b}}=101324,92$	$P_{\bar{b}}=285648,19$
Температуры	°К	$T_{\bar{b}}=273,151106$	$T_{\bar{b}}=6,59445166 \cdot 10^{30}$
Газовые постоянные	Дж/кг·К	$R_{\bar{b}}^c=R_{\bar{b}}^c=1,2223218 \cdot 10^{-11}$	

Постановка задачи

Поскольку свойства вещества а кванте "темной" массы оказались наблюдаемыми (см. колонку 4 в табл. 2), то наблюдаемым можно считать все би-вещество. И в представленной на рис. 1 триаде – "темная" энергия, "темная" масса и барионное (светящееся) вещество наблюдаемой оказалась лишь "темная" энергия.

Для выяснения её физической сущности и некоторых её параметров используем оправдавший себя подход в гипотезе би-вещества: имея известные параметры би-вещества и энергетические модели измерения определим неизвестные свойства и параметры кванта "темной" энергии, как наиболее крупной составляющей полного материального баланса (рис. 3)



Рис. 3. Соотношение "темной" энергии и би-вещества в материальном балансе Вселенной

Решение задачи

Решение такой задачи осуществим из условия, что геометрия пространства эвклидова [1], а кванты би-вещества и квант "темной" энергии полностью заполняют объем правильного условного куба V_{mo} :

$$V_{mo} = V_{mэ} + V_{mm} + V_{mб}, \quad (1)$$

где $V_{mэ}$ – мольный объем, представляющий "темную" энергию;

$V_{mб,т}$ – мольные объёмы тахионного и барионного квантов би-вещества

Величину $V_{mэ}$ можно найти из выражения (1)

$$V_{mэ} = V_{mo} - V_{mm} - V_{mб}, \quad (2)$$

поскольку численные значения V_{mm} и $V_{mб}$ найдены (см. табл. 1) с помощью энергетических моделей измерения в квантах би-вещества [4].

Значения V_{mm} и $V_{mб}$ можно определить и через геометрические формы этих квантов, представляющих собой псевдосферу и сферу [5], т.е.

$$V_{mm} = V_{mn.c} = \frac{2}{3} \pi R_{mn.c}^3, \quad (3)$$

где R_{nc} – начальный радиус псевдосферы;

$$V_{mб} = V_{mc} = \frac{4}{3} \pi R_{mc}^3, \quad (4)$$

где R_c – радиус сферы.

Так как численные значения V_{mm} и $V_{mб}$ уже найдены (табл. 1), то нетрудно подсчитать, что

$$R_{mn.c} = 2,2036946 \cdot 10^{-1}, \text{ м};$$

$$R_{mc} = 1,0417449 \cdot 10^{-1}, \text{ м}.$$

Исходя из принятого условия, т.е. эвклидовой геометрии пространства [1], можно допустить, что все три мольных объёма $V_{mэ}$, V_{mm} и $V_{mб}$ должны полностью занять правильный куб с максимальным размером ребра, равным

$$l_{mo} = 2R_{mn.c}, \quad (5)$$

и с полным объемом

$$V_{mo} = l_{mo}^3 = 8,5613887 \cdot 10^{-2}, \text{ м}^3/\text{к моль}.$$

Воспользовавшись выражением (2), найдем искомую величину мольного объема "темной" энергии в рассматриваемом условном кубе:

$$V_{mэ} = 5,8464648 \cdot 10^{-2}, \text{ м}^3/\text{к моль}.$$

Относительный мольный объем "темной" энергии в элементарном кубе составляет

$$\bar{V}_{mэ} = \frac{V_{mэ}}{V_{mo}} = 0,682887,$$

т.е. 68,2887 процента от общего объема материи в геометрическом пространстве, что достаточно близко согласуется с экспериментальными данными, приведенными на рис. 1 [1].

Количественная оценка мольного объёма "темной" энергии позволяет перейти к определению других физических параметров этой субстанции с помощью энергетических моделей измерения.

Из приведенных в табл. 1 данных следует, что работы барионного (ΔE_b) и тахионного (ΔE_t) кван-

тов не равны между собой, а значит, квант “темной” энергии должен уравновесить эту разницу, т.е. величина энергии, затрачиваемой этим квантом на взаимодействие,

$$\Delta E_{mз} = \Delta E_{mm} - \Delta E_{mб}. \quad (6)$$

Значения входящих в выражение (6) составляющих можно определить с использованием для обоих квантов газовой постоянной R^r [6]:

$$P_б V_{mб} = M_{mб} R^r T_б = \Delta E_{mб}; \quad (7)$$

$$P_m V_{mm} = M_{mm} R^r T_m = \Delta E_{mm}. \quad (8)$$

Поскольку $M_{mб}$, M_{mm} , $T_б$ и T_m известны (табл. 1), то используя выражение (6), нетрудно получить численное значение величины

$$\Delta E_{mз} = 918, 4206 \text{ Дж/к.моль}.$$

При известном значении $\Delta E_{mз}$ по ранее полученным выражениям [3] могут быть оценены и другие физические параметры субстанции, которую именуют “темной” энергией:

– элементарный геометрический объем условного кубика

$$V_з = \frac{V_{mз}}{N_A} = 9, 7084359 \cdot 10^{-26}, \text{ м}^3;$$

– длина ребра условного кубика, представляющего этот квант,

$$l_з = V_з^{1/3} = 4, 5960338 \cdot 10^{-13} \text{ м};$$

– давление в этом объеме

$$P_з = \frac{\Delta E_{mз}}{V_{mз}} = 15708, 99 \text{ Па},$$

– сила взаимодействия на гранях условного кубика

$$F_з = P_з \cdot l_з^2 = 3, 31829227 \cdot 10^{-13} \text{ Н}.$$

Значения температуры ($T_з$) и массы ($M_з$) в рассматриваемом кванте определим с использованием постоянной Больцмана [4]

$$K_{бз} = F_з R^r = 4, 0560583 \cdot 10^{-24}$$

на основе следующих зависимостей:

$$T_з = \frac{\Delta E_з}{K_{бз}} = \frac{F_з l_з}{K_{бз}} = 376, 00507 \text{ °К}; \quad (9)$$

$$M_з = \frac{P_з V_б}{R^r T_з} = 3, 3182924 \cdot 10^{-13}, \text{ кг}. \quad (10)$$

С учетом найденных параметров “темной” энергии и ранее определенных параметров барионного и тахионного квантов би-вещества представляется возможным количественно оценить все составляющие, заполняющие мольный объем куба

$$V_{mo} = 8, 56133887 \cdot 10^{-2}, \text{ м}^3/\text{к моль},$$

с образующей гранью

$$l_{mo} = 4, 4073892 \cdot 10^{-1}, \text{ м};$$

$$V_{mo} = V_{mз} + V_{mm} + V_{mб} = 8, 56133887 \cdot 10^{-2}, \text{ м}^3.$$

При этом входящие в (11) составляющие объемы соответственно таковы:

$$V_{mз} = 2, 2443683 \cdot 10^{-2}, \text{ м}^3/\text{к моль};$$

$$V_{mm} = 4, 7355759 \cdot 10^{-3}, \text{ м}^3/\text{к моль};$$

$$V_{mб} = 5, 8464648 \cdot 10^{-2}, \text{ м}^3/\text{к моль}.$$

Геометрический объем вычислим с учетом числа Авогадро:

$$V = \frac{V_m}{N_A},$$

где V – мольный объем;

N_A – число Авогадро.

В свою очередь, полный геометрический объем условного кубика состоит, естественно, из объемов квантов, заполняющих этот кубик

$$V_о = V_з + V_m + V_б = 1, 4216744 \cdot 10^{-25}, \text{ м}^3.$$

При этом, нормальные массы квантов с такими геометрическими объемами соответственно составляют

$$M_з = 3, 3182924 \cdot 10^{-13}, \text{ кг};$$

$$M_m = 2, 7866102 \cdot 10^{-41}, \text{ кг};$$

$$M_б = 1, 1295303 \cdot 10^{-12}, \text{ кг}.$$

Предложенные расчетные модели и приведенные вычисления позволяют впервые системно представить физические параметры кванта субстанции, именуемой “темной” энергией (табл. 3).

Таблица 3

Физические параметры кванта “темной” энергии

Физические параметры “темной” энергии	Модель измерения	Единицы измерения	Численные значения
Мольный объем $V_{mэ}$	$V_{mэ} = V_{mо} - V_{mт} - V_{mб}$	м ³ /к моль	$5,8464648 \cdot 10^{-2}$
Геометрический объем $V_э$	$V_э = \frac{V_{mэ}}{N_A}$	м ³	$9,7084359 \cdot 10^{-26}$
Давление $P_э$	$P_э = \frac{\Delta E_{mэ}}{V_{mэ}}$	Па	15708,99
Температура $T_э$	$T_э = \frac{\Delta E_{mэ}}{V_{mэ}}$	°К	376,005007
Масса $M_э$	$M_э = \frac{P_э V_э}{R^2 T_э}$	кг	$3,3182924 \cdot 10^{-13}$
Совершаемая работа, $\Delta E_{mэ}$	$\Delta E_{mэ} = M_{mэ} R^2 T_э$	Дж/к моль	918,4206
Кинетическая энергия $E_{кэ}$	$E_{кэ} = \Delta E_э$	Дж	$1,5251121 \cdot 10^{-21}$
Потенциальная энергия $E_{пэ}$	$E_{пэ} = E_{кэ} - \Delta E_э$	Дж	0
Плотность энергии	$e_э = \frac{E_{кэ}}{V_э}$	Дж/м ³	$1,5709 \cdot 10^4$

Используя полученные данные, можно впервые характеризовать квант “темной” энергии с помощью численных значений его физических параметров. В табл. 3 представлена часть из них, хотя нетрудно определить и многие другие, когда возникает потребность в решении конкретных задач.

Анализируя данные, приведенные в табл. 3, следует прежде всего отметить, что квант “темной” энергии не имеет потенциальной энергии ($E_{пэ}=0$), а вся его кинетическая энергия превращается в работу ($E_{кэ}=\Delta E_э$) на взаимодействие с квантом, имеющим форму псевдосферы.

Из этого обстоятельства можно сделать важный вывод о том, что квант “темной” энергии не имеет четкой геометрической формы, а значит, обладает возможностью заполнять все пространство, не занятое би-веществом в форме псевдосферы и сферы его квантов.

При наличии численных значений физических параметров характеризующих квант “темной” энергии, впервые представилась возможность оценить и сопоставить свойства трех основных субстанций, из которых состоит естественный мир (рис. 1 и 2), т.е. светящегося вещества, “темной” массы и “темной” энергии (табл. 4).

Используя данные, приведенные в табл. 3 и 4, нетрудно подсчитать, что квант “темной” энергии по мольному и геометрическому объему занимает 68,29% в общем материальном балансе, а на кванты светящегося вещества и “темной” массы приходится чуть больше тридцати процентов, что достаточно близко согласуется с данными, приведенными в работе [1] и представленными на рис. 3.

Обращает на себя внимание и тот факт, что в сравнении со светящимся квантом и квантом “темной” массы плотность энергии в кванте “темной” энергии наименьшая (табл. 4).

Квант “темной” энергии имеет и наиболее низкое давление ($P_э = 15708,99$ Па), что составляет почти одну седьмую от нормального атмосферного давления и почти в 20 раз меньше давления в кванте “темной” массы.

Следует также отметить, что приведенные в табл. 3 и 4 численные значения физических параметров кванта “темной” энергии с энергетической точки зрения определяются величиной работы, затрачиваемой этим квантом ($\Delta E_э$), которая по абсолютной величине существенно (более чем на 24 порядка) превышает $\Delta E_б$ и ΔE_m (табл. 4).

Таблица 4

Модели измерения и численные значения физических параметров
в квантах светящегося вещества; “темной” массы и “темной” энергии

Физические параметры	Единицы измерения	В кванте Светящегося вещества		В кванте “темной” массы		В кванте “темной” энергии	
		Модели определения	Численные значения	Модели определения	Численные значения	Модели определения	Численные значения
Мольный объем V_m	м ³ /к моль	$\frac{E_{\text{нб}}^{5/2} E_{\text{нм}}^{5/2} \Delta E_{\text{о}}^{17/4}}{E_{\text{кб}}^3 E_{\text{кo}}^{3/4} \Delta E_{\text{о}}}$	$2,2414 \cdot 10^{-2}$	$\frac{E_{\text{нб}}^{5/2} E_{\text{нм}}^{5/2} \Delta E_{\text{о}}^{5/4} \Delta E_{\text{о}}}{E_{\text{кб}}^3 E_{\text{кo}}^4}$	$4,7353 \cdot 10^{-3}$	$V_{\text{мз}} = V_{\text{мo}} - V_{\text{мr}} - V_{\text{мб}}$	$5,8464 \cdot 10^{-2}$
Геометрический объём V	м ³	$\frac{E_{\text{нб}}^{9/4} E_{\text{нм}}^{9/4} \Delta E_{\text{о}}^{9/2}}{E_{\text{кб}}^{9/2} E_{\text{кm}}^{3/2} \Delta E_{\text{о}}^{3/2}}$	$3,7219 \cdot 10^{-26}$	$\frac{E_{\text{нб}}^{9/4} E_{\text{нм}}^{9/4} \Delta E_{\text{о}}^{3/2} \Delta E_{\text{m}}^{3/2}}{E_{\text{кo}}^{9/2} E_{\text{km}}^{3/2}}$	$7,8632 \cdot 10^{-27}$	$V_{\text{з}} = \frac{V_{\text{мz}}}{N_A}$	$9,7084359 \cdot 10^{-26}$
Давление P	Па	$\frac{E_{\text{нб}}^{9/4} E_{\text{нм}}^{3/2} \Delta E_{\text{о}}^{3/2}}{E_{\text{кo}}^{9/4} E_{\text{km}}^{9/4} \Delta E_{\text{о}}^{7/2}}$	101324,92	$\frac{E_{\text{нб}}^{9/4} E_{\text{нм}}^{9/4}}{E_{\text{кo}}^{9/4} E_{\text{km}}^{9/4} \Delta E_{\text{о}}^{3/2} \Delta E_{\text{m}}^{1/2}}$	285648,19	$P_{\text{з}} = \frac{\Delta E_{\text{мz}}}{V_{\text{мz}}}$	15708,99
Температура T	°K	$E_{\text{нб}} E_{\text{кт}} \Delta E_{\text{о}}$	273,15	$E_{\text{нм}} E_{\text{кo}} \Delta E_{\text{т}}$	$6,5944 \cdot 10^{30}$	$T_{\text{з}} = \frac{\Delta E_{\text{мz}}}{V_{\text{мz}}}$	376,005007
Масса M	кг	$\frac{E_{\text{нб}}^{1/4} E_{\text{нм}}^{3/2} \Delta E_{\text{о}}^{1/2}}{E_{\text{нб}}^{3/4} E_{\text{кb}}^{1/2} \Delta E_{\text{о}}^{1/2}}$	$1,1296 \cdot 10^{-12}$	$\frac{E_{\text{нб}}^{1/4} E_{\text{кb}}^{3/2} \Delta E_{\text{км}}^{1/2} \Delta E_{\text{m}}^{1/2}}{E_{\text{нм}}^{3/4} E_{\text{о}}^{1/2}}$	$2,7865 \cdot 10^{-41}$	$M_{\text{з}} = \frac{P_{\text{з}} V_{\text{з}}}{R^2 T_{\text{з}}}$	$3,3183 \cdot 10^{-13}$
Совершаемая работа ΔE	Дж	[3]	$3,7712 \cdot 10^{-21}$	[3]	$2,24611 \cdot 10^{-21}$	$\Delta E_{\text{мз}} = M_{\text{мз}} R^2 T_{\text{з}}$	918,4206
Кинетическая энергия $E_{\text{к}}$	Дж	[3]	$3,7713 \cdot 10^{-21}$	[3]	$7,7850 \cdot 10^{71}$	$E_{\text{кз}} = \Delta E_{\text{з}}$	$1,5251 \cdot 10^{-21}$
Потенциальная энергия E_{n}	Дж	[3]	$9,3037 \cdot 10^{-50}$	[3]	$7,7850 \cdot 10^{71}$	$E_{\text{пз}} = E_{\text{кз}} - \Delta E_{\text{з}}$	0
Плотность энергии	Дж/м ³	$e_{\text{о}} = \frac{E_{\text{кo}}}{V_{\text{о}}}$	$1,5709 \cdot 10^4$	$e_{\text{m}} = \frac{E_{\text{km}}}{V_{\text{m}}}$	$9,9005 \cdot 10^{97}$	$e_{\text{з}} = \frac{E_{\text{кз}}}{V_{\text{з}}}$	$1,0132 \cdot 10^5$

По параметру относительной величины энергии, затрачиваемой на взаимодействие $\left(\frac{\Delta E}{V}\right)$, квант «темной» энергии $\left(\frac{\Delta E_{\text{э}}}{V_{\text{мэ}}}\right)$ также превышает другие материальные субстанции.

Приведенные данные свидетельствуют о том, что наиболее работоспособным является непрерывное пространство кванта «темной» энергии, которое и образует кванты би-вещества, состоящие из квантов «темной» массы и светящегося барионного вещества. Вероятно, по такой схеме и происходит процесс Большого взрыва.

Выводы

В работе впервые осуществлены моделирование и численная оценка физических параметров материи в субстанции, именуемой «темной» энергией.

Моделирование выполнено из предположения, что кванты «темной» энергии, «темной» массы и светящегося вещества со своими мольными объемами полностью занимают условный куб как элемент евклидова пространства.

Численные же значения физических параметров кванта «темной» энергии получены из условия энергетического равновесия всех трех квантов в условном мольном кубе.

Исследование свойств кванта «темной» энергии с помощью таких энергетических моделей измерения позволило установить, что в отличие от квантов «темной» и светящейся масс квант «темной» энергии:

- не обладает потенциальной энергией;
- всю свою кинетическую энергию расходует на взаимодействие с двумя другими квантами.

При этом объемная плотность кинематической энергии в кванте «темной» энергии наиболее низкая, а давление также самое низкое и составляет примерно одну седьмую от нормального;

Квант темной энергии не имеет фиксированной геометрической формы и заполняет пространство, не занятое псевдосферой (квант «темной» массы) и сферой (квант светящегося вещества), а совместно с этими квантами и реализует свойство непрерывности и дискретности пространства.

Литература

1. Ксанфомалити Л. Темная Вселенная // Наука и жизнь. – 2005. – № 5. – С. 58-68.
2. Ройзен И. Новый сюрприз Вселенной: темная энергия // Наука и жизнь. – 2004. – № 3. – С. 44-56.
3. Толмачев Н.Г. Би-вещество. Формирование энергетических моделей измерения физических параметров. – Харьков. – 2007. – 39 с. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.khal.edu/download/bi-substance.zip>.
4. Толмачев Н.Г. Метод оценки параметров физического вакуума с помощью энергетических моделей измерения // Вісті Академії інженерних наук України. – 2007. – № 3 (33). – С. 232-237.
5. Толмачев Н.Г. Модели измерения параметров би-вещества на основе геометрических свойств его квантов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 8 (55). – С. 167-172.
6. Лойцянский Л.Т. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1987. – 356 с.
7. Толмачев Н.Г., Потапенко А.А. Влияние термодинамических условий на изменение свойств би-вещества. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 9 (45). – С. 147-152.

Поступила в редакцию 15.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“, Харьков.

УДК 629.78

А.А. БЕЛИК, Ю.Г. ЕГОРОВ, В.М. КУЛЬКОВ, В.А. ОБУХОВ, Г.А. ПОПОВ*Государственный НИИ прикладной механики и электродинамики, Москва, Россия***КОСМИЧЕСКАЯ ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА НА ОСНОВЕ
КОМБИНИРОВАННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ
ДЛЯ ДОСТАВКИ ПОЛЕЗНЫХ ГРУЗОВ НА ГСО
ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «ДНЕПР»**

Исследовались возможности создания и эффективности применения космических транспортных систем, использующих комбинацию двигателей большой и малой тяги для доставки полезных грузов с низкой начальной орбиты, формируемой РН типа «Днепр», на геостационарную орбиту. Приведены результаты проектно-баллистического анализа выведения КА с использованием ракетного двигателя твердого топлива и электроракетной двигательной установки на базе стационарных плазменных двигателей. Представлен вариант компоновочной схемы комбинированной двигательной установки. Получены результаты оценки энергомассовой эффективности космической транспортной системы.

космическая транспортная система, ракета-носитель, комбинированная двигательная установка, электроракетная двигательная установка, выведение на геостационарную орбиту

Введение

Ракета-носитель (РН) «Днепр» предназначена для выведения космических аппаратов (КА) на низкие опорные околоземные орбиты, а при использовании дополнительного разгонного блока – на средние и высокие орбиты, вплоть до геостационарной орбиты (ГСО), и межпланетные траектории.

Существенно увеличить энергетические возможности РН «Днепр» позволяет разгонный блок - автономный космический буксир (АКБ) [1]. АКБ оснащен ракетным двигателем на твердом топливе (РДТТ) тягой 112 кН и удельным импульсом тяги 2914 Нс/кг, а также компактным жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) тягой 4,5 кН и удельным импульсом тяги 3163,7 Нс/кг. При использовании схемы полета с гравитационным маневром вокруг Луны такая система позволяет вывести на ГСО КА массой около 200 кг.

Эффективность выведения КА на ГСО с помощью РН «Днепр» может быть повышена за счет замены жидкостной двигательной установки электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) на базе стационарных плазменных двигателей (СПД).

В России накоплен более чем 30-летний опыт применения СПД в системах коррекции орбиты геостационарных КА, а также в задачах довыведения КА в “точку стояния”. Впервые “полномасштабная” маршевая задача с применением СПД (PPS-1350) была решена Европейским космическим агентством в рамках программы SMART-1.

Применение СПД позволит повысить транспортную эффективность комплекса, состоящего из РН «Днепр» и предлагаемой космической транспортной системы (КТС).

**1. Схема построения космической
транспортной системы**

Космическая транспортная система, показанная на рис. 1, включает в себя РДТТ (1), маршевую ЭРДУ (2), а также многоцелевой служебный модуль (МСМ) (3) с системой управления и другими служебными системами, включая солнечные батареи для питания ЭРДУ, бортовых систем и полезной нагрузки (ПН) (4) КА, размещенные в зоне ПН, ограниченной головным обтекателем с газодинамическим экраном (5).

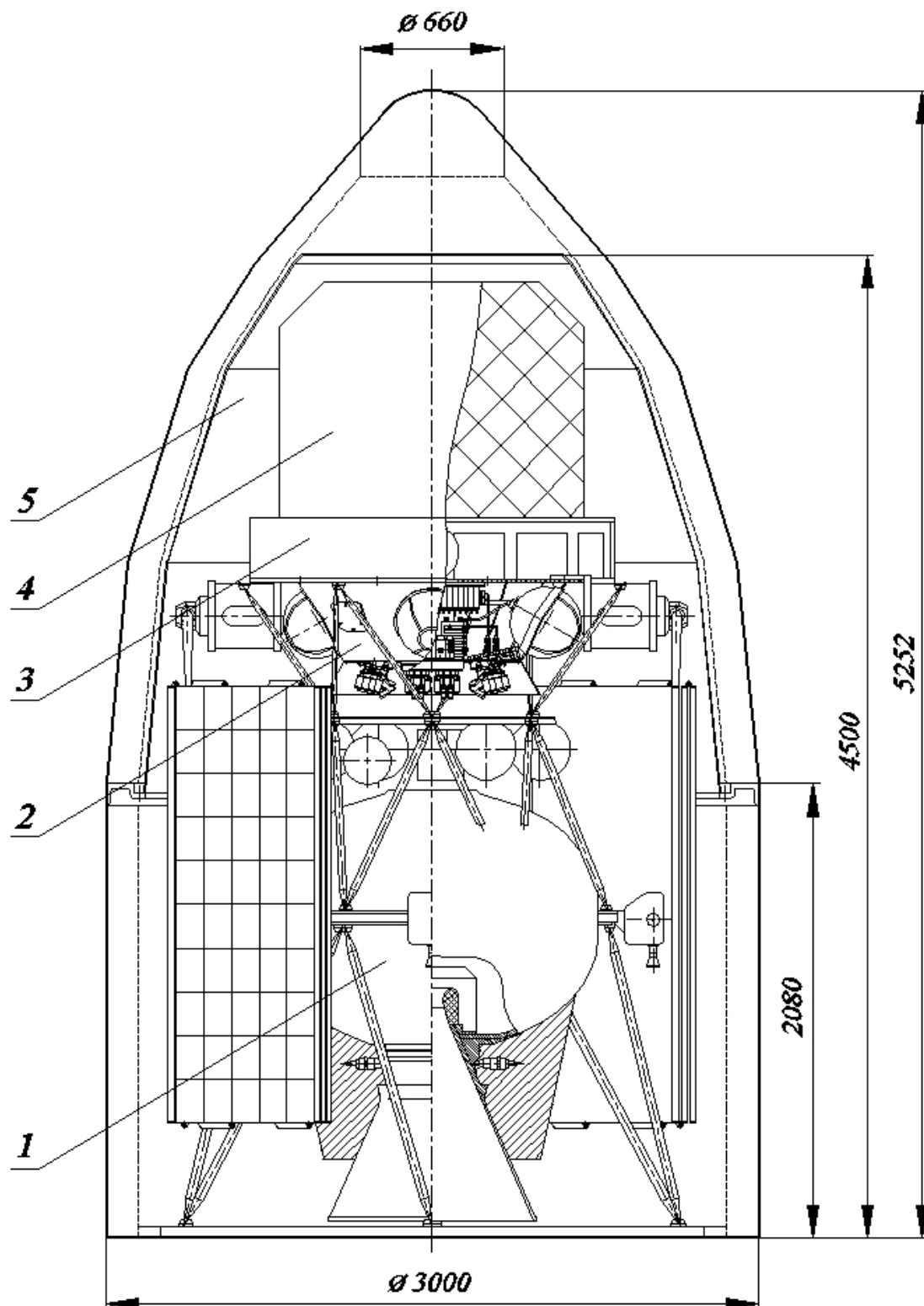


Рис. 1. Головная часть:
 1 – РДТТ;
 2 – маршевая ЭРДУ;
 3 – многоцелевой служебный модуль;
 4 – полезная нагрузка КА
 5 – газодинамический экран

2. Анализ схемы перелета на ГСО

Как и в работе [2], рассмотрим схему перелета на ГСО с использованием высокоэллиптической промежуточной орбиты. В этой схеме РН выводит КА на низкую начальную опорную орбиту, происходит отделение головного блока, в районе узла начальной орбиты включается РДТТ и космический комплекс, включающий КА, переводится на промежуточную переходную эллиптическую орбиту. Параметры промежуточной орбиты определяются энергомассовыми характеристиками РДТТ. На промежуточной орбите происходит отделение РДТТ и включение маршевой ЭРДУ по заданной программе полета. Траектория движения с ЭРДУ – многовитковая трехмерная спираль с медленно изменяющимися оскулирующими элементами (рис. 2) [2].

3. Проектно-конструкторские решения комбинированной двигательной установки

Для выведения КА на ГСО с использованием РН «Днепр» и КТС в составе последней в зависимости от располагаемой мощности рассматриваются двигатели СПД-100 или СПД-140.

Маршевая ЭРДУ, которая показана на рис. 3, в варианте с четырьмя двигательными моноблоками на базе СПД-140 содержит блок хранения ксенона 1, узлы крепления 2 к МСМ, а также не показанные блок подачи ксенона, систему питания СПД электрической мощностью и управления ими. Четыре двигательных моноблока 4 установлены в двухступенных карданных подвесах 3.

В течение полета маршевая ЭРДУ должна обеспечить суммарный импульс тяги, соответствующий характеристической скорости КА 3.3 км/с (суммарный импульс тяги – до 3.0 МН×с). Суммарный импульс тяги для обеспечения управления КА в полете ~ 0.15 МН×с (в пределах 5% от суммарного импульса тяги, необходимого для приращения скорости КА). Сухая масса ЭРДУ – около 100 кг. Мас-

са МСМ оценивается в 270 кг. Мощность солнечной энергоустановки составляет 7,5 кВт (мощность ЭРДУ около 6 кВт). При выведении на ГСО следует учитывать, что при многократном прохождении радиационных поясов Земли будет наблюдаться деградация солнечных батарей. В рассматриваемых вариантах построения ЭРДУ включает либо 4 двигателя СПД-140 (два основных, два резервных) или 8 двигателей СПД-100 (четыре основных, четыре резервных). При интеграции в составе КА ЭРДУ используется для коррекции рабочей орбиты (например, поддержания “точки стояния” геостационарного ИСЗ связи).

4. Анализ эффективности применения РН «Днепр» с космической транспортной системой, использующей ЭРД на базе СПД

Для схемы перелета с использованием высокоэллиптической переходной орбиты зависимости массы КА и времени выведения КА на ГСО от удельного импульса и тяги ЭРДУ при мощности 3 кВт/6 кВт/9 кВт приведены в таблице 1.

Таблица 1

Характеристики выведения КА на ГСО

Тяга, Н	Удельный импульс тяги, Нс/кг	Масса КА, кг	Время активного участка перелета с ЭРДУ, сут.
0,22/0,44/ 0,66	15800	795/745 /695	145/70/50
0,19/0,38/ 0,57	19000	820/770 /720	170/85/55
0,17/0,34/ 0,51	20300	830/780 /730	190/95/65
0,15/0,3/ 0,45	21000	835/785 /735	220/105/70
0,135/0,27 /0,405	21500	840/790 /740	230/115/80

Результаты проектно - баллистических исследований эффективности РН «Днепр» и космической транспортной системы на базе комбинированной двигательной установки (РДТТ и ЭРДУ мощностью 6 кВт) приведены в табл. 2.

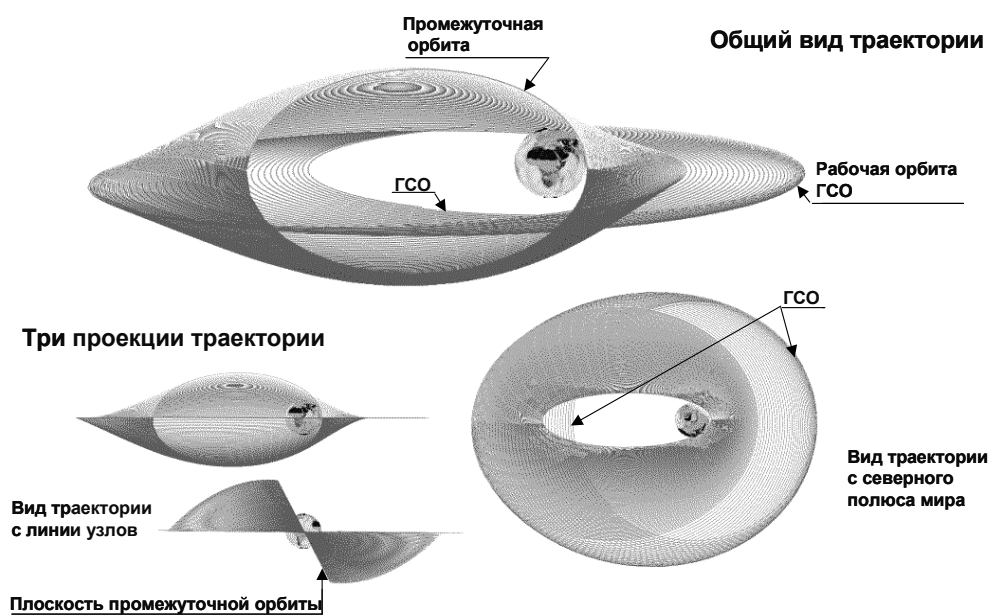


Рис. 2. Схема перелета на ГСО

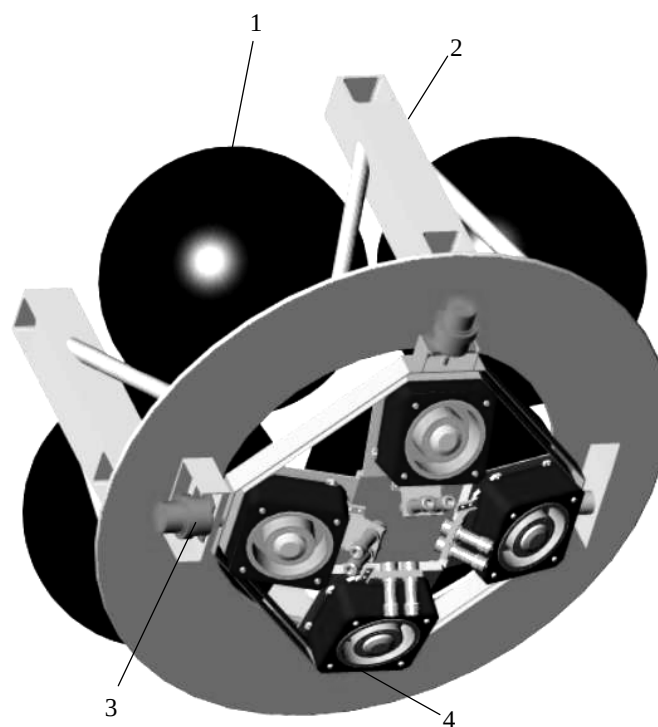


Рис. 3. Электроракетная двигательная установка:

- 1 - блок хранения ксенона;
- 2 - узлы крепления к МСМ;
- 3 - двухступенной карданный подвес;
- 4 - двигательный моноблок

Таблица 2

Проектно-баллистические
характеристики выведения на ГСО

Параметры опорной орбиты: высота орбиты, км	300
наклонение, град	64,5
Стартовая масса, кг	3600
Масса топлива РДТТ, кг	2100
Удельный импульс тяги РДТТ, Нс/кг	2914
Конечная масса РДТТ, кг	585
Начальная масса КА на переходной орбите, кг	915
Параметры переходной орбиты: высота перигея, км	300
высота апогея, км	45000
наклонение, град	64,5
Характеристическая скорость перелета с РДТТ, км/с	2,55
Удельный импульс тяги ЭРДУ, Нс/кг	19000
Характеристическая скорость перелета с ЭРДУ, км/с	3,3
Время активного участка перелета с ЭРДУ, сут.	85
Запас рабочего тела ЭРДУ (ксенона), кг	145
Масса КА на ГСО, кг	770
Масса ПН на ГСО, кг	400

Заключение

Проектно-баллистический и проектно-конструкторский анализ показал возможность создания КТС и применения в ней комбинированной двигательной установки для перевода КА с низкой опорной (вывод на которую обеспечивается РН) орбиты на ГСО с использованием высокоэллиптической промежуточной орбиты.

Комбинированная двигательная установка состоит из двух последовательно работающих ДУ: ракетного двигателя на твердом топливе и ЭРДУ на базе СПД-100 или СПД-140 мощностью от 3 до 9 кВт.

При мощности ЭРДУ 3 кВт минимальное время выведения 145 суток, при мощности 6 кВт – около 70 суток и при 9 кВт – 50 суток. При этом масса КА составляет 795, 745, 695 кг, соответственно.

С повышением удельного импульса ЭРДУ масса КА возрастает, но время выведения увеличивается. Так, при удельном импульсе 21,5 кНс/кг в том же диапазоне мощности ЭРДУ масса КА составляет 840, 790, 740, а время выведения – 230, 115 и 80 суток.

Выбор параметров энергоустановки и ЭРДУ должен определяться, исходя из эксплуатационных особенностей КА. Однако, основным результатом проведенного анализа является вывод о том, что применение ЭРДУ по сравнению с использованием буксира АКБ в его базовой комплектации позволяет удвоить массу полезной нагрузки и почти в четыре раза увеличить массу КА, доставляемого РН «Днепр» на ГСО.

Авторы выражают благодарность А.П. Свотину за полезные обсуждения.

Литература

1. Афанасьев И. Пятый пуск «Днепра» // Новости космонавтики. – 2005. – № 10. – С. 13-15.
2. Константинов М.С., Петухов В.Г., Попов Г.А. Применение СПД при выведении спутников на геостационарную орбиту с использованием ракетносителей легкого класса // Вестник двигателестроения. – 2003. – № 1. – С. 97-102.
3. Попов Г.А., Обухов В.А., Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Белик А.А. Проектные аспекты разработки и анализ эффективности применения ЭРД в качестве маршевых двигателей для решения транспортных задач в космосе // 1-я конференция ИАА-РАКЦ. – М., 2008. – С. 167-169.

Поступила в редакцию 30.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.П. Ким, Государственный научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики «НИИ ПМЭ», Москва.

УДК 621.452.2.043+621.822

В.Н. ШНЯКИН, В.Н. КОНОХ, И.И. КАЛИНИЧЕНКО, И.Ю. КУКСА

ГП Конструкторское бюро “Южное” им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина

ПЕРСПЕКТИВЫ ДРОССЕЛИРОВАНИЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТЯГОЙ 450 КГС С ПНЕВМОНАСОСНЫМ АГРЕГАТОМ

Представлены результаты исследований по дросселированию жидкостного ракетного двигателя тягой 450 кгс с пневмонасосной системой подачи, работающего на компонентах топлива АТ и НДМГ. Рассмотрены способы дросселирования двигателя и особенности работы пневмонасосной системы подачи на этих режимах. Найдены пределы дросселирования. Проведен сравнительный анализ рабочих процессов пневмонасоса при различных способах дросселирования рассматриваемой ЖРДУ, представлены зависимости, описывающие поведение основных параметров. Определено, что наиболее целесообразно дросселировать двигатель путём уменьшения давления гелия на входе в пневмонасос. Диапазон дросселирования составляет 55%.

жидкостный ракетный двигатель, система подачи ЖРД, дросселирование ЖРД, пневмонасосный агрегат

1. Формулирование проблемы и её связь с научно-практическими задачами

Отработка нового жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) требует больших материальных и временных затрат. Большинство фирм, работающих в этой области, по возможности, базируются на уже созданную, отработанную материальную базу. Это обеспечивает преемственность конструкции двигателя и, в некоторой степени, гарантирует успешность выполнения поставленной задачи.

В настоящее время ГП КБЮ ведёт отработку жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) автономного космического буксира “Кречет”.

Данная однорежимная ЖРДУ тягой 450 кгс, выполнена по схеме с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива, базируется на камере сгорания, разработанной для двигателя РД866. Камера сгорания отработана для нескольких режимов работы, в частности для тяги:

500 кгс при $P_K=41,5$ кгс/см² - RD866;

450 кгс при $P_K=36,5$ кгс/см² – АКБ “Кречет”;

250 кгс при $P_K=20,3$ кгс/см² – РН Вега;

200 кгс при $P_K=16,5$ кгс/см² – режим, отработанный на огневом стенде.

Учитывая сказанное выше, очень привлекательно выглядит возможность создания ЖРДУ, способную эффективно работать в диапазоне тяг от 200 до 500 кгс. При этом рассматривается как возможность создания однорежимного ЖРДУ, с возможностью выбора тяги из рассматриваемого диапазона, так и создание ЖРДУ, позволяющего изменять тягу в процессе полёта.

2. Обзор публикаций и выделение нерешённых задач

Схема рассматриваемой ЖРДУ приведена на рис. 1. Как видно из рис. 1, основным элементом системы топливоподдачи, определяющим её характеристики при дросселировании ЖРДУ по тяге, является пневмонасосный агрегат (ПНА). Характеристики ПНА в составе ЖРДУ приведены в таблице 1.

Пневмогидравлическая схема ПНА приведена на рис. 2. ПНА включает в себя топливные насосы окислителя 3 и горючего 1 объёмного типа и объёмные пневмоприводы 2, работающие на редуцированном гелии высокого давления от пневмоблока изделия. ПНА содержит два блока пневмоприводов с насосами; циклический режим работы каждого из блоков обеспечивается газовыми переключателями 8, взаимодействующими с концевыми клапанами 9

нажимного действия, которые размещаются в газовых полостях смежного пневмопривода.

Таблица 1

Характеристики ПНА в составе ЖРДУ

1	Рабочее тело пневмопривода	Гелий
2	Окислитель	АТ
3	Горючее	НДМГ
4	Номинальное абсолютное давление гелия на входе, кгс/см ²	23,3
5	Номинальное абсолютное давление на входе, кгс/см ² : – по линии окислителя – по линии горючего	12,626 13,188
6	Номинальное абсолютное давление на выходе из ПНА, кгс/см ² : – по линии окислителя – по линии горючего	56,45 56,94
7	Расходы компонентов топлива, кг/с – окислителя – горючего	0,966 0,429
8	Соотношение объёмных расходов компонентов топлива	1,231
9	КПД, не менее	0,77

Благодаря перекрестному задействованию переключателей и концевых клапанов пневмоприводов достигается своевременное реверсирование одноименных насосов и поддержание давлений на выходе из насосов окислителя и горючего в требуемых пределах.

Рабочие полости насосов отделены от магистралей высокого и низкого давлений ПНА обратными клапанами 4, 5, 6, 7.

Особенностью конструкции ПНА является применение насосов окислителя, горючего и пневмопривода объёмного типа, подвижные элементы которых жёстко связаны между собой. Это обеспечивает стабильное соотношение расходов компонентов топлива ($\approx \pm 0,5\%$) и обуславливает поведение системы топливоподачи при изменении гидравлического сопротивления выходных магистралей ПНА.

Для дросселирования ЖРДУ по тяге необходимо снижать расходы и выходные давления компонентов топлива ПНА.

Уравнение баланса сил на поршнях ПНА имеет следующий вид:

$$F_O \cdot (P_{O_{вых}} - P_{O_{вх}}) + F_{\Gamma} \cdot (P_{\Gamma_{вых}} - P_{\Gamma_{вх}}) + F_{TP_{пна}} - F_{He} \cdot (P_{He} - P_H) = 0, \quad (1)$$

где F_O – площадь поршня насоса окислителя;

$P_{O_{вых}}$ – давление на выходе из насоса окислителя;

$P_{O_{вх}}$ – давление на входе в насос окислителя;

F_{Γ} – площадь поршня насоса горючего;

$P_{\Gamma_{вых}}$ – давление на выходе из насоса горючего;

$P_{\Gamma_{вх}}$ – давление на входе в насос горючего;

$F_{TP_{пна}}$ – силы трения при движении блока поршней ПНА;

F_{He} – площадь поршня пневмопривода;

P_{He} – давление гелия в пневмопривода;

P_H – давление окружающей среды.

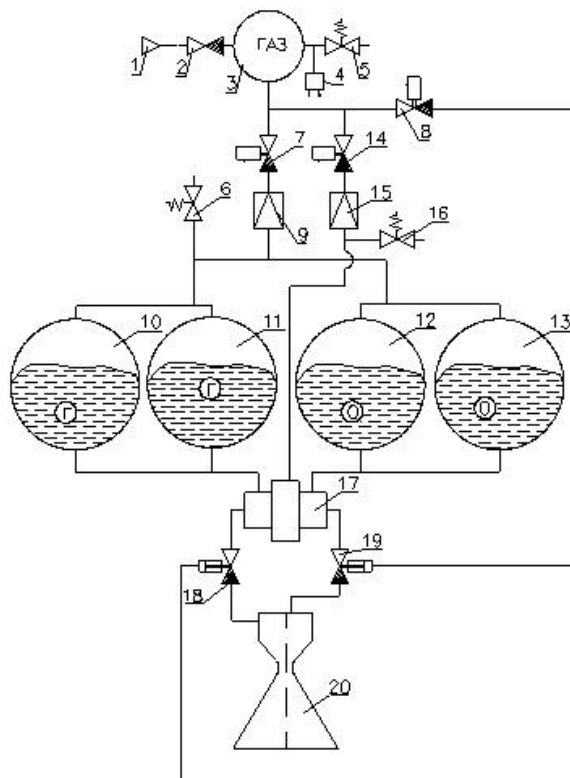


Рис. 1. Жидкостная ракетная двигательная установка с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива.

- 1 – заправочный штуцер; 2 – клапан заправки;
- 3 – баллон с гелием; 4 – датчик давления;
- 5, 6, 16 – предохранительный клапан;
- 7, 8, 14 – электропневмоклапан;
- 9, 15 – газовый редуктор; 10, 11 – бак горючего;
- 12, 13 – бак окислителя;
- 17 – пневмонасосный агрегат;
- 18, 19 – пневмогидроклапан;
- 20 – камера сгорания.

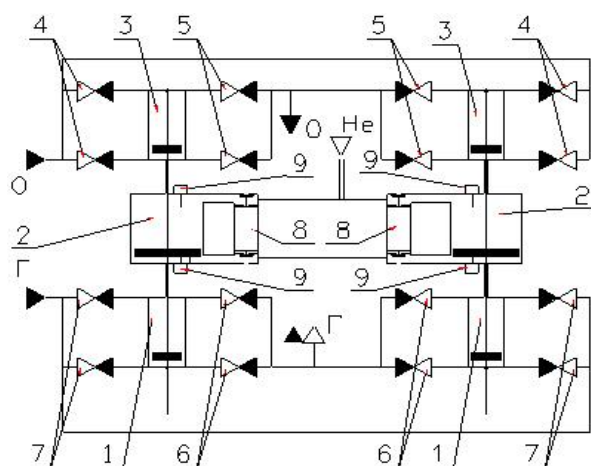


Рис. 2. Пнеумонасосный агрегат, схема пневмогидравлическая.

- 1 – блок насоса горючего;
- 2 – блок пневмопривода;
- 3 – блок насоса окислителя;
- 4, 5 – обратные клапаны насоса окислителя;
- 6, 7 – обратные клапаны насоса горючего;
- 8 – газовый переключатель;
- 9 – концевой управляющий клапан;

Как видно из формулы 1 и рис. 1 дросселирование ЖРДУ по тяге возможно следующими способами:

1. Уменьшением входных давлений компонентов топлива. Для реализации этого способа дросселирования ЖРДУ необходим достаточный запас по уровню входных давлений ПНА, что возможно только для некоторых частных задач.

2. Изменением гидравлического сопротивления выходных магистралей насосов. Конструктивные особенности ПНА, а именно применение в нём объёмных насосов, подвижные органы которых жёстко связаны между собой, позволяют для регулирования тяги ЖРДУ изменять гидравлическое сопротивление магистрали только одного из компонентов, например горючего. Этот способ регулирования связан с неоправданными потерями гелия на режимах дросселирования, т.к. часть напоров насосов расходуется на преодоления гидравлического сопротивления в регулирующих органах.

3. Изменением давления гелия в пневмоприводе путём перенастройки газового редуктора, питающего ПНА. На режимах дросселирования этот способ

регулирования самый экономичный с точки зрения расходования гелия. Глубина дросселирования ЖРДУ ограничивается минимальным давлением гелия, при котором ПНА остаётся работоспособен.

3. Постановка задачи данного исследования

Задачей выполненного исследования является выявление преимуществ и особенностей различных способов дросселирования жидкостного ракетного двигателя тягой 450 кгс с пнеумонасосным агрегатом.

4. Изложение основного материала с обоснованием полученных научных результатов

Дросселирование ЖРДУ путём уменьшения входных давлений компонентов топлива не эффективно из-за низкого уровня давлений в топливных баках.

Рассмотрим дросселирование ЖРДУ путём изменения гидравлического сопротивления выходной магистрали насоса горючего. То есть, конструктивно в магистраль горючего устанавливается дроссель с электроприводом, рис. 3, который позволяет изменять гидравлическое сопротивление магистрали по командам системы управления.

Для оценочных расчётов используем серийный дроссель который при расходе воды 0,62 кг/с имеет собственные потери порядка 1,79 кгс/см² и перепад при перекладке на угол 280 град около 106 кгс/см².

В расчётах принимаем, что при полностью открытом дросселе ($\alpha_{др}=0$ град) гидравлическое сопротивление выходной магистрали насоса горючего такое же, как и в штатной не регулируемой ЖРДУ. На рис. 4 приведены расчётные зависимости тяги ЖРДУ – $P_{ЖРДУ}$, давления в камере сгорания – p_k , расход гелия на привод ПНА при температуре 80°С – m_{He} .

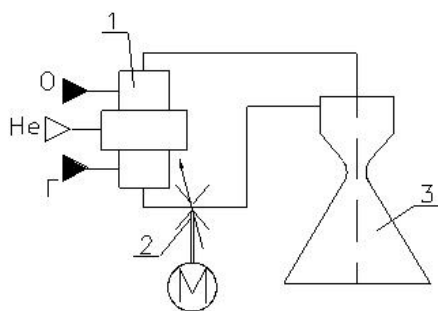


Рис. 3. Фрагмент схемы ЖРДУ с регулируемой магистралью горючего.

1 – пневмонасосный агрегат;
2 – дроссель с электроприводом;
3 – камера сгорания.

Эти зависимости основных параметров ЖРДУ с ПНА были получены путём аппроксимации расчётных (▲) и экспериментальных (■) данных.

Коэффициент корреляции $\rho=0,999$.

В качестве экспериментальных данных использовались параметры нерегулируемого жидкостного ракетного двигателя.

Остальные точки были получены расчётным путём с использованием нелинейной математической модели системы топливоподачи.

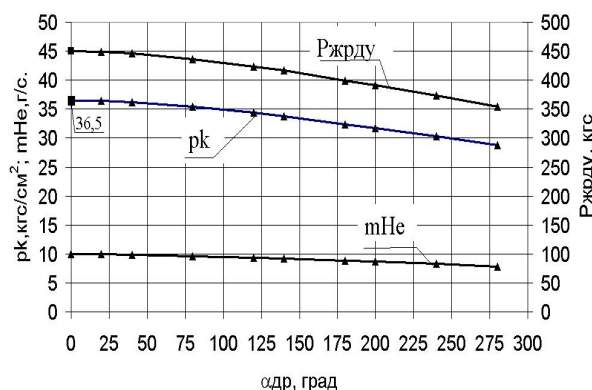


Рис. 4. Зависимость тяги ЖРДУ ($R_{жрду}$), давления в камере сгорания (p_k) и расхода гелия на привод ПНА (m_{He}) от угла поворота полумуфты гидравлического дросселя ($\alpha_{др}$).

Эти параметры описываются следующими уравнениями:

$$\begin{aligned} p_k(\alpha_{др}) &= -6 \cdot 10^{-5} \cdot \alpha_{др}^2 - 0,0129 \cdot \alpha_{др} + 36,679; \\ R_{жрду}(\alpha_{др}) &= -0,0007 \cdot \alpha_{др}^2 - 0,1589 \cdot \alpha_{др} + 452,21; \\ m_{He}(\alpha_{др}) &= -2 \cdot 10^{-5} \cdot \alpha_{др}^2 - 0,0032 \cdot \alpha_{др} + 9,9998; \end{aligned}$$

Полученные результаты показывают, что использование дросселя в выходной магистрали насоса горючего позволяет дросселировать ЖРДУ на 20%.

На рис. 5 приведен рабочий процесс ПНА, работающего в составе ЖРДУ, задросселированной по тяге с 450 до 350 кгс. Как видно из рис. 5, при закрытии дросселя перераспределение выходных давлений между насосами окислителя и горючего приводит к значительному росту выходного давления насоса горючего, поэтому необходим достаточный запас прочности конструкции ПНА.

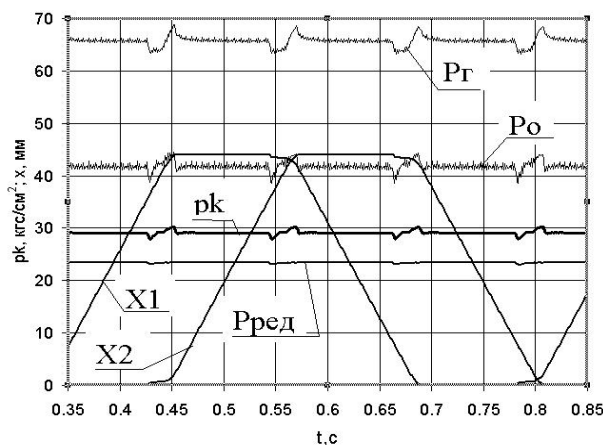


Рис. 5. Рабочий процесс ПНА, работающего в составе ЖРДУ, задросселированной по тяге до 350 кгс.
 P_g – давление на выходе из насоса горючего;
 P_o – давление на выходе из насоса окислителя;
 p_k – давление в камере сгорания;
 $P_{ред}$ – давление настройки газового редуктора, питающего ПНА;
 X_1, X_2 – хода блоков поршней.

На этом режиме работы ЖРДУ в камере сгорания наблюдается провал давления продолжительностью 11 мс с максимальной амплитудой $0,98 \text{ кгс/см}^2$ и заброс давления продолжительностью 12 мс с максимальной амплитудой $1,01 \text{ кгс/см}^2$, т.е. амплитуда колебаний давления в камере сгорания составляет $\pm 3,4\%$. Частота пульсаций давления в камере сгорания $\approx 8,5 \text{ Гц}$.

Рассмотрим дросселирование рассматриваемой ЖРДУ путём изменения настройки редуктора 15, питающего ПНА 17, рис. 1.

На рис. 6 представлены расчётные зависимости тяги ЖРДУ – $P_{ЖРДУ}$, давления в камере сгорания – p_k , расход гелия на привод ПНА при температуре 80°C – m_{He} .

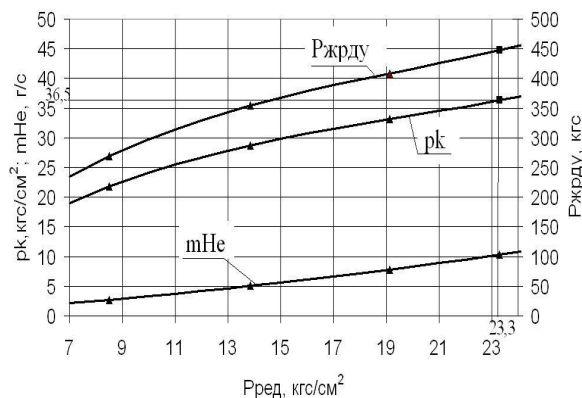


Рис. 6. Зависимость тяги ЖРДУ ($P_{ЖРДУ}$), давления в камере сгорания (p_k) и расхода гелия на привод ПНА (m_{He}) от давления настройки редуктора, питающего ПНА – $P_{ред}$

Эти параметры описываются следующими уравнениями:

$$P_{ЖРД}(P_{ред}) = 0,22672765 + 44,631013 \cdot P_{ред} - 1,7953874 \cdot P_{ред}^2 + 0,030199582 \cdot P_{ред}^3;$$

$$p_k(P_{ред}) = 0,018390132 + 3,620071 \cdot P_{ред} - 0,14562587 \cdot P_{ред}^2 + 0,0024495216 \cdot P_{ред}^3;$$

$$m_{He}(P_{ред}) = 0,0007813 + 0,24974792 \cdot P_{ред} + 0,0082672314 \cdot P_{ред}^2.$$

На рис. 7 приведен рабочий процесс ПНА в составе ЖРДУ, задресселированной по тяге с 450 до 350 кгс. На этом режиме работы ЖРДУ в камере сгорания наблюдается провал давления продолжительностью 14 мс с максимальной амплитудой 0,94 кгс/см² и заброс давления продолжительностью 16 мс с максимальной амплитудой 1,4 кгс/см², т.е. амплитуда колебаний давления в камере сгорания составляет $p_{k_{ном}}^{+4,9\%}_{-3,4\%}$.

Частота пульсаций давления в камере сгорания $\approx 8,5$ Гц. Как видно из рис. 5 и 7: амплитуда и длительность провалов давления в камере сгорания

при дросселирования ЖРДУ путём изменения гидравлического сопротивления магистрали горючего и путём изменения настройки редуктора, питающего ПНА, практически не отличаются, забросы давления в камере сгорания имеют большую амплитуду в случае дросселирования ЖРДУ путём перенастройки газового редуктора, питающего ПНА (4,9% против 3,4%). Это связано с разным временем опорожнения пневмоцилиндров ПНА при различных способах дросселирования ЖРДУ.

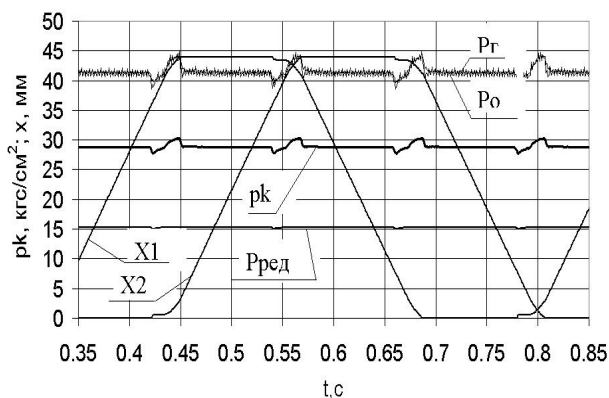


Рис. 7. Рабочий процесс ПНА, работающего в составе ЖРДУ, задресселированной по тяге до 350 кгс путём перенастройки газового редуктора, питающего ПНА: P_r – давление на выходе из насоса горючего; P_o – давление на выходе из насоса окислителя; p_k – давление в камере сгорания; $P_{ред}$ – давление настройки газового редуктора, питающего ПНА; $X1, X2$ – хода блоков поршней.

Конструкция ПНА обеспечивает его надёжную работу при давлении гелия в пневмоприводе не ниже $7,3 \text{ кгс/см}^2$. Это позволяет осуществлять дросселирование ЖРДУ по тяге до 250 кгс.

Рабочий процесс ЖРДУ, задресселированной по тяге до 250 кгс приведен на рис. 8.

В момент реверсирования блоков поршней пневмонасосного агрегата наблюдается провал давления в камере сгорания продолжительностью 0,012с на величину 0,8 кгс/см², что составляет 3,9% от номинального значения для данного режима работы ЖРДУ, и заброс давления продолжительностью 0,05 с на величину 1,15 кгс/см², что составляет

5,6%. Частота пульсаций давления в камере сгорания $\approx 6,4$ Гц.

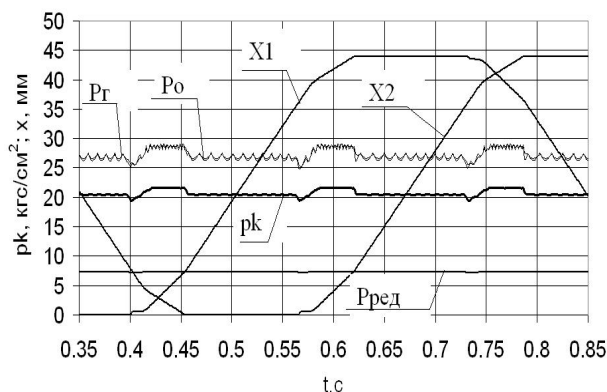


Рис. 8. Рабочий процесс ПНА, работающего в составе ЖРДУ, задресселированной по тяге до 250 кгс путём перенастройки газового редуктора, питающего ПНА.

P_g — давление на выходе из насоса горючего;
 P_o — давление на выходе из насоса окислителя;
 p_k — давление в камере сгорания;
 $P_{ред}$ — давление настройки газового редуктора, питающего ПНА;
 $X1, X2$ — хода блоков поршней.

Для реализации дросселирования ЖРДУ по тяге до 200 кгс целесообразно снизить давление надува топливных баков до $6,9 \text{ кгс/см}^2$ либо адаптировать газовые переключатели ПНА к работе при более низких давлениях, что приведёт к увеличению сопротивления по газовому тракту.

Как видно из рис. 6, 7, 8 регулирование путём перенастройки редуктора, питающего ПНА, позволяет получать более глубокие режимы дросселирования ЖРДУ по тяге, на привод ПНА расходуется меньше гелия, и нет больших перекосов выходных давлений насосов окислителя и горючего.

Регулирование тяги ЖРДУ путём изменения гидравлического сопротивления магистрали горючего, рис. 3, 4, 5 позволяет получать на режимах дросселирования минимальные пульсации давления в камере сгорания.

5. Перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Главной задачей усовершенствования пневмонасосной системы подачи компонентов топлива является уменьшение амплитуды пульсаций выходных давлений насосов окислителя и горючего, а следовательно и тяги двигателя, при дросселировании ЖРДУ.

Выводы

1. Дросселировать ЖРДУ с ПНА по тяге, с точки зрения расхода гелия, целесообразно уменьшением выходного давления газового редуктора, питающего ПНА. Диапазон дросселирования этим способом составляет -45% при штатных входных давлениях и -55% при пониженных.

2. Дросселирование ЖРДУ с ПНА путём увеличения гидравлического сопротивления выходной магистрали насоса горючего обеспечивает минимальные пульсации давления в камере сгорания, но при таких режимах работы на привод ПНА идёт повышенный расход гелия и появляется перекоп выходных давлений насосов окислителя и горючего.

Литература

1. Вакина В.В., Денисенко И.Д., Столяров А.Л. Машиностроительная гидравлика, примеры расчётов. — К., 1987. — 256 с.
2. Логов И.Л. Пневматические насосы. — М.: Техника, 1962. — 246 с.
3. Башта Т.М. Гидропривод и гидропневмоавтоматика. — М., Машиностроение, 1972 — 320 с.

Поступила в редакцию 23.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук А.В. Климов, ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск.

УДК 681.32: 007.52

О.Г. КУЧЕР, С.О. ДМИТРИЄВ, О.В. ПОПОВ, О.В. ТИШКЕВИЧ*Національний авіаційний університет, Київ, Україна***КОМПЛЕКСНИЙ МЕТОД РОЗПІЗНАВАННЯ СТАНУ ТРДД З ВИКОРИСТАННЯМ НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ ТА МЕТОДІВ РОЗПІЗНАВАННЯ ОБРАЗІВ**

Розглянуто рішення задачі розпізнавання стану ТРДД системою комплексних оцінок на основі нейронних мереж та методів розпізнавання образів. В якості об'єктів розпізнавання розглянуті нормальний стан та несправності проточної частини двигуна ПС-90А: вхідного пристрою, підпорних ступенів, компресора високого тиску, камери згорання, турбіни високого та низького тисків. Головна послідовність рішення задачі включає процес формування параметрів, ознак, або їх нев'язок з допомогою математичної моделі двигуна, процедуру розрахунку головних компонент на основі факторного аналізу, рішення задач розпізнавання стану ТРДД методами кластерного та дискримінантного аналізу, мінімізації ризику та нейронних мереж і об'єднання цих оцінок на основі методів логічного висновку та багатокритеріального аналізу.

розпізнавання стану двигуна, математична модель, нейронні мережі, методи розпізнавання образів, метод логічного висновку, багатокритеріальне оцінювання

Передмова

Задачі діагностування, які використовують методи розпізнавання образів, можуть бути формально визначені як відображення із простору спостережень у простір рішень, що являє собою задачі класифікації спостережень.

Моделювання простору спостережень

Найбільш складним при створенні системи визначення класу ТС ГТД є отримання (формування) масивів даних, які б охоплювали усі або, хоча б, основні можливі класи ТС ГТД. До таких класів двигуна ПС-90А можна віднести: 1 – справний ГТД – немає дефекту, 2 – деградація вентилятора (зовнішній контур), 3 – деградація КНТ (підпірні ступені), 4 – деградація КВТ, 5 – деградація камери згорання, 6 – деградація ТВТ, 7 – деградація ТНТ. При цьому для того, щоб система мала необхідний рівень узагальнення, необхідно мати для кожного розглянутого класу ТС, принаймні, кілька десятків записів, які б охоплювали весь діапазон зміни діагностичних параметрів, можливий в кожному розглянутому класі ТС. Отримати таку інформацію в експлуатації практично неможливо. Складність полягає в тому, що

авіаційна техніка і, в першу чергу, авіаційні двигуни ніколи не експлуатуються за стратегією „до відмови” і виникнення ТС, який відповідає або передусе відмові, відбувається досить рідко. Єдиним вирішенням цього питання є використання методів математичного моделювання для отримання відсутньої інформації [1, 2].

Для вирішення задачі підготовки даних для навчання нейронної мережі і класифікаторів методів розпізнавання образів використовується математична модель робочого процесу (ММРП) ГТД ПС-90А.

Модель дозволяє вирішувати пряму та обернену задачі розрахунку процесу функціонування ГТД. Пряма задача полягає в тому, щоб на основі відомих значень компонентів вектора параметрів стану і вектора режимних параметрів визначити значення компонентів вектора параметрів робочого процесу.

Завданням оберненої задачі (задача ідентифікації) є визначення компонентів вектора параметрів стану, на основі вектора режимних параметрів і відомих значень компонентів вектора параметрів робочого процесу.

Як базові були прийняті стандартні атмосферні умови, як базовий режим роботи ГТД – злітний (ча-

стота обертання ротора вентилятора 90%). Кожен клас ТС у навчальній вибірці представлено $N = 20$ точками (всього для семи станів – 140 точок)

Математична (термогазодинамічна) модель двигуна характеризуються досить великою кількістю ознак, що мають різну (як правило, відносно невелику) інформативність [1, 2]. До того ж ознаки пов'язані із прогнозованим номером класу (стану) нелінійними зв'язками, а між собою деякі з них сильно корельовані (мультикореляція). Тому наступним завданням є оцінка їхньої інформативності й відбір кращих найбільш значимих ознак.

За результатами розрахунків по математичній моделі (ММ) були сформовані навчальна та перевірна вибірки. З 230 розрахункових вихідних параметрів ММ двигуна були відібрані дві групи даних, що найбільше повно характеризують технічний стан двигуна: сім параметрів, які безпосередньо заміряються на двигуні: n_{BD} – частота обертання ротора високого тиску, P_B – тиск на вході в двигун, P_K^* – тиск за КВТ, T_K^* – температура за КВТ, T_T^* – температура за ТНТ, P_B^*/P_T^* – відношення тиску за турбіною, до тиску на вході в ГТД, G_T – витрата палива; та десять ознак, які розраховуються на основі параметрів, що заміряються на ГТД: $\pi_{кнд}^*$ – ступінь підвищення тиску в КНТ, $\pi_{квд}^*$ – ступінь підвищення тиску в КВТ, S – ковзання роторів, $G_{в.пр}$ – приведена витрата повітря у внутрішньому контурі, $G_{в.сум.пр}$ – приведена сумарна витрата повітря, $\pi_{тнд}^*$ – ступінь зниження тиску в ТНТ, $\pi_{твд}^*$ – ступінь зниження тиску в ТВТ, η_c^* – к.к.д. горіння, $C_{уд.пр}$ – питома приведена витрата палива, $P_{уд.пр}$ – питома приведена тяга двигуна. Значення діагностичних ознак для навчальної та перевірконої вибірок приведені на рис. 1.

Крім параметрів та ознак як вхідні величини ви-

користувались нев'язки, які дозволяють стандартизувати змінні

$$Nv'_{i,j} = 1000 \frac{Nv_{i,j}}{K_i},$$

де $K_i = \frac{Nv_{\max i} - Nv_{\min i}}{(Nv_{\max} - Nv_{\min})_{\max}}$ – коефіцієнти стандартизації нев'язок, що використовуються для забезпечення однакової участі всіх діагностичних нев'язок у процесі кластеризації; 1000 – масштабний коефіцієнт.

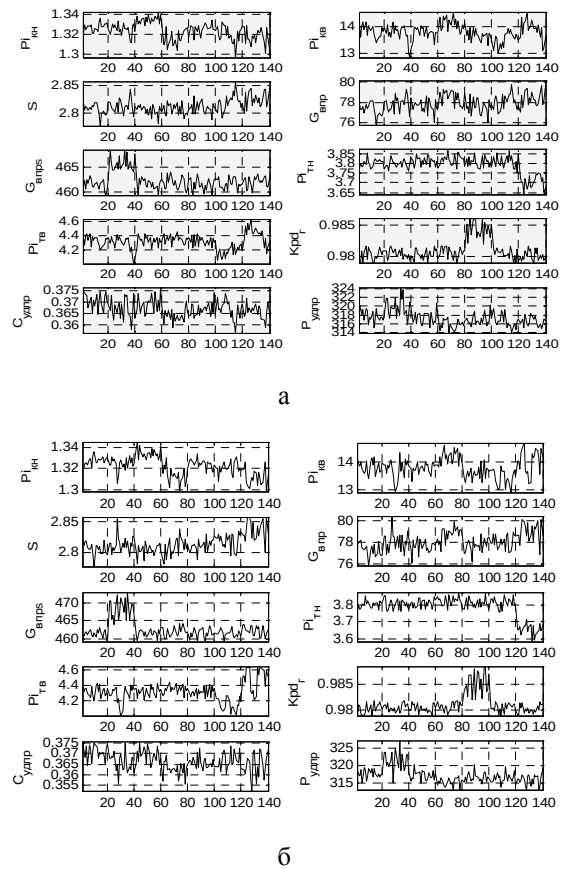


Рис. 1. Діагностичні ознаки:
а – навчальної; б – перевірконої вибірок

Для подальшого підвищення якості розпізнавання й посилення інформативності ознак можна використовувати алгоритм контрастування або методи факторного аналізу. Методи факторного аналізу дозволяють здійснити факторне перетворення початкових ознак тобто знайти так звані головні фактори (компоненти) F_j як лінійні комбінації початкових ознак X_i

$$F_j = \sum_{i=1}^n \alpha_{ji} X_i; \quad \sum_{i=1}^n \alpha_{ji}^2 = 1, \quad j = \overline{1, n}. \quad (1)$$

Якщо розглядати простір спостережень як багатовимірну область, розмірність якої збігається з кількістю ознак об'єкта спостережень, то це перетворення є спробою знаходження деяких *ортогональних осей*, уздовж яких концентруються спостереження. Виділення осей проводяться з урахуванням *максимуму дисперсії розсіювання ознаки*. Залишаючи ті осі, на частку яких перепадає суттєвий відсоток загальної дисперсії, можна одержати простір спостережень меншої розмірності, хоча й більш інформативно насичений.

Визначення коефіцієнтів α_{ji} ґрунтується на знаходженні *власних чисел і власних векторів кореляційної матриці R* початкових ознак

$$RF = \lambda F. \quad (2)$$

Власний вектор з номером j являє собою набір коефіцієнтів $A_j = \{\alpha_{j1}, \alpha_{j2}, \dots, \alpha_{jn}\}$, а відповідне йому власне число λ_j дорівнює дисперсії компонент.

При цьому сума дисперсій головних компонент $S_i'^2, i = \overline{1, n}$ і сума дисперсій початкових ознак $S_i^2, i = \overline{1, n}$ рівні між собою

$$\sum_{i=1}^n S_i'^2 = \sum_{i=1}^n S_i^2. \quad (3)$$

Отже, початкова закладена у даних сумарна варіабельність при переході до нових змінних не змінюється, а лише перерозподіляється. Окрім того, нові змінні (головні фактори), на відміну від початкових ознак, набувають таку цінну властивість, як *відсутність кореляції поміж собою*.

На практиці в моделі (1) залишають лише таку кількість компонент $F_j, j = \overline{1, m}, m < n$, на долю яких перепадає суттєвий відсоток сумарної дисперсії ознак. Але для задач розпізнавання ТС двигуна необхідно при перетворенні зберігати якомога більшу частину інформації (> 99%), тобто m визначають з умови

$$\sum_{i=1}^m S_i'^2 / \sum_{i=1}^n S_i^2 > 0,99.$$

На рис. 2 приводяться дані з восьми головних факторів для навчальної та перевірконої вибірок, що задовольняють цій умові. На рис. 3 показані залежності відношення дисперсій від кількості головних компонент m для двох випадків перетворень - на основі матриці факторів та після її повернення.

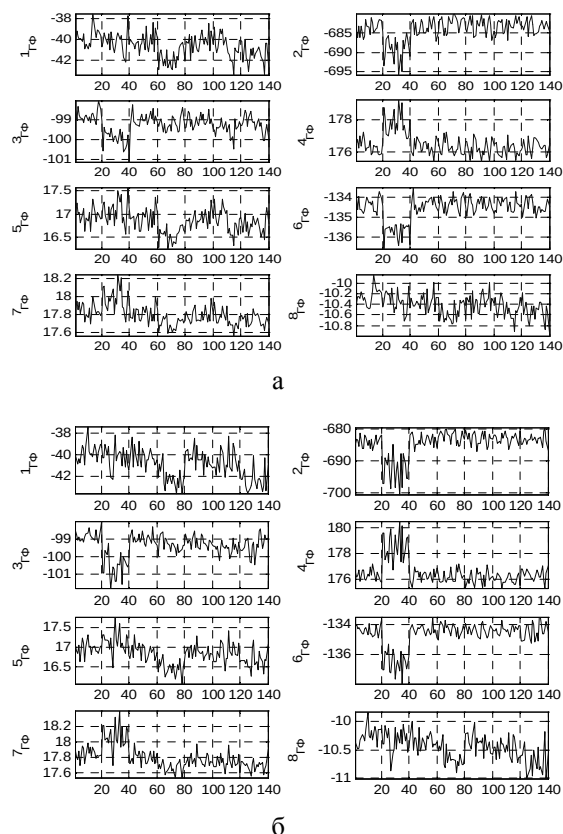


Рис. 2. Головні фактори:
а – навчальної; б – перевірконої вибірок

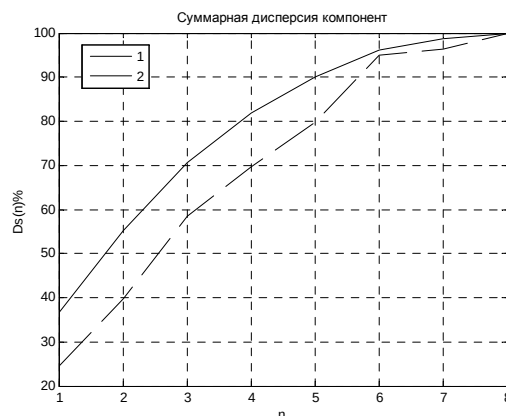


Рис. 3. Сумарна дисперсія компонент, %:
1 – пряма; 2 – повернута матриця факторів

Головні компоненти визначаються за початковою інформацією однозначно, але змістовно інтерпретувати модель головних компонент не завжди можливо.

Вибір методів визначення стану ГТД

Розпізнавання технічного стану двигуна проводилося методами розпізнавання образів: кластерного аналізу, лінійного дискримінантного аналізу та одного з методів мінімізації ризику, що мінімізує середній ризик, або імовірність похибки та нейронних мереж – метод прямого розповсюдження сигналу [1, 3 – 6].

В цих методах закладені різні принципи ідентифікації та класифікації об'єктів, окремі різновиди фільтрації, розбиття та сегментації локального та глобального характеру, що є важливою передумовою для побудови комплексного підходу до розпізнавання стану на основі цих методів. Другою умовою є вибір для конкретного об'єкту найкращих методів розпізнавання стану серед методів одного виду.

На сьогодні розроблено більше ста методів розпізнавання образів, що використовують процедури кластеризації за відстанню між об'єктами у просторі діагностичних ознак. Це, насамперед ланцюгове відображення, максимум (максимум мінімальної відстані) та метод кластеризації побудовою дерева кластерів. Кластерний аналіз, також названий аналізом сегментації чи аналізом таксономії, є способом поділяти набір об'єктів у групи, чи кластери, таким способом, щоб конфігурації об'єктів у одному кластері були дуже схожими, а конфігурації об'єктів у різних кластерах як можна більш відрізнялись.

В якості міри для розпізнавання методами кластерного аналізу розглядались відстані Махаланобіса, Евкліда, лінійна (City Block) Мінковського, Чебишева та інш. За результатами розрахунків (рис. 4а) найкращим виявився метод з використанням відстані Махаланобіса.

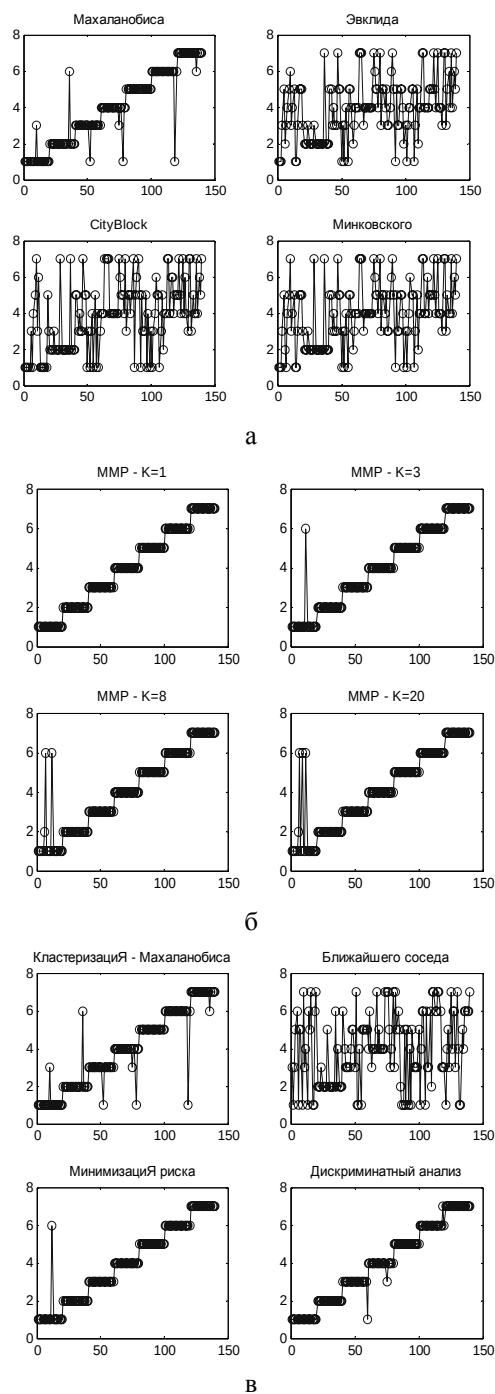
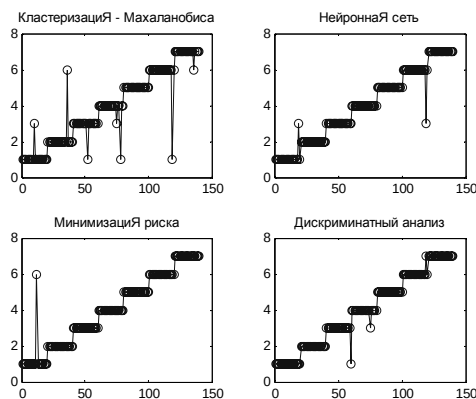


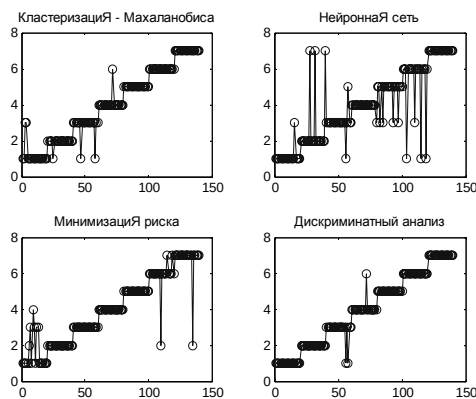
Рис. 4. Розпізнавання стану ГТД методами розпізнавання образів (МРО)

При розрахунках методом мінімізації ризику проведено дослідження ефективності методу з різним значенням коефіцієнта витрат K ($K=1, 3, 8, 20$) (рис. 4, б), що визначається відношенням витрат при помилковому віднесенні справного об'єкта до класу несправних до витрат коли несправний об'єкт віднесено до класу справних (помилки першого та другого роду).

На рис. 4, в приводяться результати розпізнавання стану ГТД чотирма методами розпізнавання образів (МРО): кластерного аналізу, найближчого сусіда, мінімізації ризику та дискримінантного аналізу. Всі ці методи, за виключенням найближчого сусіда, показують хороший результат.



а



б

Рис. 5. Результати розпізнавання:
а – навчальної та б – перевірконої вибірок методами кластерного аналізу – 1, нейронних мереж – 2, мінімізації ризику – 3 та дискримінантного аналізу – 4

Для вирішення задачі розпізнавання стану на базі нейронних мереж використовувались метод Коханена та метод прямого розповсюдження мережі. Виходячи з постановки задачі розпізнаванню ТС двигуна найбільш повно відповідає метод Коханена, дозволяючи не тільки кластеризувати поле вхідних даних, але й привести вихідні дані у відповідність до вектора цілей навчання (до прийнятої нумерації класів). Однак, ще на початковому етапі він не пока-

зав хороших результатів, тому у складі комплексного аналізу використовувався метод прямого розповсюдження мережі, що складається з двох шарів з функціями активації $\tanh()$. Для навчання нейронних мереж найбільш швидкими та ефективними виявилися алгоритми Левенберга-Марквардта, регуляризації Bayesia і оберненого розповсюдження помилки.

На рис. 5. приводяться результати розпізнавання стану двигуна чотирма відібраними кращими методами: кластерного аналізу, нейронних мереж, мінімізації ризику та дискримінантного аналізу для а – навчальної і б – перевірконої вибірок.

Загальна схема проведення модельного експерименту

Схема проведення модельного експерименту приведена на рис 6.

Для подальшого підвищення якості розпізнавання використовуються дві групи *комплексних* оцінок розпізнавання стану двигуна заснованих на трьох кращих методах розпізнавання образів (МРО): кластерного та дискримінантного аналізів і мінімізації ризику та нейронних мережах (НМ), шляхом об'єднання їх оцінок на основі процедур логічного висновку та багатокритеріального оцінювання.

Процедура логічного висновку будується на базі аналізу результатів розпізнавання вказаними методами для кожної точки.

Стан вважається визначеним, якщо приналежність до одного і того ж j -го класу технічного стану ГТД підтверджується двома різними методами. Інакше стан визначається найкращим методом – мінімізації ризику.

Окремо ця процедура проводиться тільки на базі трьох методів розпізнавання образів і окремо на основі всіх відібраних методів з врахуванням рівня значимості кожного методу.

Методи розпізнавання образів, по значимості, в першій групі розміщені в такій послідовності:

– методи мінімізації ризику (I3),
– методи дискримінантного (I4) та кластерного (I1) аналізу.

Для другої групи така послідовність:

– методи мінімізації ризику (I3),

– методи нейромережеві (I2),
– методи дискримінантного (I4) та кластерного (I1) аналізу.

Алгоритми прийняття рішень за цими процедурами мають вигляд:

%Логічний висновок на базі МРО Якщо $I3(i)=I4(i)$ або $I3(i)=I1(i)$ $SO(i)=I3(i)$; Інакше, якщо $I4(i)=I1(i)$ $SO(i)=I4(i)$; Інакше $SO(i)=I3(i)$; Кінець	%Логічний висновок на базі МРО і НМ Якщо $I3(i)=I4(i)$ або $I3(i)=I2(i)$ або $I3(i)=I1(i)$ $LO(i)=I3(i)$; Інакше, якщо $I4(i)=I2(i)$ або $I4(i)=I1(i)$ $LO(i)=I4(i)$; Інакше, якщо $I2(i)=I1(i)$ $LO(i)=I2(i)$; Інакше $LO(i)=I3(i)$; Кінець
---	--

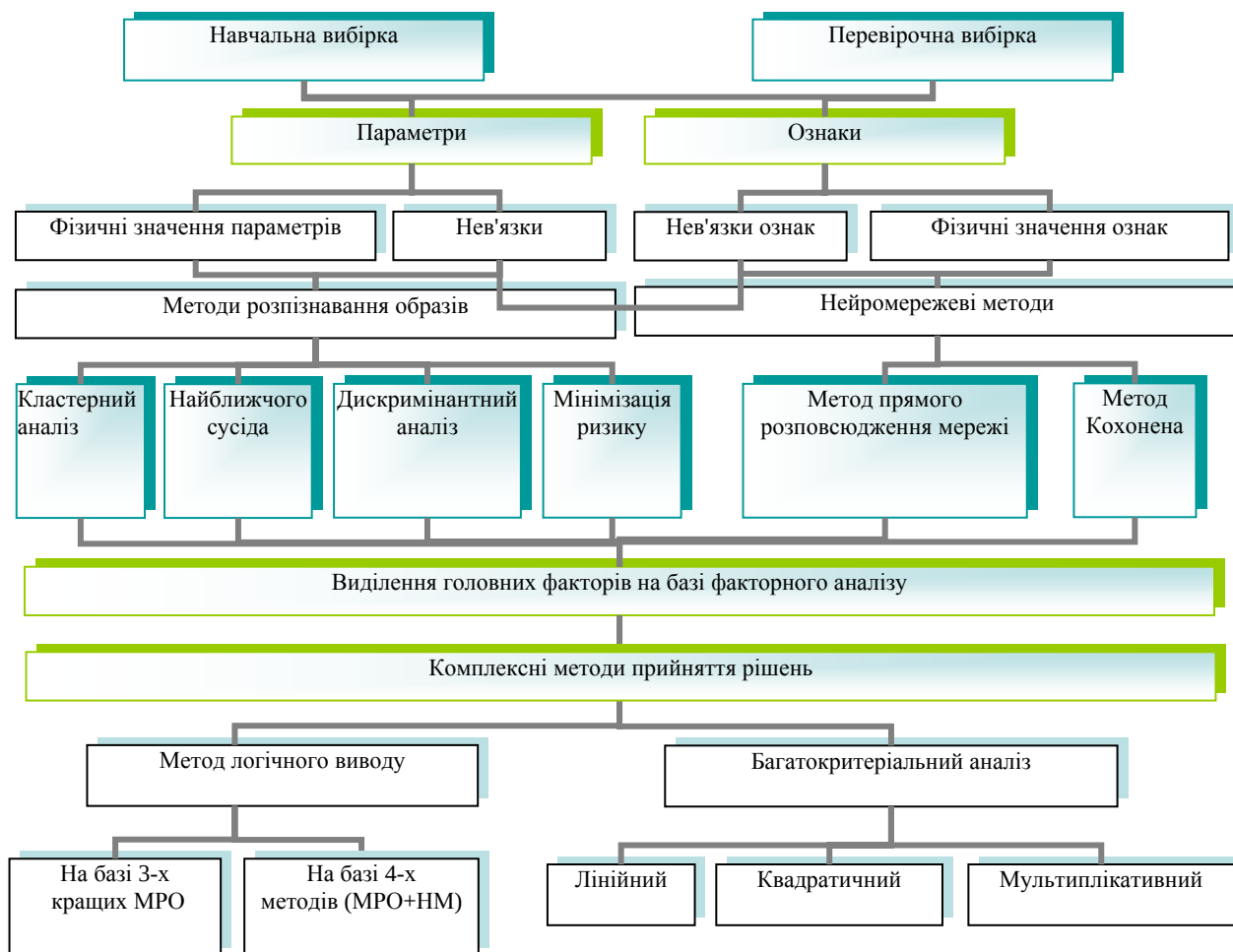


Рис. 6. Структурна схема розпізнавання стану ГТД методом комплексного аналізу

Другим способом згортання критеріїв у цільову функцію є багатокритеріальне оцінювання. Для знаходження комплексних оцінок за цим методом потрібні не тільки оцінки приналежності до класів за розглянутими методами, але й відносні оцінки ймовірностей (або їх аналог) приналежності до класу за кожним із цих методів.

Для дискримінантного аналізу оцінка ймовірностей P_{ij} приналежності i -ї точки до j -го класу, здійснюється за формулою

$$P_{ij} = \frac{1}{\sum_{k=1}^g e^{(f_{ik} - f_{ij})}}, \quad (4)$$

де f_{ij} – значення j -ї дискримінантної функції в i -й точці

$$f_{ij} = C_{0k} + \sum_{j=1}^m C_{jk} x_{ijk};$$

$$C_{ik} = \sum_{j=1}^m d_{ij} \bar{x}_{jk}; \quad C_{0k} = -\frac{1}{2} \sum_{j=1}^m \sum_{l=1}^m d_{ij} \bar{x}_{jk} \bar{x}_{lk},$$

де C_{ik} , C_{0k} – коефіцієнти рівнянь дискримінантних функцій; d_{ij} – зворотні елементи об'єднаної дисперсійної матриці D , $\bar{x}_{jk}$ – середнє значення j -ої ознаки в k -му класі, x_{ijk} – значення i -ї точки, j -ої ознаки k -го класу, m – кількість ознак.

Для методу мінімізації ризику правило вибору рішення визначається з рівняння середнього ризику

$$R(d) = \int r(d(x))h(x)dx, \quad (5)$$

в якому ризик в точці x визначається як

$$\begin{aligned} r(d(x)) &= \sum_{i=1}^g L(d(x), i) p(i|x) = \\ &= \sum_{i=1}^g L(d(x), i) \frac{f(x|i)P_i}{h(x)}, \end{aligned}$$

де $d(x)$ – правило вибору рішення, що є елементом відомого класу правил, яке позначається через D . Втрати $L(j, i)$ виникають, коли x відноситься до класу j , ($d(x) = j$), у той час як у дійсності x належить класу i ; $h(x)$, $f(x|i)$, P_i – відомі класи щільності ймо-

вірності, умовної щільності ймовірності та апіорної ймовірності вибірок кожного класу x .

Класичне завдання полягає в тому, щоб знайти правило вибору рішення $d(x)$, що мінімізує середній ризик (5). Це досягається вибором з D такого $d^*(x)$, яке мінімізує ризик у кожній точці x . З (5) робимо висновок, оскільки $h(x)$ ненегативна, то ризик $R(d)$ мінімізується вибором з D такого рішення $d^*(x)$, що $d^*(x)$ – клас, для якого

$$\sum_{i=1}^g L(d^*(x), i) f(x|i) P_i < \sum_{i=1}^g L(d(x), i) f(x|i) P_i, \quad \forall d(x) \in D \text{ для кожного } x.$$

Таким чином, згідно правила, що мінімізує середні збитки (середній ризик) у точці x , j -й клас приймається ($d^*(x) = j$), якщо

$$P_j f(x|j) = \max\{P_i f(x|i)\}_{i=1}^g,$$

так як це еквівалентно умові

$$1 - P_j f(x|j) / h(x) = \min_i \{1 - P_i f(x|i) / h(x)\}.$$

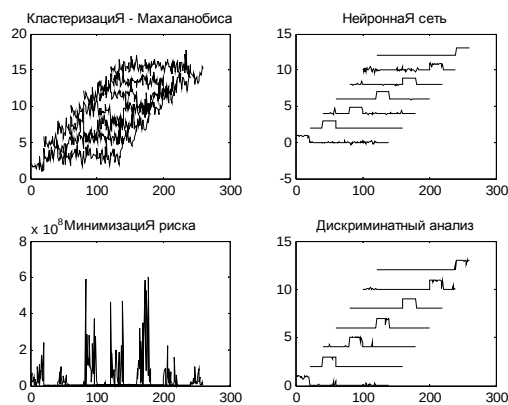
Правило вибору рішення, що визначене за допомогою цього рівняння, максимізує ймовірність виявлення або мінімізує ймовірність похибки.

Як можна бачити з наведених на рис. 7 (3) даних

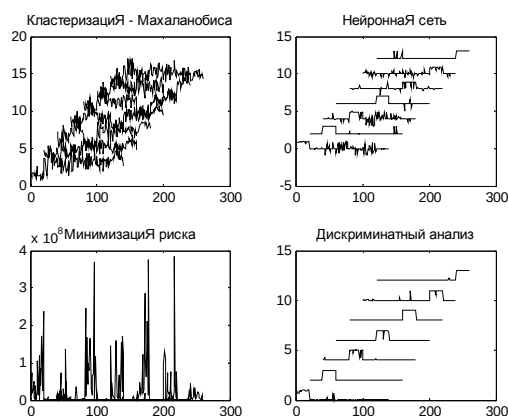
$$\sum_{i=1}^g L(d(x), i) f(x|i) P_i \text{ для кожного правила}$$

вибору рішення $d(x)$, яке репрезентує вірний вибір, на декілька порядків перевищує інші варіанти. Тому можна вважати, що розділення даних цим методом відбувається найбільш чітко, а отримані алгоритми забезпечують достатній запас по стійкості результату.

На рис. 7 приводиться оцінки приналежності до класів P_{ij} для всіх розглянутих методів для навчальної та перевірконої вибірки. Для об'єднання цих оцінок у комплексний критерій необхідно провести процедуру нормування. Відносні оцінки ймовірностей $R_{i,k,s}$, $i = \overline{1, N}$, $k = \overline{1, g}$, $s = \overline{1, r}$ для кожного із класів цими методами можна визначити за трьома різними перетвореннями, які нормують оцінки знайдені розглянутими методами



а



б

Рис. 7. Оценки принадлежности до классов

$$R_{s,i,k} = \frac{P_{sik} / \bar{P}_{si}}{\sum_{k=1}^g (P_{sik} / \bar{P}_{si})}, \quad i = \overline{1, N}, \quad s = \overline{1, r}; \quad (7)$$

$$R_{s,i,k} = \frac{(P_{sik} - P_{si \min}) / (P_{si \max} - P_{si \min})}{\sum_{k=1}^g (P_{sik} - P_{si \min}) / (P_{si \max} - P_{si \min})}, \quad (8)$$

$$i = \overline{1, N}, \quad s = \overline{1, r};$$

$$R_{s,i,k} = \frac{\exp(-(P_{sik} - P_{si \min}) / (P_{si \max} - P_{si \min}))}{\sum_{k=1}^g \exp(-(P_{sik} - P_{si \min}) / (P_{si \max} - P_{si \min}))}, \quad (9)$$

$$i = \overline{1, N}, \quad s = \overline{1, r},$$

де $P_{si \min}$, $P_{si \max}$ – мінімальне та максимальне значення ймовірності для станів; g – кількість класів ТС ГТД; r – кількість методів визначення класу.

На рис. 8 приводиться відносні нормовані оцінки приналежності до класів $R_{s,i,k}$ розраховані за формулою (9) для навчальної та перевіркової вибірок.

Об'єднання цих оцінок у єдиний комплексний критерій здійснюється за допомогою одного із способів згортки багатокритеріального оцінювання.

Широко розповсюдженим способом згортки критеріїв є лінійна згортка:

$$I = \sum_{s=1}^r \alpha_s R_s, \quad (10)$$

де для вагових коефіцієнтів α_s виконується умова нормування:

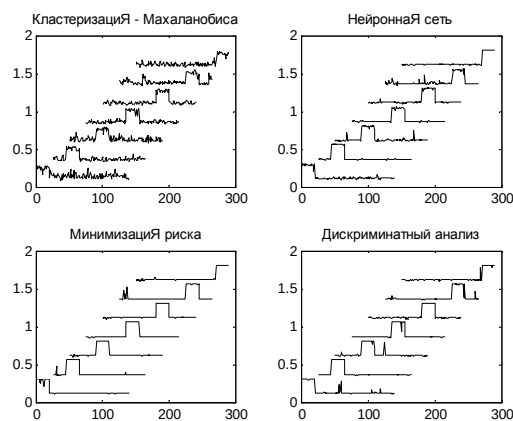
$$\sum_{s=1}^r \alpha_s = 1. \quad (11)$$

Використовується також квадратична згортка:

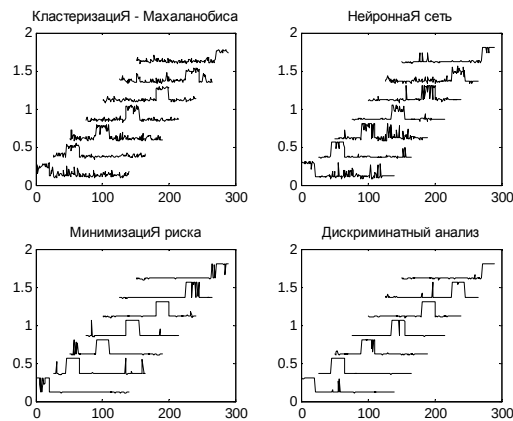
$$I = \left[\sum_{s=1}^r \alpha_s (R_s)^2 \right]^{1/2}, \quad (12)$$

та мультиплікативна:

$$I = \prod_{s=1}^r (R_s)^{\alpha_s}. \quad (13)$$



а



б

Рис. 8. Нормовані оцінки приналежності до класів

Ваги коефіцієнтів α_i вибираються на основі інформації про якість розпізнавання стану розглянутими методами.

Так, для двох груп методів (КА, МР, ДА та КА, НМ, МР, ДА) ваговим коефіцієнтам α_s можна присвоїти відповідно значення (0,3, 0,4, 0,3) та (0,2, 0,3, 0,2, 0,3).

Таким чином для лінійного критерію оцінка приналежності до класу для 1-ої та 2-ої групи методів здійснюється за формулами

$$I_{134} = \max_k (0,3 * R_{1,i,k} + 0,4 * R_{3,i,k} + 0,3 * R_{4,i,k}), \quad i = \overline{1, N}; \quad (14)$$

$$I_{1342} = \max_k (0,2 * R_{1,i,k} + 0,3 * R_{3,i,k} + 0,2 * R_{4,i,k} + 0,3 * R_{2,i,k}), \quad i = \overline{1, N}. \quad (15)$$

Для квадратичного та мультиплікативного критерію оцінки приналежності відповідно рівні:

$$I_{2134} = \max_k \sqrt{\frac{0,3 * R_{1,i,k}^2 + 0,4 * R_{3,i,k}^2 + 0,3 * R_{4,i,k}^2}{R_{3,i,k}^2 + 0,3 * R_{4,i,k}^2}}, \quad i = \overline{1, N}; \quad (16)$$

$$I_{21342} = \max_k (0,2 * R_{1,i,k}^2 + 0,3 * R_{3,i,k}^2 + 0,2 * R_{4,i,k}^2 + 0,3 * R_{2,i,k}^2), \quad i = \overline{1, N}; \quad (17)$$

$$I_{3134} = \max_k (R_{1,i,k}^{0,3} * R_{3,i,k}^{0,4} * R_{4,i,k}^{0,3}), \quad i = \overline{1, N}; \quad (18)$$

$$I_{31349} = \max_k (R_{1,i,k}^{0,2} * R_{3,i,k}^{0,3} * R_{4,i,k}^{0,2} * R_{2,i,k}^{0,3}), \quad i = \overline{1, N}. \quad (19)$$

Результати розпізнавання стану ГТД комплексним методом

З результатів розпізнавання окремими методами і у навчальній і у перевіірочній вибірках видно (рис. 6), що помилкове прийняття рішень для різних методів у більшості випадків не збігається. Тому узагальнення отриманих даних з використанням роз-

глянутих методів прийняття рішень дозволяє із більш високою точністю визначати технічний стан двигуна.

На рис. 9 та 10 приводяться результати комплексної оцінки стану ГТД.

На рис. 9 приводяться результати розпізнавання стану двигуна методами логічного висновку та багатокритеріального лінійного оцінювання окремо тільки для трьох методів розпізнавання образів (кластерного, дискримінантного аналізу, мінімізації ризику) та для відмічених чотирьох методів з додатковим нейромережним методом для навчальної (а) та перевіірочної (б) вибірок побудовані на основі критерію (9).

На рис. 9, в показані результати багатокритеріального аналізу на основі квадратичного та мультиплікативного критеріїв цих методів для навчальної та перевіірочної вибірок.

На рис 10 – такі ж дані побудовані за критеріями (7) та (8) для перевіірочної вибірки.

В останньому випадку якість розпізнавання дещо нижча ніж при використанні критерію (9). Для навчальної вибірки комплексний метод дає 100% результат розпізнавання.

На рис. 11 приводяться результати розпізнавання технічного стану двигуна комплексним методом по 10 ознакам та 8 головних компонентах для повноті матриці факторів.

Висновки

Розроблено методологію діагностування та розпізнавання технічного стану ГТД підвищеної контролепридатності на основі методів розпізнавання образів: кластерного аналізу, мінімізації ризику, дискримінантного аналізу та нейронних мереж. Проведено модельний експеримент для перевірки можливості діагностування за даними математичної моделі та визначення складу методів і технологій діагностування.

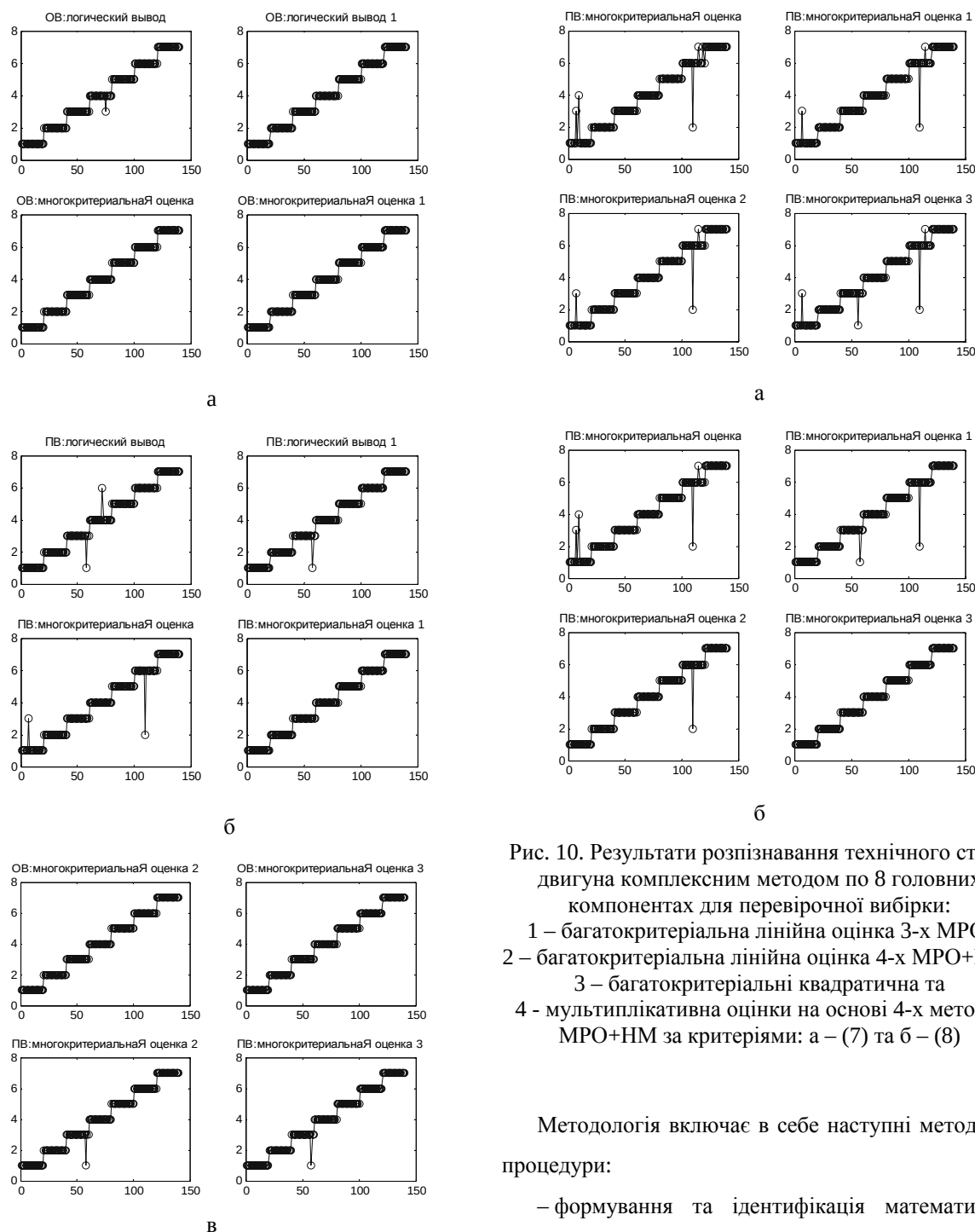


Рис. 9. Результаты распознавания технического stanu двигателя комплексным методом по 8 головных компонентах за критерием (9):
 1 – логичный вывод на основе 3-х методов МРО;
 2 – логичный вывод на основе 4-х методов МРО+НМ; 3 – багатокритеріальна лінійна оцінка 3-х МРО; 4 – багатокритеріальна лінійна оцінка 4-х МРО+НМ)
 для а – навчальної та б – перевірконої вибірок;
 в – багатокритеріальні квадратична та мультиплікативна оцінки на основі 4-х методів МРО+НМ для 1-2 навчальної; 3-4 перевірконої вибірок

Рис. 10. Результаты распознавания технического stanu двигателя комплексным методом по 8 головных компонентах для проверочной выборки:
 1 – багатокритеріальна лінійна оцінка 3-х МРО;
 2 – багатокритеріальна лінійна оцінка 4-х МРО+НМ;
 3 – багатокритеріальні квадратична та
 4 – мультиплікативна оцінки на основі 4-х методів МРО+НМ за критеріями: а – (7) та б – (8)

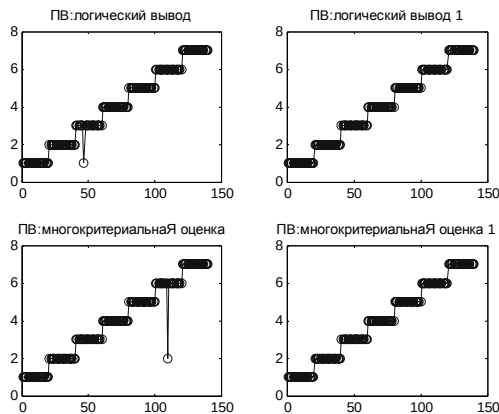
Методологія включає в себе наступні методи та процедури:

- формування та ідентифікація математичної моделі двигуна;
- метод проведення чисельного експерименту метою якого є отримання навчального та перевірконого наборів діагностичних даних;
- метод навчання нейронних мереж та класифікаторів розпізнавання образів для розпізнавання класів технічного стану ГТД;
- метод формування діагностичних ознак на основі математичної моделі ГТД;

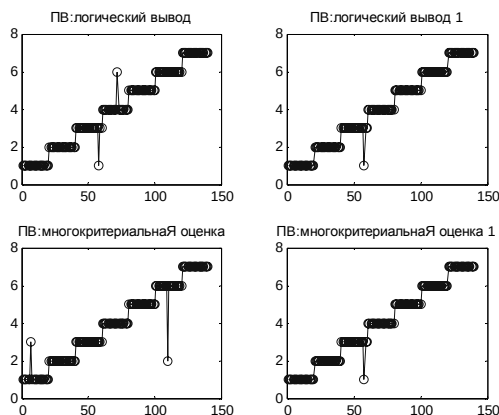
– метод формування головних компонент (перетворення параметрів та ознак) за допомогою факторного аналізу;

– метод комплексного аналізу стану двигуна на основі розглянутих методів та процедур логічного висновку і багатокритеріального аналізу.

Комплексний метод дає значне підвищення якості розпізнавання ТС ГТД.



а



б

Рис. 11. Результаты распознавания технического stanu двигателя комплексным методом по 10 признакам (а) та 8 головних компонентах для повернутої матриці факторів (б) за критерієм (9):

- 1 – логічний висновок на основі 3-х методів МРО;
2 – логічний висновок на основі 4-х методів МРО+НМ; 3 – багатокритеріальна лінійна оцінка 3-х МРО; 4 – багатокритеріальна лінійна оцінка 4-х МРО+НМ) для перевірконої вибірки

Література

1. Кучер А.Г., Дмитриев С.А., Попов А.В. Определение технического состояния ТРРД по данным экспериментальных исследований с использованием нейронных сетей и методов распознавания образов // *Авиационно-космична техніка і технологія*. – 2007. – № 10 (46). – С. 153-164.

2. Кучер О.Г., Якушенко О.С., Сухоруков В.Ю. Распознавание технического состояния авиационных ГТД с использованием нейронных сетей // *Вісник двигунобудування*. – 2002. – № 1. – С. 101-106.

3. Эдуард А. Патрик. Основы теории распознавания образов; Перевод с английского / Под ред. Б.Р. Левина. – М.: Сов. радио, 1980. – 408 с.

4. Интеллектуальные средства диагностики и прогнозирования надежности авиадвигателей: Монография / В.И. Дубровин, С.А. Субботин, А.В. Богуслаев, В.К. Яценко. – Запорожье: ОАО “Мотор-Сич”, 2003. – 279 с.

5. Распознавание образов. Состояние и перспективы / Верха ген К. Дёйн Р., Грун Ф. и др.; Пер. с англ. Н.Г. Гуревич; Под ред. И.Б. Гуревич. – М.: Радио и связь 1985. – 104 с.

6. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, И.М. Богаенко и др. – К.: Техника, 1998. – 312 с.

Надійшла до редакції 30.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Єпіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків.

УДК 629.786.085

**Г.А. ФРОЛОВ¹, В.П. СОЛНЦЕВ¹, С.М. СОЛОНИН¹, С.В. БУЧАКОВ¹,
Ю.И. ЕВДОКИМЕНКО¹, В.М. КИСЕЛЬ¹, А.М. ПОТАПОВ², В.Г. ТИХИЙ²**¹*Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины*²*ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепрпетровск, Украина*

ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Получены результаты высокотемпературных испытаний металлической тепловой защиты, предназначенной для многоразовых космических систем. Показано, что благодаря образованию на поверхности защитной окисной пленки материал может длительно работать в условиях конвективного и радиационного нагрева. Определена излучательная способность поверхности материала. После 20 минутного нагрева при температуре 1100 °С ее значение повышается до 0,9 и в дальнейшем остается неизменным. Ресурсные испытания образцов размером 100x100 мм при радиационном нагреве подтвердили возможность использования разработанного сплава в качестве одного из основных материалов для создания систем тепловой защиты.

теплозащитное покрытие, высокотемпературный нагрев, ресурс работы, излучательная способность, многоразовая космическая система, никель-хромовый сплав

Введение

Широкий диапазон температур и условий работы тепловой защиты на различных участках поверхности многоразовой космической системы (МКС) предъявляет повышенные требования к материалам для ее изготовления. Наряду с неметаллическими материалами, которые в основном применялись для теплозащитных покрытий (ТЗП) МКС «Шаттл» и «Буран» все большее внимание уделяется разработке металлических систем тепловой защиты. Достаточно подробно конструкции систем многоразовой тепловой защиты рассмотрены в [1].

В настоящее время наиболее перспективными считаются сплавы на никелевой (PM-1000) и железной основе (PM-2000). В ИПМ НАН Украины совместно с ГП «КБ «Южное»» разработан модифицированный сплав на никелевой основе, получивший название ЮИПМ.

1. Формулирование проблемы

Теплозащитное покрытие должно удовлетворять следующим требованиям:

- выдерживать в течение более 20 минут температуру на поверхности 1100 °С (не менее 100 циклов нагрева);
- обладать высокой излучательной способностью ($> 0,85$);
- противостоять термическим, механическим, акустическим и вибрационным нагрузкам;
- иметь малый удельный вес на единицу поверхности ($\sim 10 \text{ кг/м}^2$);
- обеспечивать температуру на конструкции МКС не выше 200 °С и т.п.

Высокотемпературные испытания таких покрытий являются одним из основных условий, которое необходимо обеспечить при разработке теплозащитных материалов многократного использования.

2. Решение проблемы

2.1. Сплав для металлической тепловой защиты

При разработке сплава ЮИПМ были проведены исследования наиболее перспективных материалов на основе нихрома. Наиболее устойчивым при циклическом печном нагреве оказался сплав Х20Н80,

практически соответствующий составу РМ-1000 по основным компонентам – никелю и хрому. Однако было установлено, что жаростойкость сплава заметно зависит от технологии его получения. Как правило, у сплавов этой группы поверхностное разрушение связано с отслоением защитной окисной пленки и последующим повторным окислением обнажающейся поверхности. Основной причиной недостаточного ресурса работы материалов этого класса, по-видимому, является несовершенство технологии их получения. В материал попадает большое количество элементов внедрения – азота и кислорода, которые остаются в материале после спекания. Это существенно снижает низкотемпературную пластичность и жаропрочность материала в области температур 800–900°C. Целый ряд других недостатков существующей технологии, основанной на механохимическом синтезе, отрицательно сказывается на стабильности физико-механических и функциональных свойств конечного продукта.

В связи с этим была разработана лабораторная технология, исключающая недостатки механохимического синтеза. Для получения материала применяются высокодисперсные порошки исходных компонентов. За счет термохимического воздействия процесса спекания происходит ускоренная гомогенизация, а также связывание примесей внедрения в прочные соединения. Применение высокой степени деформации и промежуточных отжигов позволяет получить однородный продукт с равномерно распределенной дисперсноупрочняющей добавкой – окисью иттрия. Это приводит к тому, что защитная пленка не отслаивается и отсутствует унос массы, связанный с возникновением термических напряжений при термоциклировании. Эксперименты показали, что после 14–18 циклов нагрева-охлаждения материал перестает окисляться, не наблюдается ни прироста, ни уноса массы.

По разработанной технологии были изготовлены заготовки, из которых путем холодной и горячей

прокатки были получены листы различной толщины. Для испытаний были изготовлены образцы $\varnothing 15$ мм и толщиной от 0,3 мм до 2,5 мм, а также пластины размером 100x100 мм и толщиной 1,7 мм.

2.2. Методики и установки для проведения высокотемпературных испытаний

Испытания проводились на гелиоустановке СГУ-7 и установке конвективного нагрева ГВО-2. Основным элементом гелиоустановки СГУ-7 является фасетный концентратор солнечной энергии $\varnothing 5$ м. Установка оснащена системой непосредственного слежения за Солнцем. Диаметр фокального пятна для получения на поверхности образца температуры до 1250 °C с неоднородностью распределения светового потока $\sim 10\%$ составляет порядка 160 мм. На этой установке проводились ресурсные испытания образцов размером 100x100 мм с замером распределения температуры по толщине теплозащитного пакета (рис. 1).



Рис. 1. Ресурсные испытания металлической тепловой защиты на установке СГУ-7

Стенд конвективного нагрева, обеспечивающий нагрев образцов в струе продуктов сгорания, включает в себя системы подачи жидкого горючего (керосина), газообразного горючего (водорода), сжатого воздуха, кислорода, а также системы крепления и перемещения образцов, запуска, измерений, видеонаблюдения и дистанционного управления.

Для испытания образцов металлической теплозащитной защиты применялось горелочное устройство ГВО-2, работающее на топливной паре керосин – воздух, со следующими параметрами:

- диаметр критического сечения сопла 11 мм;
- давление в камере сгорания до 0,8 МПа;
- коэффициент избытка окислителя 1,75;
- температура торможения 1530 К;
- скорость на срезе сопла 1115 м/с.

Ресурсные испытания образцов теплозащитных материалов представляют собой последовательность циклов нагрева до 1100 °С, каждый длительностью 20 минут. После каждого цикла нагрева контролируется масса образца (взвешивание производится на аналитических весах ВЛА-20г-М с точностью $\pm 0,2$ мг) и внешний вид нагреваемой поверхности. Испытания продолжаются до стабилизации массы образца (наиболее благоприятный результат) либо до стабилизации потери массы вследствие окисления и уноса продуктов окисления потоком. Для таких испытаний образец исследуемого материала представлял собой диск диаметром $\varnothing 15$ мм и толщиной до 3 мм.

Для определения температуры и излучательной способности поверхности исследуемых образцов применялся пирометр INFRATHERM Converter IGA 100 компании IMPAC Electronic GmbH. Прибор позволяет проводить измерения значений коэффициента черноты в пределах от 0,2 до 1,0 для длины волны $\lambda = 1,45 \dots 1,8$ $\mu\text{м}$. Погрешность измерений при температурах до 1500 °С составляет 0,3 % и 0,5% при температурах свыше 1500 °С, частота измерений – 5 измерений в секунду. Данные, полученные при измерении температуры, обрабатываются с помощью компьютерной программы и выдаются в виде таблиц и графиков.

Для измерения истинной температуры образца используется хромель-алюмелевая термопара, которая устанавливается на задней поверхности образца. Путем измерений температуры на обеих поверхностях образца в условиях одностороннего было пока-

зано, что при стационарном нагреве до 1100 °С температуры на нижней и верхней поверхностях образца отличаются не более, чем на 5 градусов. На столько же занижает показания пирометра наличие на нем защитного стекла. Поэтому можно считать, что оба фактора взаимно компенсируются.

В процессе нагрева производится одновременная запись показаний пирометра и ЭДС термопары. Значение коэффициента излучательной способности рассчитывается по формуле:

$$\frac{1}{T} - \frac{1}{T_1} = \frac{1}{C_2} \ln \varepsilon(l, T),$$

где T – температура, измеренная термопарой; T_1 – температура, измеренная пирометром; l – длина волны пирометра (1,625 $\mu\text{м}$), C_2 – пирометрическая константа ($C_2 = 1,438 \times 10^{-2}$ м·К); $\varepsilon(l, T)$ – коэффициент излучения, рассчитанный для соответствующих значений температуры и длины волны.

Для расчета берутся данные измерений, полученные в условиях сохранения заданного уровня температуры в течение не менее 10 секунд для выравнивания температурного поля в образце.

2.3. Результаты высокотемпературных испытаний

Регулировка режима газогенератора позволяла поддерживать температуру на поверхности образца с точностью 1100 ± 30 °С. Для проверки влияния механической обработки (прокатки) на характеристики образцов из сплава ЮИПМ были испытаны образцы двух видов: образец (толщина 2,5 мм), полученный только прессовкой и образец (толщина 0,3 мм), полученный из прокатанной заготовки. В результате испытаний было установлено, что если потеря массы прессованного образца пористостью 8 % за цикл нагрева равна $\sim 0,1\%$, то потеря массы образца, полученного из прокатанной заготовки, примерно в 10 раз меньше. Можно предположить, что благодаря значительному повышению жаростойкости сплава ЮИПМ после прокатки потеря массы образца, испытанного даже в условиях динамического воздей-

ствия сверхзвуковой струи газогенератора, за 100 циклов нагрева не должна превысить 1%.

Исследование излучательной способности образцов из сплава ЮИПМ при температуре 1100 °С с помощью пирометра INFRATHERM Converter IGA 100, показало, что степень черноты неокисленной поверхности образца в диапазоне длин волн 1,4–1,85 мкм составляет $0,78 \pm 0,05$. После 20 минутного нагрева в струе газогенератора ее значение повышается до $0,92 \pm 0,02$ и остается неизменным. Определенная по предложенной методике степень черноты образца из нихрома (Ni-20Cr) при температуре 1000 °С составила $\varepsilon = 0,78 \pm 0,03$, что хорошо согласуется с литературными данными и подтверждает хорошую точность полученных результатов.

Ресурсные испытания металлической пластины из сплава ЮИПМ размером 100x100 мм, толщиной 1,7 и начальным весом 143,9 г. были проведены на гелиоустановке СГУ-7. Через 20 циклов нагрева с выдержкой при температуре 1100 °С по 20 минут ее вес составил 144 г. Эти эксперименты подтвердили работоспособность разработанного сплава на образцах с размерами близкими к натурным.

Для объяснения удовлетворительной работоспособности сплава ЮИПМ был выполнен рентгеноструктурный и металлографический анализы. Анализ рентгенограмм прокатанных образцов, проведенный до их испытаний, показал, что линии промышленного нихрома имеют значительное большую ширину по сравнению с линиями сплава ЮИПМ. Это свидетельствует о большей степени гомогенности предложенного сплава, которая объясняется воздействием на его структуру горячей обработки давлением в процессе прокатки.

Сравнение рентгенограмм образцов, изготовленных из промышленного нихрома и сплава ЮИПМ, после испытаний показало, что оксидная пленка на промышленном сплаве образована в ос-

новном оксидом никеля (NiO), а пленка сплава ЮИПМ состоит главным образом из шпинели (NiCr_2O_4). По-видимому, с этим и связана большая стойкость против окисления сплава ЮИПМ, поскольку известно, что никель-хромовая шпинель обладает более высокими защитными свойствами, чем оксид никеля.

Полученные данные были подтверждены результатами металлографического анализа. Были обнаружены следующие различия в морфологии оксидной пленки и ее адгезии к основе:

- на образце промышленного нихрома пленка рыхлая, имеет слабое сцепление с основой и отслаивается от нее, образуя большие пустоты;
- на образце сплава ЮИПМ пленка более плотная и непрерывная, о хорошей адгезии пленки к основе свидетельствует отсутствие видимой границы раздела между пленкой и основой.

Заключение

Проведенные высокотемпературные испытания свидетельствуют о существенном повышении свойств разработанного сплава и, соответственно, эффективности разработанной лабораторной технологии. Полученный жаростойкий материал обладает необходимым комплексом свойств и в настоящее время является одним из лучших по показателям физико-механических и служебных свойств.

Литература

1. Гофин М.Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых космических аппаратов. – М.: ЗАО «ТФ «МИР», 2003. – 672 с.

Поступила в редакцию 1.06.2008

Рецензент: академик НАН Украины В.В. Скороход, Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев.

УДК 621.454.2.035.5

Д.А. ШАМРОВСКИЙ, Н.В. ДЕШЕВЫХ*ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина***ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ КОРМОВЫХ ДИФфуЗОРОВ
НА СОВМЕСТНУЮ РАБОТУ ВЫСОТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РД-8 И РД-120
С ГДТ ПРИ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЯХ**

Проведено исследование влияния наличия кормового диффузора газодинамической трубы (ГДТ) и его геометрических размеров на возможность совместной работы двигателя с ГДТ на режиме после запуска с учетом действительных энергетических параметров потока продуктов сгорания. Представлена методология построения граничных кривых запуска – срыва ГДТ, которые позволяют определить минимальные допустимые величины давления в камере сгорания при запуске и на режиме после запуска. Проведен сравнительный анализ граничных кривых запуска – срыва ГДТ с результатами наземных огневых испытаний двигателя РД-8.

диффузор, газодинамическая труба, совместная работа двигателя с ГДТ, кривые запуска – срыва ГДТ

Введение

Постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами. Для проведения наземного испытания ЖРД с достоверным определением тяги необходимо, чтобы истечение потока из сверхзвуковой части сопла было безотрывным. Испытание высотного ЖРД, у которого давление на срезе сопла значительно меньше атмосферного, необходимо проводить только при помощи специального стендового оборудования, которое позволяет обеспечить требуемое давление в районе среза сопла. Выбор такого оборудования зависит от энергетических параметров потока продуктов сгорания топлива на срезе сопла камеры двигателя. В качестве такого стендового оборудования могут применяться газодинамические трубы (ГДТ). ГДТ не требуют дополнительных затрат энергии, в них для создания пониженного давления в районе среза сопла используются эжектирующие свойства струи газа, истекающей из сопла. Обычно ГДТ состоит из конфузора (конического сходящегося участка), горла (цилиндрического участка) и диффузора (конического расходящегося участка).

После запуска ГДТ сверхзвуковой поток из конфузора поступает в горло ГДТ, где скорость потока существенно снижается. Поток становится звуковым или дозвуковым. В кормовом диффузоре происходит восстановление давления потока до атмосферного, таким образом, применение кормового диффузора позволяет существенно понизить давление в горле ГДТ. Возможность снижения давления в горле ГДТ позволяет получить значительное отличие между уровнем давления в камере сгорания испытываемого высотного двигателя, необходимым для надежного запуска ГДТ и допустимым уровнем минимального давления в камере сгорания при дросселировании двигателя без риска срыва ГДТ. Большой коэффициент восстановления давления в диффузоре может быть получен только при сравнительно малом угле расширения (7-8 градусов). Поэтому при проектировании диффузоров обычно приходится идти на компромисс между желанием получить большую величину восстановления давления и не слишком большую его длину [1].

ГДТ не всегда включает в себя диффузор. Так, например, двигатель РД-120 успешно испытывается в наземных условиях с ГДТ без диффузора.

Поэтому рассмотрение газодинамических процессов, происходящих в диффузоре, и влияние его геометрических размеров на допустимые параметры испытываемого двигателя является актуальной научно-практической задачей.

Обзор публикаций и выделение нерешенных задач. В [2] проведено сравнение различных конфигураций ГДТ на эффективность процессов запуска и работы на режиме. Отмечено, что отличие площадей горла ГДТ и кормового диффузора приводит к тому, что эффективность ГДТ на установившемся режиме выше, чем при запуске. Это сравнение выполнено на основании анализа особенностей газодинамического течения идеального газа в одномерном приближении [3] по соответствующим газодинамическим зависимостям [4]. В [1] представлен анализ физических причин возникновения потерь давления в кормовом диффузоре. Из этого анализа следует, что малый угол полуоткрытия диффузора и, как следствие, его большая длина обусловлены, главным образом, стремлением избежать значительных потерь давления на трение и отрыв потока.

Анализ рассмотренных литературных источников показал, что эффект влияния геометрических размеров диффузора на отличие между допустимыми уровнями давления в камере сгорания при запуске ГДТ и на режиме известен. Но в проведенных исследованиях не учтены особенности действительных процессов горения и истечения продуктов сгорания, сопровождающихся значительными потерями энергии, и нет данных о сравнении результатов расчетов и экспериментальных данных.

Изложение основного материала с обоснованием полученных научных результатов

Расчетно-теоретические исследования влияния наличия диффузора и его геометрических размеров на совместную работу двигателя и ГДТ выполнены применительно к ГДТ, с помощью которой проводятся наземные испытания двигателей РД-8.

Оценка влияния геометрических размеров диффузора проведена путем определения условий возможности работы двигателя с ГДТ на режиме после запуска. Методология определения этих условий представлена в [5] и, в общем виде, состоит в следующей алгоритмической последовательности.

С учетом особенностей энергетики потока продуктов сгорания, путем расчета условий возникновения скачка уплотнения внутри сопла, определен критерий возможности запуска ГДТ, который показывает отличие между предельным допустимым давлением ($p_{пред}$) и давлением окружающей среды (p_n):

$$dp1 = p_{пред} - p_n, \quad (1)$$

где $p_{пред}$ – это такое статическое давление дозвукового потока на срезе сопла, при котором удельное количество движения дозвукового потока становится равным действительному удельному импульсу сверхзвукового потока в пустоте и, в соответствии с решением системы уравнений динамической совместности для прямого скачка уплотнения в одномерном приближении, реализуются условия, при которых скачок уплотнения садится на срез сопла.

Условия, при которых возможна работа двигателя с ГДТ на режиме после запуска, определены при помощи предложенного для этой цели критерия $dp2$. Критерий $dp2$ показывает отличие между $p_{пред}$ и максимальной величиной давления, которая может привести к входу скачка уплотнения в сопло двигателя. Анализ особенностей течения продуктов сгорания в газодинамическом тракте ГДТ показал, что после запуска ГДТ максимальная величина давления, которая может привести к входу скачка уплотнения в сопло двигателя, является величина статического давления дозвукового потока в горле ГДТ, $p_{ст.г.}$

$$dp2 = p_{пред} - p_{ст.г.}, \quad (2)$$

Расчет $p_{ст.г.}$ проведен исходя из предположения о равенстве статического давления потока на срезе диффузора и давления окружающей среды, что ха-

рактерно для дозвуковых потоков, и предположения о сохранении полного давления в горле ГДТ и диффузоре.

Исследование влияния геометрических размеров на совместную работу двигателя с ГДТ на режиме после запуска проведено при помощи критерия dp_2/p_n .

Результаты расчета, изменение отношения dp_2/p_n в зависимости от диаметра среза диффузора D_d относительно диаметра горла ГДТ d_g , d_d/d_g , представлены на рис.1.

Из рис.1 следует, что с ростом D_d/D_g , величина dp_2/p_n увеличивается, поэтому допустимый диапазон регулирования двигателя по режиму в сторону понижения давления газов в камере сгорания также увеличивается. Начиная с $D_d/D_g=1,4$ в горле ГДТ реализуется звуковой режим, и дальнейшее увеличение D_d/D_g не приводит к росту dp_2/p_n .

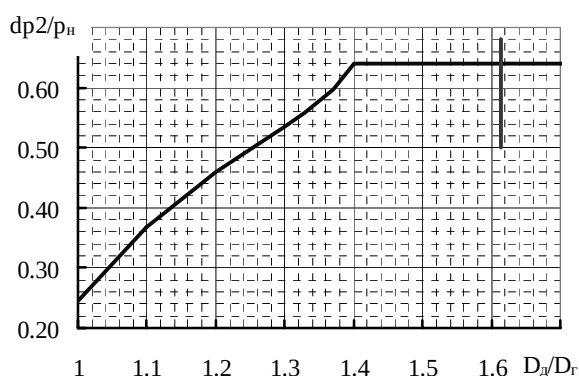


Рис. 1. Влияние диаметра диффузора на совместную работу двигателя с ГДТ на режиме после запуска, $dp_2/p_n = f(D_d/D_g)$

Вертикальной чертой обозначено значение dp_2/p_n при действительных размерах ГДТ, $D_d/D_g = 1,614$, которое используется при испытаниях РД-8. Из рис.1 следует, что при номинальных параметрах рабочего процесса в камере двигателя в горле ГДТ реализуется звуковой режим.

С целью определения минимального допустимого давления в камере сгорания на режиме глубокого дросселирования при помощи критериев dp_1 и dp_2 построены граничные кривые срыва ГДТ:

dp_1 – граничная кривая незапуска двигателя с ГДТ, которая позволяет определить минимальное допустимое давление в камере сгорания для осуществления запуска двигателя с ГДТ;

dp_2 – граничная кривая срыва ГДТ, которая позволяет определить минимальное допустимое давление в камере сгорания на режиме после запуска.

Исходными данными для построения граничных кривых являются результаты термогазодинамических расчетов полученных по программе [6] для $\kappa_m = 2,0, 2,1...3,0$ и $p_k = 45, 50...65$ бар: идеальный расходный комплекс $\beta_{ид}$, идеальный удельный импульс $I_{ид}$, газовая постоянная в камере сгорания двигателя R_k , газовая постоянная на срезе сопла двигателя R_a , показатель процесса расширения в камере и на срезе сопла двигателя, соответственно, x_k, x_a .

Действительные значения расходного комплекса β_d и удельного импульса I_d определены при помощи коэффициента расходного комплекса, который учитывает потери, возникающие из-за неполноты сгорания топлива, ϕ_β и, соответственно, коэффициента удельного импульса, учитывающего суммарные потери энергетики по камере сгорания, ϕ_i :

$$\beta_d = \beta_{ид} \cdot \phi_\beta, \quad (3)$$

$$I_d = I_{ид} \cdot \phi_i. \quad (4)$$

Значения β_d, I_d для номинальных параметров двигателя РД-8 ($p_k^{ном} = 78$ бар, $\kappa_m^{ном} = 2,4$) получены при помощи коэффициентов $\phi_\beta^T = 0,9568$ и $\phi_i^T = 0,9314$.

Сравнение результатов стендовых испытаний РД-8 (экспериментальные данные) с термогазодинамическими расчетами действительного процесса (теоретические данные) для $\kappa_m=2,4$ и $p_k = 45, 50...65$ бар показало, что значения параметров β_d, I_d для этого двигателя зависят от p_k , причем экспериментальная зависимость отличается от теоретической.

Для того чтобы получить значения β_d и I_d , соответствующие экспериментальным данным, введены поправочные коэффициенты для $\phi_\beta=f(p_k)$ и $\phi_i=f(p_k)$:

$$\phi_\beta = \phi_\beta^T + D \left(\frac{d\beta_d}{dp_k} \right) \cdot \frac{p_k - p_k^{ном}}{\beta_{ид}}, \quad (5)$$

$$\varphi_i = \varphi_i^T + D \left(\frac{dI_d}{dp_k} \right) \cdot \frac{p_k - p_{k \text{ ном}}}{I_{ид}}, \quad (6)$$

где $D \left(\frac{dv_d}{dp_k} \right), D \left(\frac{dI_d}{dp_k} \right)$ – разность между эксперимен-

тальными и теоретическими углами наклона характеристик $\beta_d = f(p_k)$, $I_d = f(p_k)$, соответственно.

Так как $R_k, R_a, x_k, x_a, I_{ид}, I_d, \beta_{ид}, \beta_d$ также являются функциями p_k , то по результатам термогазодинамических расчетов построены зависимости $R_k = f(p_k)$, $R_a = f(p_k)$, $x_k = f(p_k)$, $x_a = f(p_k)$, $I_{ид} = f(p_k)$, $I_d = f(p_k)$, $\beta_{ид} = f(p_k)$, $\beta_d = f(p_k)$ для каждого значения $k_m = 2 \dots 3$ с шагом 0,1. Эти зависимости позволяют определить $R_k, R_a, x_k, x_a, I_{ид}, I_d, \beta_{ид}, \beta_d$ для фиксированного значения k_m и любого p_k в диапазоне от 45 до 65 бар.

Кривая $dp1$ построена таким образом, что для каждого фиксированного значения k_m методом последовательных приближений определено такое значение p_k при котором $dp1=0$, $p_{пред} - p_n = 0$ следовательно скачок уплотнения садится на срез сопла и при более низком значении p_k запуск двигателя с ГДТ теоретически невозможен.

Кривая $dp2$ построена таким образом, что для каждого фиксированного значения k_m методом последовательных приближений определено такое значение p_k , при котором $dp2=0$, $p_{пред} - p_{ст.г}=0$, следовательно скачок уплотнения садится на срез сопла и при дальнейшем снижении давления в камере сгорания на режиме должен произойти срыв ГДТ.

На рисунке 2 представлены граничные кривые незапуска двигателя с ГДТ $dp1$ и срыва ГДТ на режиме после запуска $dp2$. Индексом $ид$ обозначены результаты расчета идеального процесса, без учета коэффициентов φ_β и φ_i , индексом $д$ обозначены результаты расчета действительного процесса, с учетом коэффициентов φ_β и φ_i . На рисунке 2 также представлены значения давлений в камере сгорания при различных величинах k_m , полученные при ОИ для нормальных испытаний и для испытаний со срывом ГДТ.

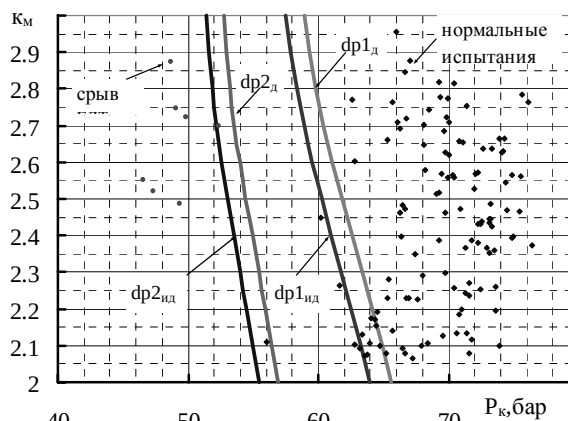


Рис.2. Граничные кривые запуска – срыва ГДТ

Из рис.2 следует:

- сравнение граничных кривых незапуска двигателя с ГДТ и срыва ГДТ на режиме после запуска с результатами стендовых испытаний РД-8 показало правомерность применения предложенных критериев, характеризующих возможность совместной работы двигателя и ГДТ;

- применение диффузора ГДТ позволяет уменьшить давление в горле ГДТ. Это дает возможность двигателю с ГДТ работать на режиме при понижении давления газов в камере сгорания на 15 – 20 % от величин, при которых запуск двигателя с ГДТ без потери вакуума в районе среза сопла невозможен;

- учет отличия энергетики действительного процесса от идеального (учет φ_β и φ_i) позволяет определить условия срыва ГДТ при дросселировании двигателя в большей мере соответствующие результатам экспериментов (~ 2,5 % по p_k).

Двигатель РД-120 отличается от РД-8 существенно большим давлением в камере сгорания ($p_{k \text{ ном}} = 166$ бар) при практически равной степени расширения. Минимальное давление в камере сгорания в процессе дросселирования этого двигателя $p_{k \text{ мин}} = 141$ бар соответствует режиму конечной ступени. Расчеты, аналогичные проведенным для двигателя РД-8 показывают, что величины критериев

запуска ГДТ для этих режимов составляют $dp_1/p_{н\text{ ном}} = 1,6$ и $dp_1/p_{н\text{ мин}} = 1,21$. Из этого следует, что ГДТ для этого двигателя сможет запускаться не только номинальном режиме работы двигателя, но и на режиме конечной ступени. Поскольку программа дросселирования этого двигателя не предусматривает получение величины $dp_1/p_n < 0$, то применение кормового диффузора ГДТ для этого двигателя не является целесообразным, тем более, что при диаметре горла этого ГДТ $D_r=1,8$ м размеры эффективного диффузора для нее были бы весьма внушительными.

Вывод и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Проведено исследование влияния наличия кормового диффузора ГДТ и его геометрических размеров на возможность совместной работы двигателя с ГДТ на режиме по критериям возможности запуска ГДТ и возможности работы двигателя с ГДТ на режиме после запуска.

Представлена методология построения граничных кривых запуска – срыва ГДТ. Проведен сравнительный анализ граничных кривых запуска – срыва с результатами стендовых испытаний РД-8, который показал правомерность предложенной методологии.

Результаты проведенных работ могут быть использованы при обосновании возможности реализации требуемого диапазона регулирования по тяге на имеющемся стендовом оборудовании. Кроме того, представленная методология может быть использована как инструмент для формирования требований для разработки нового стендового оборудования с учетом требуемого диапазона регулирования двигателя. В частности, она позволяет обоснованно принять решение о целесообразности применения кормового диффузора в составе ГДТ.

Анализ результатов проходящих в настоящее время стендовых испытаний двигателя РД-861К с сопловыми насадками различной конфигурации в наземных условиях с ГДТ позволит сделать проверку основных теоретических положений представленной методологии.

Литература

1. Зукроу М.Дж. Реактивные двигатели. – М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1960. – 259 с.
2. Шишков А.А. Газодинамика пороховых ракетных двигателей. Инженерные методы расчета. – М.: Машиностроение, 1974. – 155 с.
3. Научно-технический отчет „Оценки и рекомендации по использованию существующей ГДТ для стендовых испытаний камеры двигателя к третьей ступени РН „Циклон-4”,...”. – М.: ФГУП „Исследовательский центр имени М.В. Келдыша”, 2004. –111 с.
4. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – 244 с.
5. Научно-технический отчет № НТО 445-031/2007 „Анализ энергетических параметров потока продуктов сгорания на срезе сопел различных ЖРД для определения условий проведения наземных огневых испытаний”. Днепропетровск: ГKB „Южное”, 2007. – 113 с.
6. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах (Астра. 4/рс): Описание применения. – М.: МГТУ им. Баумана, 2000. –57 с.

Поступила в редакцию 15.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук А.В. Климов, ГП Конструкторское бюро “Южное” им. М.К. Янгеля, Днепропетровск.

УДК 621.4

В.П. ГУСЬКОВ, А.Ф. КИРПИКИН

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина***ОЦЕНКА ПРИМЕНЕНИЯ НОВОГО СПОСОБА РЕГУЛИРОВАНИЯ МОЩНОСТИ ПРИВОДНОЙ ТУРБИНЫ ДЛЯ ЖРД "РАСШИРИТЕЛЬНОЙ СХЕМЫ"**

Темой статьи является оценка системы регулирования параметров ЖРД, основанной на новом способе регулирования мощности приводной турбины применительно к ЖРД "расширительной схемы" с раздельными ТНА окислителя и горючего (кислорода и водорода). Этот способ предусматривает использование в качестве регулирующего воздействия давление на выходе из турбины ТНА горючего. Указанное регулирующее воздействие реализуется при помощи подачи водорода от насоса горючего через регулятор давления в КС и специальное устройство ввода в поток рабочего тела (подогретого водорода) за турбину ТНА этого насоса. Этот способ позволяет существенно снизить потери давления в системе питания и повысить точность работы силовой установки в целом. Приведен анализ определяющих процесс регулирования параметров и дана оценка применимости этой системы регулирования. Определены преимущества и проблемы, связанные с применением указанного способа регулирования для ЖРД "расширительной схемы" использующего в качестве компонентов топлива кислород и водород.

кислород-водородные жидкостные ракетные двигатели, турбина, турбонасосный агрегат, регулирование, камера сгорания, регулятор, система подачи топлива

Принятые обозначения

G_T	—	расход водорода через турбину;
G_H	—	расход водорода через двигатель;
G_{Ox}	—	расход кислорода через двигатель;
$K_m = G_{Ox} / G_H$	—	коэффициент избытка окислителя;
P_c	—	давление в камере сгорания ЖРД;
η_T	—	коэффициент полезного действия турбины;
T_T	—	температура газа на входе в турбину;
c_1	—	скорость водорода (рабочего тела турбины) на выходе из соплового аппарата;
$P_{in,T}$	—	давление водорода на входе в турбину;
$P_{out,T}$	—	давление водорода на выходе из турбины;
P_1	—	давление водорода на выходе из соплового аппарата;
χ	—	показатель адиабаты процесса расширения рабочего тела на турбине;
ρ_T	—	степень реактивности турбины;
u	—	окружная скорость турбины в среднем сечении лопаток рабочего колеса;
$K_{Temp, in, T}$	—	коэффициент влияния температуры водорода на входе в турбину на мощность турбины;
$K_{P, out, T}$	—	коэффициент влияния давления на выходе из турбины на мощность турбины;
$K_{P, in, T}$	—	коэффициент влияния давления на входе из турбины на мощность турбины;
$K_{u, T}$	—	коэффициент влияния окружной скорости на мощность турбины;
c_x	—	коэффициент теплоемкости охладителя (водорода);
$T_{out, X}$	—	температура охладителя (водорода) на выходе из охлаждающего тракта;
$T_{in, X}$	—	температура охладителя (водорода) на входе в охлаждающий тракт;
ΔS	—	площадь боковой поверхности охлаждающего тракта КС ЖРД;
G_X	—	расход охладителя (водорода) через охлаждающий тракт;
α_X	—	коэффициент теплопередачи от стенки КС ЖРД в охладитель;

α_G	—	коэффициент теплопередачи от газа в стенку КС ЖРД;
λ	—	коэффициент теплопроводности материала стенки КС ЖРД;
Δl_w	—	толщина внутренней стенки КС ЖРД;
q	—	удельный тепловой поток через стенку КС ЖРД;
ΔT	—	температура подогрева охладителя в охлаждающем тракте;
$K_{P, Cham, GOX}$	—	коэффициент влияния G_{Ox} на давление в КС ЖРД;
$K_{P, Cham, GH}$	—	коэффициент влияния G_H на давление в КС ЖРД;
$K_{P, Cham, Rm}$	—	коэффициент влияния K_m на давление в КС ЖРД;
$\Delta P_{CONTRVAL, CONV.}$	—	потери давления в системе питания на регулирование давления в КС ЖРД для традиционной схемы размещения регулятора давления;
$\Delta P_{CONTRVAL, NEW}$	—	потери давления в системе питания на регулирование давления в КС ЖРД для схемы размещения регулятора давления по новой схеме;
α	—	коэффициент эффективности устройства ввода водорода.

Введение

Предметом работы является оценка новой схемы регулирования параметров ЖРД "расширительной схемы" (РС), основанная на новом способе регулирования турбины [1]. Выбор применения данного способа для ЖРД "расширительной схемы" в первую очередь обусловлен тем, что для этого класса ЖРД потери давления в подводящих магистралях существенно ограничивают область их применения. Изложенный ниже подход позволяет получить оценки применимости данного способа для ЖРД других классов.

Возможная реализации системы регулирования, основанная на данном способе для ЖРД РС приведена в [2], где дано описание ЖРД комбинированной схемы регулирования, которое обсуждается ниже. Выбор класса ЖРД "расширительной схемы" как объекта для исследования применимости данного способа связано в первую очередь с требованиями, предъявляемыми к ЖРД верхних ступеней и космических буксиров тягой от 1×10^4 Н до 15×10^4 Н:

1. Достижение максимального удельного импульса для ЖРД верхних ступеней летательных аппаратов (ЛА) и орбитальных буксиров является актуальной. Для ЖРД наиболее подходящими компонентами топлива для данного случая являются жидкий кислород (ЛО) и жидкий водород (ЛН). При этом, при равной температуре и давлении в камере сгорания (КС) ЖРД

выгоднее использовать топливо с минимальным содержанием кислорода. Для каждого применения определяются соответствующие требования по K_m и P_c . Но снижение K_m и повышение P_c ограничивается располагаемыми энергетическими возможностями системы подачи топлива. Ниже, когда мы будем говорить о повышении P_c , мы будем подразумевать и снижение K_m , как еще один фактор, позволяющий увеличить удельный импульс. В настоящее время типичным является $K_m = 6,0$, хотя известны ЖРД ЛН/ЛО с $K_m = 5,7$ [3].

2. Обеспечение максимального ресурса. Для ЖРД верхних ступеней и космических буксиров стоит особенно остро, так как часто предполагается многократное использование как для перевода космических объектов с одной орбиты на другую, так и для коррекции штатных (расчетных) орбит космических ЛА. ЖРД РС являются предпочтительным, так как содержат один огневой агрегат (КС ЖРД) и имеют наиболее простые схемные решения.

3. Точность необходимых функциональных характеристик (тяги, импульса последействия). Здесь очень трудно провести какой – либо корректный анализ коротко, так как существует очень большое количество конкретных ЖРД разработанных под конкретные требования. В этих требованиях уровень точности функциональных характеристик предпола-

гался существенно различным. Однако, нет особых причин считать, что ЖРД "расширительной схемы" имеют экстремальные трудности по реализации требований к точности необходимых функциональных характеристик. Тем не менее, точность функциональных характеристик должна быть как можно более высокой и сами функциональные характеристики должны быть стабильными от запуска к запуску.

Первое и третье требования являются конкурентными, так как увеличение точности ведет к дополнительным энергетическим затратам, что, как правило, выражается в повышении потерь давления на исполнительных органах регуляторов. Это особенно критично для кислород-водородных ЖРД РС.

Имелись различные попытки увеличения давления в КС ЖРД РС. Это использование концепции ЖРД с центральным телом, размещение специального теплообменника в цилиндрической части КС ЖРД [4]. Эти концепции и усовершенствования могут быть применимы и для ЖРД РС, однако подробное рассмотрение этих решений выходит за рамки данного предложения.

Целью приведенного ниже анализа является исследование удовлетворения приведенным выше требованиям и выяснение проблем при применении указанного способа регулирования мощности приводной турбины [1] применительно к ЖРД РС [2].

В настоящее время известно четыре решения, касающихся размещения регуляторов в системе питания и регулирования ЖРД РС:

- непосредственно в подводящих магистралях водорода и кислорода [4] для регуляторов K_m и P_c ;

- установка регулятора K_m непосредственно в магистрали подачи кислорода. Регулятор P_c установлен в газовойде и осуществляет перепуск газообразного водорода в обход турбины привода турбо-насосного агрегата (ТНА) [5];

- установка регулятора P_c в трубопроводе перепуска горючего от выхода насоса горючего в его вход [6];

- установка регулятора P_c в газовойде за или перед турбиной привода ТНА. Существует два варианта реализации, которые предусматривают установку регулятора P_c как непосредственно в газовойде за турбиной ТНА, так и в магистралях перепуска водорода от входа турбины ТНА ЛН в КС ЖРД [7]. Следует отметить, что подобным путем перепуска может регулироваться K_m с использованием ТНА LO [7].

Первое решение приводит к существенным потерям давления на исполнительных органах регуляторов. При этом потери давления на регуляторе P_c , размещаемом, как правило, в магистрали подачи ЛН между насосом и входом в охлаждающий тракт КС ЖРД влияют существенно сильнее на снижение удельных характеристик ЖРД РС. Это является следствием двух факторов:

1. Подогретый в тракте охлаждения КС ЖРД поток водорода является, как правило, рабочим телом турбины (турбин) ТНА. Снижение располагаемого давления на входе в турбину, как будет показано ниже, существенно снижает ее мощность.

2. Полная энергия потока ЛН на выходе из насоса ТНА ЛН приблизительно в 3 раза превышает ее значение для потока LO на выходе из насоса ТНА LO. Поэтому, равные значения удельных потерь давления на регуляторах, расположенных в магистралях подачи ЛН за насосом ТНА ЛН оказывают более значимое влияние на снижение характеристик ЖРД РС в целом ($\approx$ в 3 раза).

Второе решение применимо для ЖРД РС малых тяг (до 10000 Н), так как при увеличении расхода водорода габариты и вес регулятора P_c увеличиваются более быстрыми темпами. Кроме этого, как будет ясно из последующего анализа, это решение не является оптимальным для ЖРД РС.

Третье решение приводит к потерям мощности на турбине, так как насос работает на режиме с пониженным коэффициентом полезного действия [6]. Кроме этого, данное решение приводит к снижению антикавитационного запаса насоса, особенно при

использовании ЛН как горючего. Это, в свою очередь, может привести к автоколебательным процессам в ЖРД, которые инициируются и поддерживаются насосом ЛН. Особенностью этого способа является увеличение оборотов турбины ТНА при переходе на режим с пониженным P_c , что также нежелательно¹.

Четвертое решение связано с существенным увеличением габаритов и массы исполнительных органов регулятора в сравнении с соответствующими устройствами, расположенными в магистралях подачи компонента, не получившего подогрева. Следствием этого являются низкое качество динамических характеристик регулятора в целом.

1. Описание работы системы регулирования и анализ ее отдельных свойств

На рис. 1 приведена схема ЖРД РС, являющаяся по нашему мнению перспективной (смотри также [8]). Все рассуждения и выводы могут быть применимы к другим схемным решениям ЖРД РС, так как мы будем анализировать только то, что связано с ТНА водорода, регулятором P_c и газоводом вблизи ТНА водорода.

Жидкий водород поступает из бака на вход насоса ТНА ЛН (2). После насоса ТНА ЛН (2) часть ЛН подается в тракт охлаждения КС ЖРД (1), где подогревается. После тракта охлаждения КС ЖРД (1) эта часть подогретого водорода поступает на турбину ТНА ЛН (2). После турбины ТНА ЛН (2) подогретый водород поступает в КС ЖРД и, частично, на турбину ТНА LO (3). После ТНА LO (3) водород поступает в выходные каналы на сопле КС

ЖРД, где подогревается и выбрасывается в направлении, параллельном вектору тяги ЖРД. Для традиционной схемы весь водород поступает от насоса ТНА ЛН (2) в тракт охлаждения КС ЖРД (1) а регулятор давления P_c (4) устанавливается непосредственно в магистрали подачи водорода между насосом ЛН и входом в рубашку охлаждения КС ЖРД (1).

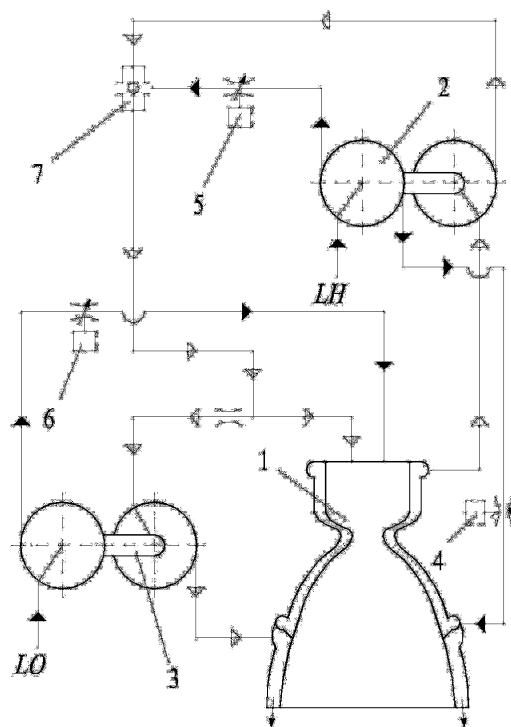


Рис. 1. Схема ЖРД РС: 1 – камера сгорания ЖРД; 2 – ТНА водорода; 3 – ТНА кислорода; 4 – регулятор давления в КС ЖРД (традиционное решение); 5 – регулятор давления в КС ЖРД (новое размещение); 6 – регулятор соотношения компонентов в КС ЖРД; 7 – устройство ввода

Как уже отмечалось, это приводит к существенным (до 50-60 бар) потерям давления на этом участке магистрали. В предлагаемом решении часть водорода отбирается непосредственно от насоса ТНА ЛН (2), подается через регулятор P_c (5) и устройство ввода (7) за турбину ТНА ЛН (2). Функцией устройства ввода (7) является увеличение давления на выходе из турбины ТНА ЛН (2) при увеличении расхода через регулятор P_c (5). Это приводит к дополнительному регулирующему воздействию на турбину ТНА ЛН (2). Располагаемый перепад давления на регуляторе P_c (5) достигает 180-200 бар.

¹ В случае применения ЛН о кавитации при давлении на входе выше чем $\approx 30 \text{ bar}$, обеспечиваемом давлением в баках и преднасосами можно говорить условно, так как ЛН находится в закритических условиях по давлению. Тем не менее, снижение плотности на входе, связанное с подводом подогретого трением водорода в насосе ЛН и эффекты генерации колебаний по этой причине проявляются в той или иной степени и в этом случае.

Регулирование K_m осуществляется традиционным способом. Окислитель от ТНА LO (3) через регулятор K_m (6) поступает в КС ЖРД.

Регулирование параметров ЖРД осуществляется следующим образом:

Вариант 1. На регулятор P_c (5) поступает сигнал о повышенном в сравнении с расчетным давлении в КС ЖРД (1). При этом гидравлическое сопротивление исполнительного элемента регулятора P_c (5) уменьшается. В результате увеличивается расход водорода в поток предварительно подогретого в рубашке КС ЖРД и отработанного на турбине ТНА LH (2) водорода. Это приводит к: повышению давления газа за турбиной ТНА LH (2) (с учетом функций устройства ввода (7)) и уменьшению расхода через рубашку охлаждения КС ЖРД и снижению располагаемой полной энергии потока водорода на входе в турбину ТНА LH (2).

Вариант 2. На регулятор P_c (5) поступает сигнал о пониженном, в сравнении с расчетным, давлении в КС ЖРД (1). В результате работы регулятора P_c (5) уменьшается расход водорода, подаваемого в поток предварительно подогретого в тракте КС ЖРД (1) и отработавшего на турбине ТНА LH (2) водорода. Результатом этих действий являются эффекты, противоположные изложенным в варианте 1.

Приведенное выше описание лишь поясняет работу системы регулирования в целом. Поэтому необходимо остановиться на отдельных вопросах анализа, связанных с оценкой влияния различных режимных параметров работы некоторых агрегатов на работу ЖРД РС в контексте предлагаемого способа регулирования.

1.1. Влияние изменения давлений на входе и выходе из турбины

Вариации давления на входе и на выходе из турбины при прочих неизменных параметрах (ρ_T , R_T , χ , $T_{in,T}$, u) определяют вариацию мощности турбины, которая в свою очередь определяется как:

$$\delta N_T = \delta L_{Ad} + \delta G_T + \delta \eta_T. \quad (1)$$

Анализ коэффициентов влияния проводился в соответствии с [8] в предположении постоянства коэффициента реактивности турбины при определении:

— рабочего режима турбины как:

$$P_{in,T} / P_{out,T} \approx 1,4; \quad \chi \approx 1,4; \\ R_{H_2} = 4155; \quad \rho_T = 0,2.$$

— оценок параметров, влияющих на коэффициент полезного действия:

$$\eta_T \approx 0,7; \quad u / c_1 \approx 0,35; \\ n p u \Delta \eta \approx 0,03 \quad \Delta (u / c_1) \approx 0,1.$$

В соответствии с проведенным анализом для типичных режимов работы турбин ТНА LH ЖРД РС коэффициенты влияния давлений на входе и на выходе из турбины составляют:

$$K_{P,inp,T} \approx 4,8994; \quad K_{P,out,T} \approx -2,855. \quad (2)$$

Данные коэффициенты сопоставимы по величине (имеют один и тот же порядок). В случае выполнения устройством ввода (7) своих функций, в том числе увеличения давления газа за турбиной при увеличении расхода водорода через регулятор P_c (5) при условии сохранения расхода водорода через турбину постоянным (или уменьшенным), легко представить следующий сценарий перенастройки силовой установки на режим с пониженным давлением P_c в КС ЖРД (1):

1. В начальный момент времени, при увеличении давления за турбиной ТНА LH, $P_{out,T}$ мощность турбины падает. При этом, в силу инерционности потока водорода, проходящего через рубашку охлаждения КС ЖРД и газовой отсоса от насоса горючего давление на входе в турбину ТНА LH $P_{in,T}$ меняется незначительно.

2. По истечению некоторого времени давление $P_{in,T}$ уменьшается, что усиливает первоначальное воздействие.

В отличие от работы по традиционной схеме регулирования, когда регулирующее воздействие осуществляется регулятором P_c (4) через инерционные звенья (тракт охлаждения КС ЖРД, газовой), мы имеем меньшую постоянную времени перенастройки двигателя при прочих неизменных условиях.

Останов ЖРД производится также с использованием регулятора P_c (5). В процессе останова ЖРД имеется возможность направить весь жидкий водород от насоса ТНА ЛН через регулятор P_c (5) и устройство ввода (7). Учитывая функции устройства ввода (7) и отсутствие взаимодействия потока водорода с инерционными звеньями (тракт охлаждения КС ЖРД, газовой) останов ЖРД будет осуществляться быстрее и, кроме этого, импульс последствия будет существенно ниже и легче прогнозируемым.

1.2. Влияние изменения расхода водорода через охлаждающий тракт

В этом случае предполагаем неизменными значения η_T , $P_{in,T}$, $P_{out,T}$, u/c_1 . Это предельный случай. Уменьшение расхода водорода через охлаждающий тракт предполагает на самом деле и уменьшение перепада давления на нем, что приводит к уменьшению давления на входе в турбину и также давлений по газовому тракту за турбиной, включая КС ЖРД. Данный случай рассматривается для того, чтобы проиллюстрировать отсутствие опасности повышения мощности турбины из-за увеличения температуры водорода перед турбиной которое, в свою очередь, является следствием уменьшения расхода водорода через тракт охлаждения КС ЖРД. Более подробно предположения и описание вывода соотношения (3) изложены в Приложении 1. Вариация мощности турбины определяется как:

$$\delta N_T = 0,327 \cdot \delta G_T - \beta_T \cdot (\delta P_{out,T} - \delta P_{in,T}) + \delta \eta_T. \quad (3)$$

То есть при уменьшении расхода подогретого в рубашке охлаждения КС ЖРД водорода, несмотря на

повышение температуры водорода перед турбиной, её мощность падает за счет расходного фактора.

1.3. Снижение потерь давления в тракте подачи водорода

Потери давления на регуляторах обусловлены в первую очередь необходимыми энергетическими затратами на восстановление расчетного режима (или на перенастройку на новый расчетный режим) за заданный промежуток времени. Нетрудно показать, что потери давления связаны со свойствами управляемого устройства (в нашем случае турбины ТНА ЛН) через коэффициенты влияния управляющих воздействий. Для традиционной схемы регулирования можно записать:

$$\Delta P_{CONTR.VAL.CONV.} \sim 1/K_{P,in,T}. \quad (4)$$

Для предлагаемой схемы регулирования подобное выражение имеет вид:

$$\Delta P_{CONTR.VAL.NEW} \sim 1/(K_{P,in,T} + \alpha \cdot |K_{P,out,T}|), \quad (5)$$

где α определяет эффективность работы устройства ввода (7).

Тогда при $\alpha = 0,35$ (заниженная, по нашему мнению, оценка) соотношение потерь давления можно определить как:

$$\begin{aligned} \Delta P_{CONTR.VAL.CONV.} / \Delta P_{CONTR.VAL.NEW} &\approx \\ &\approx (1/K_{P,in,T}) / [1/(K_{P,in,T} + \alpha \cdot |K_{P,out,T}|)]. \end{aligned} \quad (6)$$

Для приведенных оценок выражение (6) соответствует $\approx 1,175$, то есть для предлагаемой схемы ожидаемые потери на управление давлением в КС ЖРД ниже на $\approx 15 \div 20\%$.

1.4. Влияние ввода дополнительного расхода водорода за турбиной на давление в КС ЖРД

В предыдущем рассмотрении мы предполагали, что устройство ввода обеспечивает повышение давления за турбиной ТНА ЛН при условиях роста массового расхода через регулятор P_c (5), уменьшении расхода водорода через турбину и, соответственно,

через КС ЖРД. Здесь мы рассмотрим наихудший вариант, когда имеет место увеличение расхода водорода через КС ЖРД. При этом мы рассматриваем наиболее жесткие условия, когда отсутствует отбор водорода для привода турбины ТНА LO, нет демпфирующего влияния газоваода и форсуночной головки КС ЖРД.

Вариация давления P_c определяется как [10]:

$$\delta P_c = K_{P, Cham, GOX} \cdot \delta G_{OX} + K_{P, Cham, GH} \cdot \delta G_H + K_{P, Cham, Rm} \cdot \delta K_m, \quad (7)$$

где:

$$K_{P, Cham, GOX} = \bar{K}_m / (\bar{K}_m + 1);$$

$$K_{P, Cham, GH} = 1 / (\bar{K}_m + 1);$$

$K_{P, Cham, Rm}$ имеет порядок $\approx 10^{-5} - 10^{-6}$, поэтому им можно пренебречь.

При $\bar{K}_m = 6$ $K_{P, Cham, GH} = 0,143$, то есть при 5% увеличении расхода водорода через КС ЖРД давление в КС ЖРД увеличится приблизительно на 0,7 %. Это нежелательный результат, хотя и является малым по абсолютному значению. Для устранения этого эффекта устройство ввода (7) должно удовлетворять своему функциональному назначению, то есть обеспечивать:

- увеличение давления водорода за турбиной ТНА LH (2) при увеличении расхода через устройство ввода (7);

- уменьшение или сохранение значения суммарного расхода водорода через турбину ТНА LH (2) и устройство ввода (7) G_H при увеличении расхода через устройство ввода (7) в начальный момент времени с последующим его уменьшением через более продолжительный промежуток времени (при уменьшении расхода через устройство ввода (7) эффект должен быть противоположным). Условие сохранения или уменьшения G_H в начальный момент времени является функцией устройства ввода (7). Последующее уменьшение расхода через продолжительный интервал времени происходит само по себе.

Заключение

Приведенный выше анализ показывает преимущества и работоспособность нового способа регулирования. Однако не нужно забывать, что приведенный анализ является весьма приближенным с точки зрения оценки динамики ЖРД. Поэтому, для определения динамических свойств системы регулирования необходимы дополнительные исследования:

1. Не ясно место расположения и конфигурация устройства ввода водорода от насоса LH в поток газа за турбиной ТНА LH. Это ключевой вопрос, определяющий эффективность системы регулирования в целом. На рис.2 приведены возможные места установки этого устройства. Направления подаваемых потоков не указано, так как они должны быть определены в результате исследований.

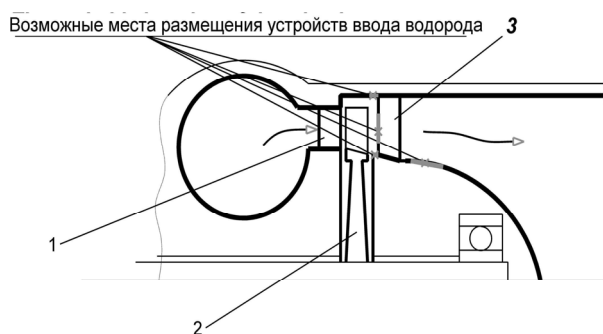


Рис. 2 Возможные места размещения устройства ввода: 1 – сопловой аппарат турбины ТНА подачи водорода; 2 – турбина ТНА водорода; 3 – спрямляющий аппарат турбины

2. Исследование динамики охлаждающего тракта. В ЖРД РС он выполняет функции газогенератора. При этом появляются проблемы выбора оптимальной конфигурации охлаждающего тракта, генерации пространственных колебаний давления в охлаждающем тракте и исследование демпфирующих свойств завесы при охлаждении внутренней стенки КС.

3. В предыдущем рассмотрении мы практически не касались вопросов, связанных с регулированием соотношения компонентов в КС ЖРД для рассматриваемой схемы ЖРД РС. Мы только определили

требования к устройству ввода водорода в поток рабочего тела турбины (газообразного водорода) за турбиной, в частности, необходимость уменьшения или сохранения значения суммарного расхода водорода при необходимом увеличении давления за турбиной. Однако, в случае невыполнения этого требования контур регулирования соотношения компонентов и совместная работа регуляторов давления и соотношения компонентов в КС ЖРД нуждаются в отдельном исследовании.

4. На основании динамических моделей соответствующих контуров управления необходимо выработать требования и разработать конструкцию соответствующих регуляторов (в первую очередь, регулятор P_c). При этом, вероятно, необходимо исследование модели всего ЖРД с учетом полученных нелинейных характеристик тракта охлаждения и устройства ввода.

Приложение 1. Влияние изменения расхода охладителя через охлаждающий тракт КС ЖРД на мощность турбины

В действительности, определение влияния расхода охладителя через охлаждающий тракт является сложной задачей по следующим причинам:

- теплообмен при регенеративном охлаждении является сопряженной задачей теплопередачи, то есть при изменении расхода охладителя величина удельного конвективного теплового потока и температуры поверхностей теплообмена изменяются;
- изменяются свойства охладителя (водорода) в зависимости от его температуры и давления;
- параметры теплопередачи и геометрические характеристики КС ЖРД, влияющие на теплообмен, существенно изменяются по ее длине.

Здесь делается приближенная оценка коэффициента влияния без учета приведенного выше.

Оценка влияния подогрева охладителя в охлаждающем тракте определяется по известной зависимости для участка площадью ΔS [11]:

$$\Delta T = T_{out, X} - T_{in, X} = \frac{1}{G_X \cdot c_X} \cdot q \cdot \Delta S. \quad (8)$$

Таким образом, можно записать:

$$T_{out, X} = \frac{1}{G_X \cdot c_X} \cdot q \cdot \Delta S + T_{in, X}. \quad (9)$$

Производная по интересующему параметру определяется как:

$$\begin{aligned} \frac{dT_{out, X}}{dG_X} &= \frac{d}{dG_X} \left(\frac{1}{G_X \cdot c_X} \right) \cdot q \cdot \Delta S + \\ &+ \frac{d}{dG_X} (q) \cdot \Delta S \cdot \frac{1}{G_X \cdot c_X}. \end{aligned} \quad (10)$$

При выводе значения для коэффициента влияния были сделаны следующие предположения и допущения:

- выражение для теплового потока определялось как:

$$q = \frac{(T_e - T_X)}{\frac{1}{\alpha_G} + \left(\frac{\Delta l_W}{\lambda} \right)_W + \frac{1}{\alpha_X}}$$

и предполагалось, что $q = f(\alpha_X)$, а

$$\alpha_X \approx \alpha_{X_0} \cdot \left(\frac{G_X}{G_{X_0}} \right)^{0,7}, \text{ где } \alpha_{X_0} \text{ и } G_{X_0} \text{ — значения}$$

коэффициента теплопередачи от стенки в охладитель и расхода охладителя на расчетном режиме;

- на расчетном режиме предполагалась $T_{out, X} \approx 300K$; $T_{in, X} \approx 40K$;

- эффективная температура пограничного слоя потока газа в КС ЖРД $T_e \approx 1000K$, температура стенки со стороны потока газа $T_{W, G} \approx 700K$, температура стенки со стороны охладителя $T_{W, X} \approx 400K$, температура охладителя $T_X \approx 100K$.

После соответствующих преобразований и подстановки численных значений имеем:

$$\delta T_{out, X} \approx -0,673 \cdot \delta G_X. \quad (11)$$

Вариация мощности турбины в общем случае определяется как [9]:

$$\delta N_T = \delta L_{Ad} + \delta G_T + \delta \eta \quad (12)$$

Вариация удельной адиабатной работы турбины определяется как [9]:

$$\delta L_{Ad} = 2 \cdot \delta c_1 = \delta T_T - \beta_T \cdot (\delta P_{out,T} - \delta P_{in,T}), \quad (13)$$

где:

$$\beta_T = \frac{(\chi-1) \cdot (P_{out,T} / P_{in,T})^{\frac{\chi}{\chi-1}}}{\chi \cdot [1 - (P_{out,T} / P_{in,T})^{\frac{\chi}{\chi-1}}]} \quad (14)$$

Используя (A1.4), (A1.5), (A1.6) и принимая во внимание, что

$$\delta T_{out,X} = \delta T_T \text{ и } \delta G_X = \delta G_T$$

имеем:

$$\delta N_T = 0,327 \cdot \delta G_T - \beta_T \cdot (\delta P_{out,T} - \delta P_{in,T}) + \delta \eta_T \quad (15)$$

Литература

1. Способ регулирования мощности приводной турбины / А.Ф. Кирпикин, В.П. Гуськов. – Патент SU 1626755A1 F 01 D 17/00.
2. Жидкостный ракетный двигатель на криогенных компонентах / А.Ф. Кирпикин; – Патент RU 202477 C1 5 F 02 K 9/48.
3. Current Status and Future Prospects of Rocket Propellants / Nobuyki Yatsuyanagi // J. Fuel Soc. Jap. – 1987. – No. 6. – P. 411-417.
4. The Study of High Pressure Expander Cycle with Advanced Concept Combustion Chamber / N. Tanat-sugu, K. Suzuki // Acta astronautica. – 1986. – 13, No. 1. – P. 1-7.

5. Hot Fire Ignition Test With Densified Liquid Hydrogen Using a RL10B-2 Cryogenic H_2/O_2 Rocket Engine / Nancy B. McNelis, Mark S. Haberbush // NASA Technical Memorandum 107470 AIAA-97-2688.

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

7. Cryogenic Upper Stage Bed Engine / R. Pauckert, A. Zachary, E. DeGaetano, R. Sutton // AIAA Pap., – 1985. – N 1339. – P. 1-10.

8. Review of turbopump cycles for upper stage cryogenic engine / B. Kanaka Raju, N.K. Gupta, C.V.R. Pillai, E.V.S. Namboodiri // Indian J. Cryog. – 1985. – 10, No. 3. – P. 167-172.

9. Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей / Б.Ф. Гликман. – М.: Машиностроение, 1989. – 296 с.

10. Статика и динамика ракетных двигательных установок / Е.Б. Волков, Т.А. Сырицин, Г.Ю. Мазинг. – М.: Машиностроение, 1978. – 224 с.

11. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов, В.Д. Курпатенков, А.М. Обельницкий, В.М. Поляев, Б.Я. Полуян. – М.: Высш. шк., 1983. – 703 с.

Поступила в редакцию 1.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 39.06

Н.М. ДРОНЬ, А.И. КОНДРАТЬЕВ, Л.Г. ДУБОВИК*Днепропетровский национальный университет, Украина***ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ВЫВЕДЕНИЯ МИКРОСПУТНИКОВ
НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭРДУ**

Приведены результаты расчетов по оценке эффективности выведения микроспутников с промежуточной орбиты на геостационарную. Высота промежуточной орбиты варьировалась от 1500 до 7000 км, масса микроспутников – от 50 до 250 кг, удельная масса некоторых элементов ЭРДУ – от значений, соответствующих сегодняшнему уровню, до значений в перспективе. По результатам расчетов исследованы зависимости относительной массы полезного груза и удельной сухой массы ЭРДУ от времени выведения, удельного импульса и высоты промежуточной орбиты.

микроспутник, эффективность, промежуточная и геостационарная орбиты, ЭРДУ**Введение**

Оценке эффективности выведения спутников большой массы (до нескольких тонн) на геостационарную орбиту (ГСО) с помощью ЭРДУ посвящен ряд работ, в частности [1]. В этой работе, а также в ряде других, например в [2], рассмотрена следующая схема выведения на ГСО: космическая головная часть, в состав которой входит космический аппарат (КА), в свою очередь содержащий ЭРДУ, с помощью химического двигателя выводится с опорной орбиты на некоторую промежуточную. На промежуточной орбите включается ЭРДУ, и КА доводится на ГСО. Высота промежуточной орбиты может варьироваться от нескольких тысяч до нескольких десятков тысяч километров. Эта схема выведения оказывается эффективнее, чем выведение КА с помощью ЭРДУ с низкой опорной орбиты. В нашем случае используется первая схема выведения.

В случае выведения микроспутников (МС) на ГСО на промежуточную орбиту могут выводиться несколько МС. Варьируя количеством МС, можно расширить диапазон промежуточных орбит.

Эффективность выведения МС на ГСО оценивается по отношению массы полезной нагрузки ($M_{ПН}$) к начальной массе (M_0) МС. При этом в массу полезной нагрузки включается масса целевой и служебной аппаратуры (сухая масса ЭРДУ исключается).

Масса системы энергоснабжения (СЭС) включена в массу служебной аппаратуры, при этом располагаемая мощность СЭС увеличена до величины, необходимой для обеспечения электропитанием ЭРДУ и служебной аппаратуры на участке выведения на ГСО. Однако часть массы СЭС, а именно масса системы преобразования и управления (СПУ), для обеспечения работы ЭРДУ включена в массу ЭРДУ. Масса ЭРДУ оценивается в двух вариантах: в первом варианте удельная масса элементов ЭРДУ принимается на уровне, достигнутом на сегодняшний день, во втором – на некотором перспективном уровне.

**1. Расчетные соотношения
и методика расчета**

В основу расчета положены выражение для прироста характеристической скорости и известные соотношения из теории ЭРДУ. Прирост характеристической скорости определяется из выражения [3]:

$$\Delta W = V_0 \cdot \left(1 - \frac{1}{\sqrt{\bar{r}_{ГСО}}} \right),$$

где ΔW – прирост характеристической скорости;
 V_0 – круговая скорость на промежуточной орбите;
 $\bar{r}_{ГСО}$ – относительный радиус ГСО.

В свою очередь, V_0 определяется как

$$V_0 = \sqrt{\mu / r_0},$$

где $\mu = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^2/\text{с}^3$ – гравитационная постоянная, r_0 – радиус промежуточной орбиты, равный $r_0 = R_3 + h_0$, где R_3 – радиус Земли, h_0 – высота промежуточной орбиты.

Относительный радиус ГСО $\bar{r}_{ГСО} = \frac{r_{ГСО}}{r_0}$. Из известных соотношений теории ЭРДУ имеем время перевода (τ)МС с промежуточной орбиты на ГСО:

$$\tau = \frac{J_{y\partial}^2}{2 \cdot \eta_T \cdot \frac{N}{M_0}} \left[1 - \exp \left(\frac{-\Delta W}{J_{y\partial}} \right) \right],$$

где $J_{y\partial}$ – удельный импульс ЭРДУ; η_T – тяговый КПД ЭРД; N – потребляемая ЭРД мощность; M_0 – начальная масса МС. Тяговый КПД определяется из соотношения: $\eta_T = J_{y\partial} / (2 \cdot \xi)$, где ξ – цена тяги.

Цена тяги определялась в зависимости от удельного импульса согласно [4].

2. Исходные данные и результаты расчетов

При проведении расчетов предполагалось: удельный импульс изменялся в диапазоне от 10 до 40 км/с; удельная масса некоторых элементов принималась в двух вариантах: первый вариант – значения, достигнутые на сегодняшнем уровне; второй вариант – значения, которые могут быть достигнуты в некоторой перспективе. В частности, удельная масса бака газообразного рабочего тела (ксенона) 1 и 0,25 кг/кг; удельная масса СПУ 50 и 30 кг/кВт; высота промежуточной орбиты от 1500 до 7000 км; начальная масса МС от 50 до 250 кг.

Ниже, на графиках рис.1 – 7, приведены зависимости относительной массы полезного груза

$$\bar{M}_{ПН} = \frac{M_{ПН}}{M_0} \text{ и } \bar{M}_{ЭРДУ_{сух}} = \frac{M_{ЭРДУ_{сух}}}{M_0} -$$

удельной сухой массы ЭРДУ от времени выведения, удельного импульса и высоты промежуточной орбиты.

Как видно из графика на рис. 1, относительная масса полезного груза $\bar{M}_{ПН}$ растет от времени выведения τ , при этом интенсивный рост наблюда-

ется до времени выведения 250-300 сут, далее рост замедляется. Например, $\bar{M}_{ПН}$, равная 0,233, при времени выведения 300 сут, вырастает до 0,285 при $\tau = 615$ сут, что составляет всего 6 %. С целью сокращения расчетного материала ограничимся $\tau \approx 300$ суток.

$\bar{M}_{ПН}$

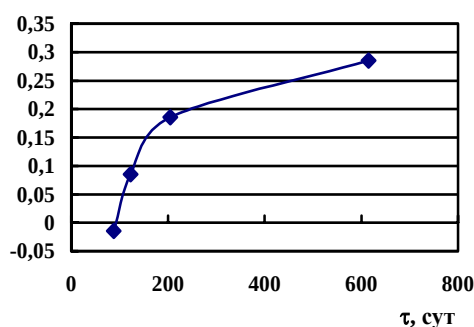


Рис. 1. Относительная масса полезной нагрузки от времени выведения для удельного импульса 10 км/с и высоты промежуточной орбиты 1500 км

Из рис. 2, видно, что значения $\bar{M}_{ПН}$ для удельного импульса в диапазоне от 20 до 40 км/с находятся в узкой области, т.е зависимость $\bar{M}_{ПН}$ от удельного импульса в этом диапазоне времени относительно слабая. Но при этом наблюдается резкий рост $\bar{M}_{ПН}$ при изменении удельного импульса от 10 до 20 км/с и выше. При $J_{y\partial} = 10$ км/с и ниже значения $\bar{M}_{ПН}$ настолько малы (особенно для первого варианта исходных данных), что создать систему вывода МС на ГСО весьма проблематично (рис. 2).

Графики на рис. 3 подтверждают факт незначительного роста $\bar{M}_{ПН}$ от 0,5 до 0,6 при увеличении удельного импульса от 2 до 4 км/с.

На рис. 4 приведены графики зависимости энерго- ($\bar{N} = N/M_0$) и тяговооруженности ($\bar{P} = P/M_0$) от высоты промежуточной орбиты для различных значений удельного импульса.

Из рисунка видно, что эти потребные характеристики МС, необходимые для перевода МС на ГСО, естественно уменьшаются с увеличением высоты этой орбиты, т.к. с ростом этой высоты требуется меньше энергетики КА для перевода на ГСО. Одна-

ко, потребные энерго- и тяговооруженность увеличиваются с ростом удельного импульса.

Как видно из рис. 5, относительная масса полезного груза увеличивается как с увеличением высоты промежуточной орбиты, так и с ростом удельного импульса.

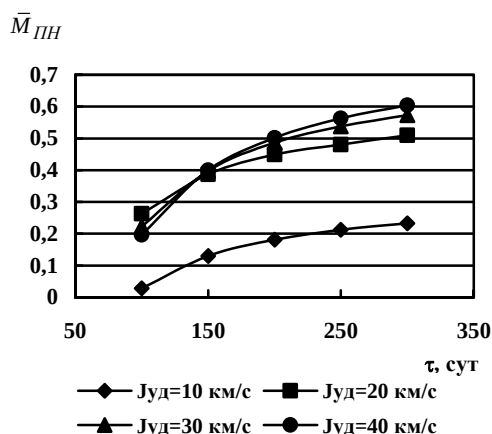


Рис. 2. Относительная масса полезной нагрузки от времени выведения для высоты промежуточной орбиты 1500 км

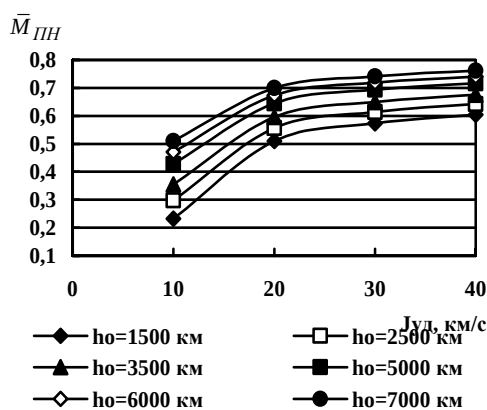


Рис. 3. Относительная масса полезной нагрузки от удельного импульса тяги для времени выведения 300 сут

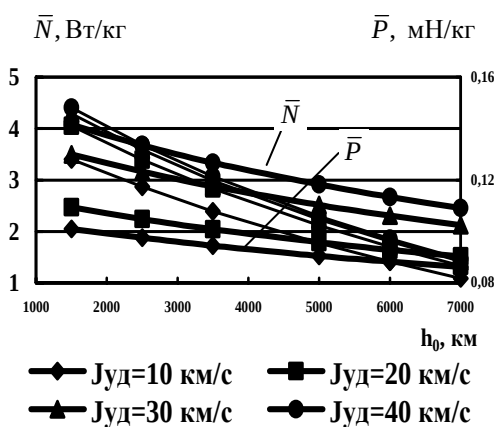


Рис. 4. Относительные мощность и тяга от высоты промежуточной орбиты

Относительная сухая масса ЭРДУ уменьшается с ростом высоты промежуточной орбиты и не зависит от величины удельного импульса. Исключение составляет эта зависимость от удельного импульса, равного 10 км/с, но, как указывалось выше, это значение удельного импульса не представляет интереса.

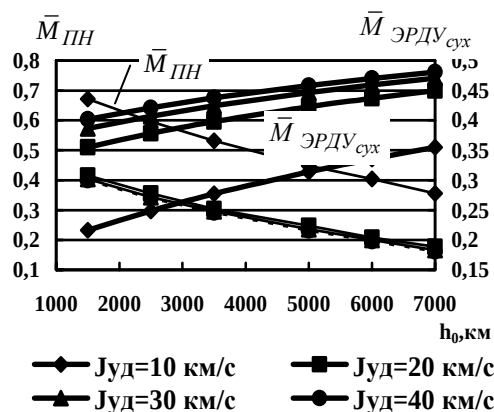


Рис. 5. Относительная масса полезной нагрузки и сухая масса ЭРДУ от высоты промежуточной орбиты

На графиках рис. 6 представлены кривые сравнительной зависимости $\bar{M}_{ПН}$ от $J_{уд}$ для I и II вариантов исходных данных и высоты промежуточной орбиты 1500 и 7000 км. Естественно, для второго варианта исходных данных величина $\bar{M}_{ЭРДУ_{сух}}$ значительно выше. Этот факт объясняется различным характером изменения массы рабочего тела с баком рабочего тела и системы преобразования и управления. Например, при увеличении удельного импульса в два раза, масса рабочего тела с баком рабочего тела уменьшается в 1,8 раза, а масса системы преобразования и управления увеличивается всего в 1,2 раза. В целом же при увеличении удельного импульса $\bar{M}_{ПН}$ увеличивается. Уменьшение удельной массы бака рабочего тела от 1,0 до 0,25 и СПУ от 50 до 30 кг/кВт приводит к росту $\bar{M}_{ПН}$ до 15-20 %. На графиках рис. 7 приведены зависимости $\bar{M}_{ПН}$ и $\bar{M}_{ЭРДУ_{сух}}$ от высоты промежуточной орбиты для двух вариантов исходных данных и $J_{уд} = 40$ км/с. Видно, что уменьшение удельной массы бака рабочего тела и массы СПУ приводит к росту относительной массы полезного груза до 15-20 % и снижению удельной сухой массы ЭРДУ на 50-60 %.

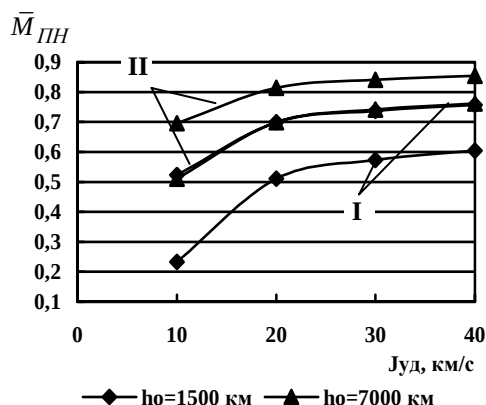


Рис. 6. Относительная масса полезной нагрузки от удельного импульса для высоты промежуточной орбиты 1500 и 7000 км и двух вариантов исходных данных

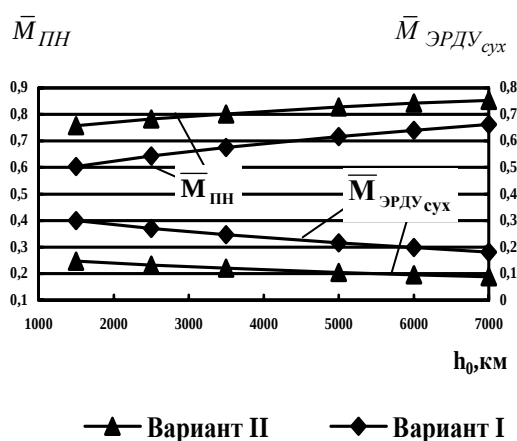


Рис.7. Относительные масса полезного груза и сухая масса ЭРДУ от высоты промежуточной орбиты для $J_{уд} = 40$ км/с и двух вариантов исходных данных

Заключение

Анализируя результаты расчетов, можно сделать следующие выводы.

1. При удельном импульсе 10 км/с и ниже проблематично использование ЭРДУ для перевода на ГСО из-за малого значения $\bar{M}_{ПН} \approx 0,25-0,50$.
2. С увеличением удельного импульса до $J_{уд} = 20$ км/с наблюдается интенсивный рост $\bar{M}_{ПН}$, после чего рост замедляется.
3. С увеличением времени выведения до $\tau = 200-300$ сут наблюдается интенсивный рост $\bar{M}_{ПН}$, после чего рост замедляется.

4. Значения $\bar{M}_{ПН}$ при увеличении времени выведения слабо зависят от величины удельного импульса в диапазоне $J_{уд}$ от 20 до 40 км/с.

5. С увеличением массы МС при постоянном удельном импульсе $\bar{M}_{ПН}$ не меняется.

6. Если иметь ввиду соотношение $M_{СЭС} \sim M_{СПУ}$, то микроспутник при значении времени выведения 300 сут может быть реализован только при $\bar{M}_{ПН}$, равном и более 0,4.

7. Значения $\bar{M}_{ЭРДУ_{сух}}$ слабо зависят от удельного импульса в диапазоне от 20 до 40 км/с.

Литература

1. Konstantinov M. The analysis of influence of electrical propulsion characteristics on efficiency of transport maneuvers // The 30-th International Electrical Propulsion Conference. – Florence, Italy, September 17-20, 2007. – JEPSC-2007-212. – 18 p.
2. Формирование технического облика электро-ракетного транспортного модуля на основе солнечной энергетической установки и стационарных плазменных двигателей / Г.А. Попов, В. Ким, А.А. Билык и др. // Доклад на XV чтении, посвященных творческому наследию К.Э. Циолковского. – Королев, 2002. – 5 с.
3. Лебедев В.А. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. – М.: ВЦ АН СССР, 1968. – Вып. 5. – 108 с.
4. Журавель Е.П., Москалев С.И., Толмачев В.В. Особенности проектирования аппарата с электрореактивным двигателем // Механика НАНУ и НКАУ, ИТМ. – К, 2000. – № 1. – С. 161-166.

Поступила в редакцию 31.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.

УДК 629.7.036

А.В. БОГАТЫЙ, Г.А. ДЬЯКОНОВ*Государственный НИИ прикладной механики и электродинамики, Москва, Россия***РАЗРАБОТКА КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ
ДЛЯ МИКРО КА НА БАЗЕ АБЛЯЦИОННОГО ИМПУЛЬСНОГО
ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

В НИИ ПМЭ разработана двигательная установка на основе абляционного импульсного плазменного двигателя (АИПД), которая может быть размещена на борту микроспутника в составе трехосной системы ориентации. Обладая минимальными габаритами и массой среди двигательных установок такого класса, она позволит значительно увеличить срок активного существования малых спутников. Проведены научные исследования, направленные на исследование взаимного влияния разрядных каналов. Успешные испытания лабораторной модели АИПД позволяют говорить о перспективности выбранного направления.

электроракетная двигательная установка, трехосная система ориентации, лабораторная модель, испытания, характеристики

Введение

По принятой в настоящее время классификации к классу микроспутников (МС) относятся космические аппараты (КА) с массой от 10 кг до 100 кг. До недавнего времени к точности поддержания углового и орбитального положения таких преимущественно низкоорбитальных аппаратов, оснащавшихся простейшей функциональной аппаратурой, предъявлялись минимальные требования, не предусматривавшие использования систем трехосной ориентации, а также корректирующих двигательных установок (КДУ) для поддержания параметров их орбит. В некоторых случаях для поддержания орбит МС использовались простейшие ускорительные системы типа газовых сопел, не позволявшие ввиду малых (~70 м/с) скоростей истечения газа и довольно больших импульсов тяги обеспечивать высокие точности управления КА и значительные сроки их активного существования (САС).

Создание новых электронных и оптических технологий позволяет в корне изменить облик и возможности МС, которые теперь при массе ~50 кг зачастую могут иметь целевую аппаратуру с характеристиками, сравнимыми с характеристиками аппа-

ратуры больших КА. Целевая аппаратура нового поколения микроспутников предъявляет повышенные требования к системам управления движением МС, часто требуется установка трехосной системы ориентации, а также КДУ на базе ЭРД малой мощности, обеспечивающей сроки активного существования микроспутника на уровне не ниже 3–5 лет.

Наиболее эффективно такие актуальные задачи как дистанционное зондирование Земли, навигация, картография, связь могут решать и МС, особенно если они объединены в орбитальные системы, включающие от двух и более аппаратов с оптико-электронной, радиолокационной и другой аппаратурой, обеспечивающие высокое разрешение за счет сложения апертур аппаратуры отдельных КА. К точности поддержания орбитальных параметров систем КА часто предъявляются ещё более высокие требования.

Абляционный импульсный плазменный двигатель является простым по конструкции и принципу действия. В лётном варианте он состоит из блока разрядного канала, ёмкостного накопителя энергии, системы подачи твёрдого рабочего тела (РТ), системы питания и управления (СПУ), блока инициирования разряда (БИР), подводящих шин и др.

Разработка АИПД

В НИИ ПМЭ для микроспутников разработан вариант двигательной установки, обладающий достаточно высокими тягово-энергетическими характеристиками, с системой хранения и подачи необходимого количества РТ, соответствующего большому количеству задач, которые ставятся перед двигателями такого класса.

АИПД для МС соответствует следующим основным показателям:

1. Суммарный импульс тяги ДУ составляет не менее 10000 Н·с, из них:

– суммарный импульс двигателей коррекции не менее 9000 Н·с

– суммарный импульс стабилизации 1000 Н·с распределяется на шесть двигателей.

2. Потребляемая мощность не более – 100 Вт.

3. «Сухая масса» ДУ не более 11 кг.

ДУ предназначена для:

– выдачи импульсов тяги, необходимых для поддержания (коррекции) параметров рабочей орбиты космического аппарата (КА);

– осуществления перевода КА из одной орбитальной позиции в другую;

– выдачи импульсов тяги, обеспечивающих демпфирование КА после отделения от ракетоносителя;

– стабилизации КА на рабочей орбите во время выдачи импульсов коррекции ДУ;

– восстановления ориентации КА (нештатные ситуации);

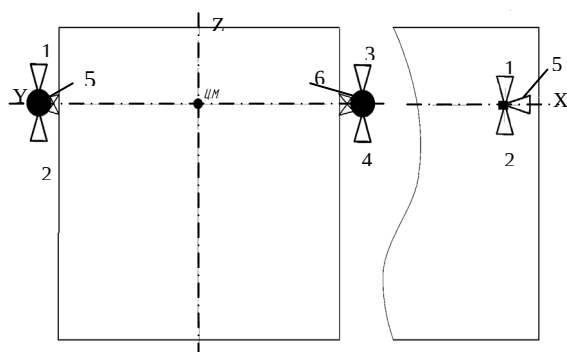


Рис. 1. Схема размещения на борту МС:

В качестве примера приведем вариант установки ДУ на борт микроспутника (Рис. 1).

Корпус МС представляет собой куб, тяговые блоки ДУ располагаются симметрично на параллельных гранях, векторы тяг средних тяговых блоков лежат в плоскости, параллельной верхней грани и проходящей через центр масс (Ц.М.) МС.

Стабилизация КА по курсу осуществляется двигателями 5 и 6 (обеспечивают поворот МС вокруг оси Z), которые также выполняют другую задачу – выдают импульс коррекции (одновременная работа двигателей).

Двигатели 1, 2, 3, 4 включаются по дифференциальной схеме – одни и те же двигатели работают в каналах крена и тангажа. Одновременная работа двигателей 2 и 4 или 1 и 3 обеспечивает поворот МС вокруг оси Y, а одновременная работа двигателей 1 и 4 или 2 и 3 обеспечивают поворот вокруг оси X. Таким образом обеспечивается трехосная ориентация МС в космическом пространстве.

Согласно выбранной схеме расположения двигательной установки на борту малого космического аппарата, двигательная установка делится на два двигательных блока и один общий блок системы питания и управления электроэнергии (СПУ). Три двигателя каждого двигательного блока используют общий конденсаторный накопитель энергии, что позволило добиться малых габаритов и массы. Порядок включения двигателей определяется работой системы зажигания, таким образом обеспечивается одновременная работа двух двигателей каждого двигательного блока (одновременно могут работать до 4-х двигателей в ДУ). В этом случае срабатывание происходит попеременно, таким образом, блок накопителя работает с частотой в два раза превосходящей работу двигателей.

Продолжительный срок активного существования КА на орбите накладывает строгие требования на надежность двигательной установки в целом, и на блок накопителя в частности. Конденсаторы, используемые в качестве накопителей энергии, обла-

дают ресурсом $1,5 \cdot 10^9$ импульсов при рабочем напряжении 1500 В. Расчетное количество импульсов за весь срок активного существования составит $\sim 3 \cdot 10^7$ импульсов.

Лабораторная модель АИПД

Совместное использование трех двигателей с одним блоком накопителя ставит ряд таких вопросов:

- взаимовлияние двигателей при работе ДУ.
- влияние на работу двигателей электропроводящих защитных экранов.

Несмотря на то, что в АИПД двигатели находятся на значительном расстоянии друг от друга, существует возможность их взаимного влияния при работе. Для исследования этих вопросов было решено использовать лабораторную модель АИПД с двумя разрядными каналами (рис. 2)

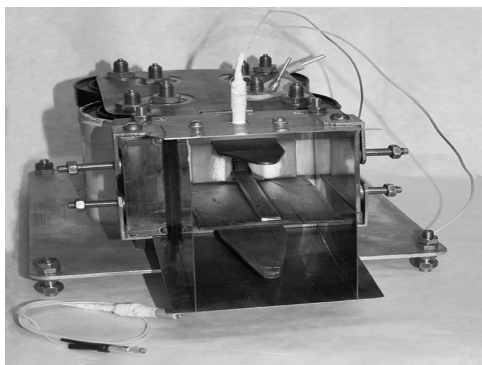


Рис. 2. Лабораторная модель АИПД

Разрядные каналы расположены друг над другом и имеют общий анод, который одновременно выполняет функцию экрана, препятствуя проникновению плазмы при работе одного из каналов. Защитный экран выполнен из нержавеющей стали, вертикальные стенки экрана имеют возможность раздвигаться, изменяя зазор между ними и анодом.

Каждый канал оснащен игнайтером, благодаря чему, осуществлена возможность одновременной работы обоих каналов, и поясом Роговского для регистрации на осциллографе разрядных характеристик. После серии экспериментов было установлено, что защитный экран, выполненный из электропроводящего материала, не влияет на характеристики

ДУ (табл. 1). Несмотря на близкое расположение разрядных каналов, ДУ работает стабильно.

Таблица 1
Результаты опытов

Напряжение, В	W, Дж	P, мН	КПД, η
1500	33,75	0,85	0,15
1400	29,40	0,60	0,10
1300	25,35	0,51	0,07
1200	21,60	0,41	0,05

Для проверки взаимовлияния каналов при работе включался один канал, а со второго с помощью осциллографа снимались данные (рис. 3).

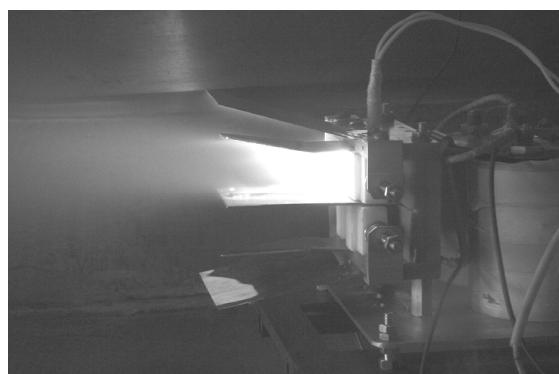


Рис. 3. Испытания лабораторной модели АИПД

Эксперимент проводился в диапазоне напряжений 1200 – 1500 В. Результаты эксперимента представлены в виде зависимостей тягового КПД и импульса тяги от энергии разряда (рис. 4). Из осциллограммы (рис. 5) видно, что на неработающем канале регистрируются только токи наводки от поджига, а замыкания вызванного плазмой не происходит. Подобные эксперименты проводились как с неустановленным защитным экраном, так и с установленным. Во всем диапазоне энергий в обоих случаях наблюдалась та же картина.

Из осциллограммы (рис. 5) видно, что на неработающем канале регистрируются только токи наводки от поджига, а замыкания вызванного плазмой не происходит. Подобные эксперименты проводились как с неустановленным защитным экраном, так и с установленным. Во всем диапазоне энергий в обоих случаях наблюдалась та же картина.

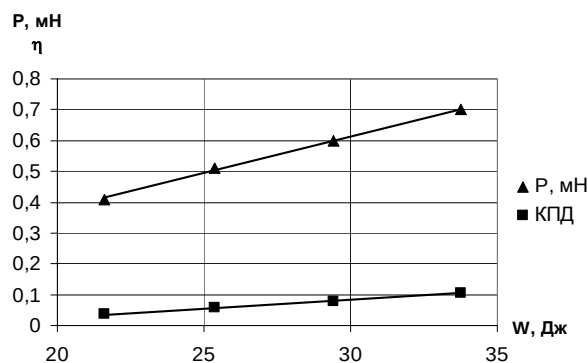


Рис. 4. Характеристики лабораторной модели

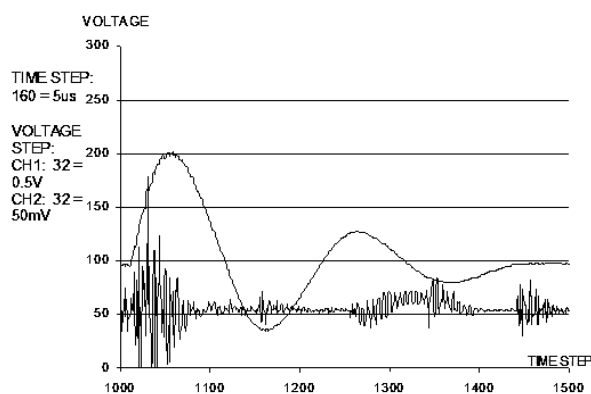


Рис. 5. Осциллограмма разряда лабораторной модели

Лабораторная модель, созданная для исследования вопросов взаимного влияния в процессе работы разрядных каналов, смонтированных на общем блоке накопителя энергии, и влияния металлического защитного экрана на работу разрядного канала сыграла важную роль для достоверного прогнозирования работы спроектированного прототипа двигательной установки АИПД.

В результате проведенных экспериментов было установлено, что расположенные в непосредственной близости разрядные каналы не оказывают влияния на работу друг друга как при работе без защитного отражателя, так и при работе с отражателем.

Можно утверждать, что двигательная установка, на основе АИПД с тяговыми блоками, оснащенными защитными отражателями, будет работать в устойчиво в расчетном режиме.

Заключение

Новое поколение низкоорбитальных микро-спутников, которые согласно многим прогнозам, например, [2] вскоре займут значительный сегмент рынка космических аппаратов, нуждается в высокоэффективной, надежной и дешевой корректирующей двигательной установке, потребляющей электрическую мощность масштаба десятков Вт. В работе показано, что наилучшим образом для решения задач управления орбитальным положением таких спутников подходит абляционный ИПД разработки ФГНУ НИИПМЭ.

Литература

1. Аватинян Г.А., Шелков Н.П., Антропов Н.Н., Дьяконов Г.А., Яковлев В.Н. Выбор корректирующей ДУ для МКА "Вулкан" // III Международная конференция-выставка «Малые спутники». Новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI веке. – Королев, 2002.
2. Бобылев В.В., Кузьминов В.К., Кучеров С.А., Соловьева А.П. Анализ основных особенностей рынка малых КА // III Международная конференция-выставка «Малые спутники». Новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI веке. – Королев, 2002.
3. Н.Н. Антропов, Г.А. Дьяконов, Н.В. Любинская, М.М. Орлов. Корректирующая двигательная установка для низкоорбитальных микро-спутников нового поколения. // III Научно-практическая конференция «Микротехнологии в авиации и космонавтике». – Санкт-Петербург, 2004.

Поступила в редакцию 22.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.П. Ким, Государственный НИИ прикладной механики и электродинамики, Москва.

УДК 621.452.2.043+621.822

А.В. ДИБРИВНЫЙ*ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина*

РЕЗУЛЬТАТЫ ОТРАБОТКИ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИНХРОНИЗАЦИИ ВЫРАБОТКИ ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДУ-802 КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА

Рассмотрены результаты наземной экспериментальной отработки системы обеспечения синхронизации выработки топлива из баков многобаковой двигательной установки ДУ-802, разработанной для автономного космического буксира "Кречет" ракеты-носителя "Днепр". Применение данной системы позволило минимизировать рассогласование выработки топлива из баков, и, как следствие, максимально приблизить фактическое отклонение центра масс автономного космического буксира к расчетному. Результатом внедрения данной системы стало значительное упрощение конструкции двигательной установки вследствие передачи функций обеспечения управляемости системе двигателей малой тяги.

результаты отработки, система обеспечения синхронизации выработки топлива, двигательная установка ДУ-802, автономный космический буксир "Кречет", ракета-носитель "Днепр"

Введение

В настоящее время ГП "КБ "Южное" ведет отработку жидкостной двигательной установки ДУ-802 автономного космического буксира "Кречет", который создается по программе "Днепр".

1. Формулирование проблемы

В состав системы питания тяги автономного космического буксира "Кречет" входят четыре топливных бака, объемом 125 дм³ каждый. Топливо, размещаемое в баке, отделено от газа наддува жесткой диафрагмой, выполненной из алюминиевого сплава. Баки имеют общий наддув и попарно объединены по каждому из компонентов топлива в общие магистрали. Подача компонентов топлива в камеру двигателя большой тяги автономного космического буксира "Кречет" осуществляется пневмонасосным агрегатом. Камера двигателя большой тяги установлена стационарно, стабилизация тяги автономного космического буксира на всех участках траектории осуществляется с помощью системы двигателей малой тяги [1]. Данное техническое решение позволило значительно упростить и облег-

чить конструкцию жидкостной двигательной установки путем исключения из ее состава: узла качания, магистралей подвода с гибкими элементами и приводов [2].

Компоновка жидкостной двигательной установки автономного космического буксира «Кречет» представлена на рис 1.

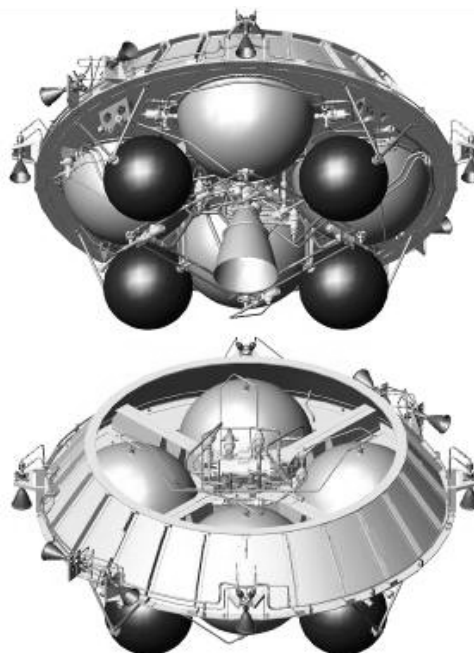
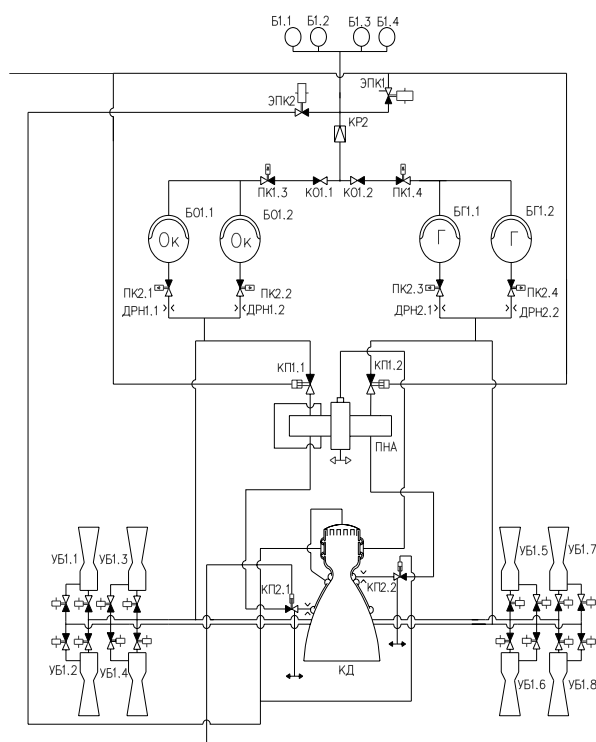


Рис. 1. Жидкостная двигательная установка ДУ-802 автономного космического буксира «Кречет»

В процессе работы автономного космического буксира и возможна неравномерная выработка компонентов топлива из баков [3]. Это приведет к нерасчетному изменению положения центра масс и, как следствие, к увеличению расхода компонентов топлива на стабилизацию тяги автономного космического буксира. При наихудшем сочетании различных возмущающих факторов и нерасчетного изменения центра масс возможна потеря управляемости тяги автономного космического буксира, что может привести к аварийному прекращению миссии.

Пневмогидравлическая схема автономного космического буксира «Кречет» представлена на рис. 2.



- Б1.1-Б1.4 – баллон; БГ1.1, БГ1.2 – бак горючего;
 БО1.1, БО1.2 – бак окислителя;
 ДРН1-ДРН2 – жиклер; КД– камера двигателя;
 КО1.1, КО1.2 – клапан обратный;
 КП1.1, КП1.2 – клапан перекрывной;
 КП2.1, КП2.2 – клапан;
 КР – клапан редуцирующий;
 ПК1.1-ПК1.4, ПК2.1-ПК2.4 – пироклапан;
 ПНА – пневмонасосный агрегат;
 УБ1.1-УБ1.8 – ЖРД МТ;
 ЭПК1 и ЭПК2 – электропневмоклапан

Рис. 2. Пневмогидравлическая схема жидкостной двигательной установки автономного космического буксира «Кречет»

2. Решение проблемы

На одновременность опорожнения баков влияют:

- изменения жесткости диафрагм (здесь и далее под жесткостью диафрагмы понимается разность давлений, замеренных в газовой и жидкостной полостях баков, при наличии расхода жидкости из баков) и ее разброс;
- погрешность заправки баков;
- разброс температуры компонентов топлива в баках.

Как показал проведенный анализ, основным фактором, влияющим на равномерность выработки компонента топлива из баков, является жесткость диафрагмы и ее разброс. При этом жесткость диафрагмы изменяется в процессе выработки топлива из баков и зависит от степени выкладки диафрагмы. Разброс жесткости диафрагмы главным образом зависит от ее толщины и определяется точностью изготовления.

Для обеспечения равномерной выработки компонентов топлива было предложено установить на выходе из каждого бака жиклеры с перепадом давлений, обеспечивающим заданную по техническому заданию неравномерность выработки соответствующего компонента из его бака.

Для выбора величины перепада давления на жиклерах было проведено математическое моделирование опорожнения двух баков одного компонента топлива. Оценка разновременности опорожнения одного бака при полном опорожении другого бака с учетом влияния указанных факторов и варьирования величины перепада на жиклерах проведена решением следующих уравнений:

$$G_{\kappa 1} = G_{zan1} - \int_0^{\tau} \dot{G}_1 d\tau; \quad (1)$$

$$G_{\kappa 2} = G_{zan2} - \int_0^{\tau} \dot{G}_2 d\tau; \quad (2)$$

$$\dot{G}_1 = \mu \cdot f \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_1 \cdot \Delta P_1}; \quad (3)$$

$$\dot{G}_2 = \mu \cdot f \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_2 \cdot \Delta P_2}; \quad (4)$$

$$G_{к1} - G_{к1} \leq \Delta G_k. \quad (5)$$

где $\Delta P_1, \Delta P_2$ – перепады давления компонентов топлива, кгс/см²; $\dot{G}_1, \dot{G}_2$ – секундный расход компонента из первого и второго баков, кг/с; ρ_1, ρ_2 – плотность компонента в первом и во втором баках, кг/дм³; $G_{з_{ан1}}, G_{з_{ан2}}$ – заправка первого и второго баков, кг; ΔG_k – заданный в техническом задании остаток компонента во втором баке при полном опорожнении первого бака к номинальной заправке второго бака.

Расчетные оценки показали, что величина рассогласования опорожнения компонентов топлива из баков снижается при увеличении перепада на жиклерах, однако наличие жиклеров на выходе из каждого топливного бака влияет на характеристики автономного космического буксира. Увеличение перепадов давления на жиклерах приводит к увеличению напоров пневмонасосного агрегата (или давления наддува топливных баков) и, как следствие, бортового запаса гелия, а также при этом возможно снижение режима двигателя большой тяги в случае выработки последней порции топлива из баков [4]. Исходя из требований технического задания по обеспечения неравномерности выработки топлива и необходимости сохранения энергомассовых характеристик двигательной установки, был определен расчетным путем оптимальный перепад давления величина которого составляет 1 кгс/см².

3. Экспериментальная отработка системы

С целью подтверждения работоспособности принятой системы обеспечения равномерности выработки компонентов топлива из двух диафрагменных баков и расчетной величины остатка (незабора) Ок (Г) в баках были проведены испытания установки, которая позволила имитировать работу штатной топливной системы в полете. Испытаниям подвергались два специально изготовленных разъемных бака, конструкция которых позволяла проводить замену диафрагм и 12 диафрагм. Баки устанавливались на рабочем месте, оснащенном всеми необхо-

димыми магистралями, узлами автоматики, датчиками давлений и расходомерами для измерения параметров, а также системами регистрации и управления. На рис. 3 представлена пневмогидравлическая схема экспериментальной установки для проверки опорожнения баков.

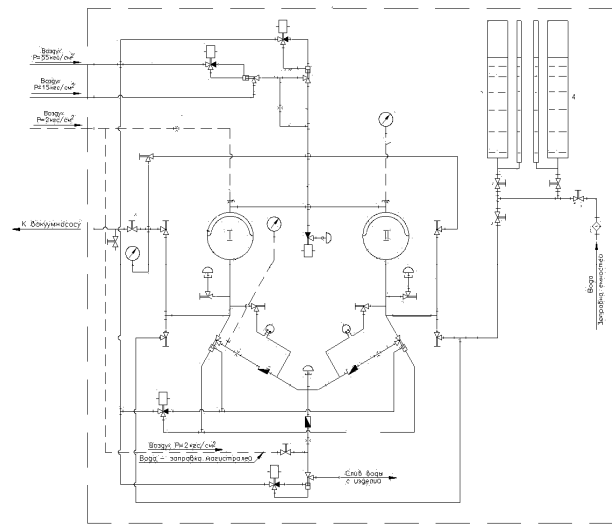


Рис. 3. Пневмогидравлическая схема экспериментальной установки для проверки опорожнения баков

Одним из главных требований, предъявляемых к установке, было требование, чтобы перепады давлений на обеих магистралях окислителя (горючего) от выхода из каждого бака до объединения их в общую магистраль были равными и соответствовали перепадам давлений на штатных магистралях: $\Delta P_{ок} = (1,1 \pm 0,03) \text{ кгс/см}^2$ и $\Delta P_{г} = (1,03 \pm 0,03) \text{ кгс/см}^2$. Это требование обеспечивалось доработкой жиклеров в процессе отработки систем установки.

В ходе испытаний производились измерения с записью на ПЭВМ давлений в баках и магистралях, перепадов давлений на участках магистралей, расходов по каждой магистрали, а также суммарного расхода жидкости. Перечень измеряемых параметров приведен в табл. 1. Всего было проведено 6 испытаний. В качестве имитатора компонентов топлива использовалась вода. Испытания проводились при заправках баков от максимальной величины до минимальной для окислителя (горючего), заданных в техническом задании на разработку двигательной

установки, и расходах воды, соответствующих номинальным расходам окислителя (горючего), которые обеспечивались жиклерами.

Таблица 1

Перечень измеряемых параметров

Наименование	Обозначение
1. Давление газа в газовой полости баков	P1
2. Давление воды в жидкостной полости бака I	P2
3. Давление воды в жидкостной полости бака II	P3
4. Давление воды после жиклеров	P4
5. Перепад давления на трубопроводе бака I	$\Delta P1$
6. Перепад давления на трубопроводе бака II	$\Delta P2$
7. Расход воды из бака I	Q1
8. Расход воды из бака II	Q2
9. Расход воды общий	Q3

При каждом испытании проводилось несколько сливов для имитации штатной работы двигательной установки. Продолжительность каждого слива задавалась в техническом задании на испытание, которая в зависимости от заправки баков и количества задаваемых сливов определялась по среднему номинальному расходу. Продолжительность второго и последующего сливов корректировалась по измеренным результатам предыдущих сливов. Характер изменения параметров при сливах приведен на рис. 4.

Результаты испытаний

В результате испытаний установлено:

Расходы компонентов топлива из двух баков являются переменными величинами, зависящими от жесткости диафрагм в каждом баке в данный момент времени.

Разница жесткостей диафрагм, определенная по разнице перепадов давлений на магистралях от баков до объединения в общую магистраль, составляет 0 - 0,5 кгс/см².

Принятый при разработке жидкостной двигательной установки перепад давления на жиклерах 1 кгс/см² обеспечивает равномерность выработки компонентов топлива в допустимых пределах и разность их остатков в баках, не превышающую расчетной величины. Максимальная разность количе-

ства воды в одном из двух баков в процессе испытаний составила 15,3 дм³, что соответствует заложенным расчетным величинам для жиклеров с перепадом 1 кгс/см² (~ 18 дм³ по Ок и ~ 15 дм³ по Г).

Незабор компонентов топлива – количество компонентов топлива, располагаемое между диафрагмой и боковой стенкой бака (при прекращении расхода из бака), не превысил величины 0,615 дм³ (по требованию технического задания – не более 1 дм³).

При экспериментальной отработке диафрагм максимальная разница жесткостей диафрагм составила 0,3 кгс/см². Различие в результатах обусловлено тем, что в ходе испытаний системы производились остановки, при которых замерялось положение диафрагм. При этих остановках производился сброс давления из баков, который приводил к деформации мембран (материал оболочки бака работал в зоне упругих деформаций, а материал диафрагмы в зоне пластических). Автономные испытания диафрагм проводились в условиях, соответствовавших штатным – до полной перекадки диафрагмы без сброса давления. Система обеспечения равномерности выработки компонентов топлива проверена в условиях более жестких, чем штатные и, тем не менее, обеспечила выполнение предъявленных требований.

Выводы

Принятая система синхронизации выработки топлива обеспечивает достаточную реакцию на изменение расхода при изменении перепада давления на диафрагме. В настоящее время система обеспечения синхронизации выработки топлива из баков двигательной установки ДУ-802 прошла полный объем экспериментальной отработки. Максимальная неравномерность опорожнения баков, зафиксированная при испытаниях с данной системой, не превысила требуемой в течение испытания. Благодаря примененной системе синхронизации выработки топлива была обеспечена практически одновременная выработка компонента из обоих баков.

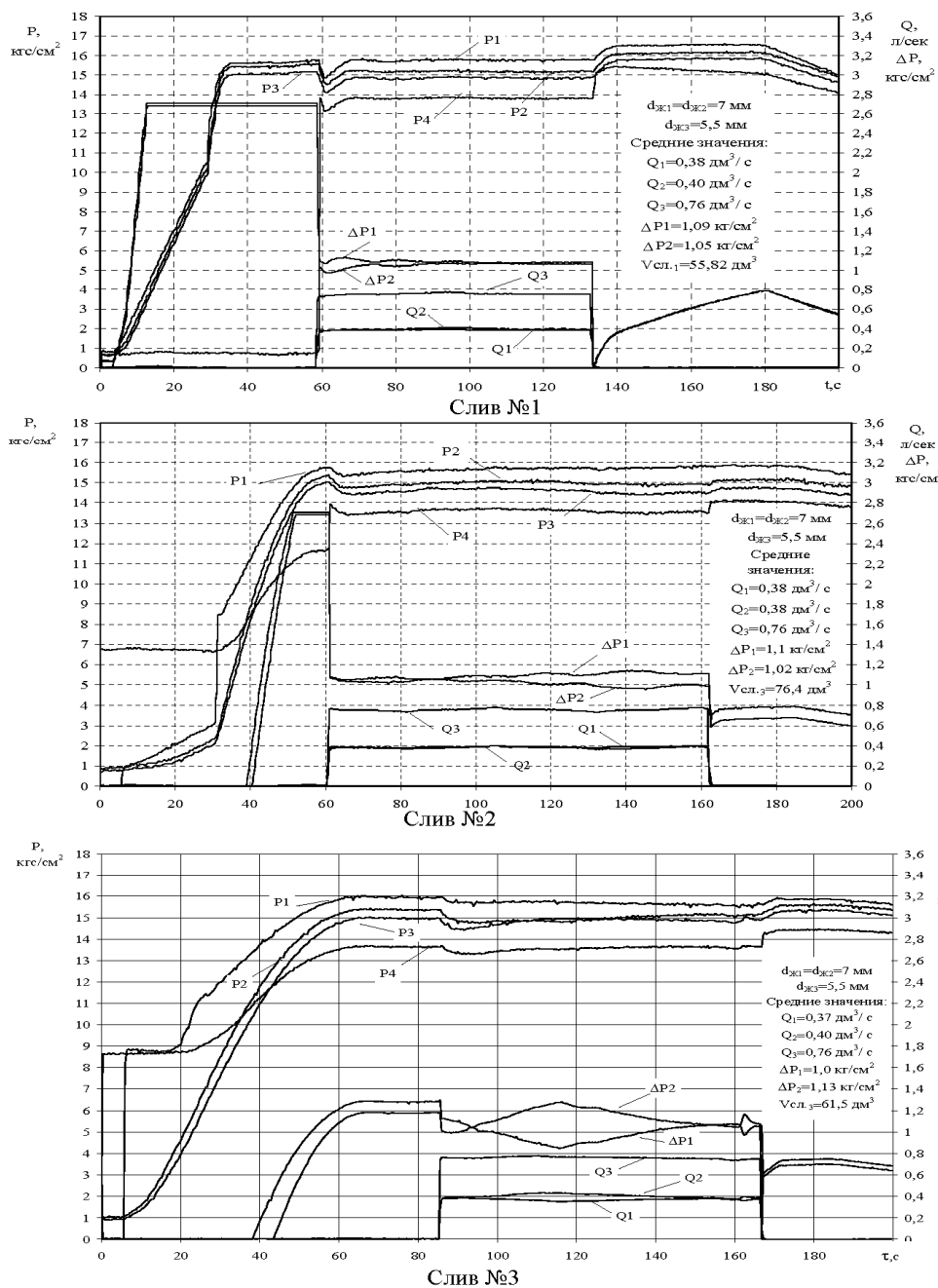


Рис. 4. Характер изменения параметров при сливах

Правильность принятых по результатам расчетов величин перепадов давлений на жиклерах подтверждена проведенными экспериментами работами.

Литература

1. Гохун Г.Г. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
2. Добровольский В.М.. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования – М.: Машиностроение, 1968. – 256 с.

3. Беляев Н.М. Пневмогидравлические системы. Расчет и проектирование – М. Высш. шк., 1988. – 110 с.

4. Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет. – М. Высш. шк., 1976. – 45 с.

Поступила в редакцию 15.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук А.В. Климов, ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск.

УДК 621.44.533.697

И.Ф. КРАВЧЕНКО, В.М. ЛАПОТКО, Ю.П. КУХТИН

ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРАЕКТОРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСТАЦИОНАРНОГО ПОТОКА ГАЗА В ТУРБИНЕ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Для проектирования системы розжига топлива форсажной камеры сгорания по методу «огневой дорожки» необходимо знание картины траекторий частиц газа при прохождении турбины авиационного двигателя. Показана возможность решения этой задачи путем численного моделирования нестационарного течения двухкомпонентного газа через многоступенчатую турбину с использованием эйлерово-лагранжева подхода. Представлены результаты расчета траекторий факелов, проходящих от основной камеры сгорания через турбину до стабилизаторов пламени форсажной камеры сгорания экспериментального двигателя.

форсажная камера, «огневая дорожка», нестационарное взаимодействие венцов, эйлерово-лагранжев подход

Введение

Известны различные системы запуска форсажных камер сгорания турбореактивных двигателей. Среди этих систем особое место занимает система розжига форсажной камеры сгорания по методу «огневой дорожки» [1] в связи с ее высокой надежностью розжига, минимизацией расхода пускового форсажного топлива, сокращением времени выхода двигателя на форсажные режимы работы.

Принцип работы такой системы основан на кратковременной организации в момент запуска топливовоздушного факела, распространяющегося через тракт турбины к стабилизатору пламени форсажной камеры сгорания, путем локального впрыска дополнительного топлива в основную камеру сгорания.

Факел «огневой дорожки» на выходе из турбины создает благоприятные условия для надежного воспламенения топливовоздушной смеси форсажной камеры сгорания.

Для разработки системы «огневая дорожка» необходимо решить комплекс взаимосвязанных научно-технических проблем. Среди этих проблем выделяется задача определения пространственной ориентации газотопливного факела в основной камере

сгорания, турбине и на входе в форсажную камеру сгорания.

Для ее решения необходимо определить траекторные характеристики нестационарного потока газа в тракте турбины.

1. Метод расчета

Для решения поставленной задачи авторами работы был разработан высокоточный q3d- метод расчета нестационарных течений газа, в основу которого положено численное интегрирование уравнений газовой динамики, записанных в криволинейной системе координат в эйлерово-лагранжевом представлении [2]:

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho dV &= - \int_{A_{in/out}} \rho W_n dA; \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho W_x dV &= - \int_{A_{in/out}(t)} \rho W_n W_x dA - \int_{A_\Sigma(t)} P \cdot (\bar{n})_x dA; \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho W_y dV &= - \int_{A_{in/out}(t)} \rho W_n W_y dA - \int_{A_\Sigma(t)} P \cdot (\bar{n})_y dA; \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho E dV &= - \int_{A_{in/out}(t)} \rho W_n E dA - \int_{A_\Sigma(t)} P W \bar{n} dA, \end{aligned} \right. \quad (1)$$

где $P = \rho RT$; $A_{in/out}(t) = A_{in}(t) + A_{ou}(t)$ – поверхности входа и выхода; $A_\Sigma = A_{in}(t) + A_{ou}(t) + A_s(t)$ – полная

поверхность расчетного элемента; $E = e + \frac{W_x^2 + W_y^2}{2}$ –

полная энергия единицы массы.

Использование эйлерово-лагранжева подхода дало возможность проводить моделирование нестационарных течений газа в многоступенчатых турбомашинах в единой абсолютной системе координат, что позволило устранить негативный эффект – «мазание» параметров на стыках скользящих сеток [3].

Явления тепломассообмена имитировались источниками и стоками массы, импульса и энергии, интенсивности которых определялись исходя из основных положений молекулярно-кинетической теории газов и современных моделей турбулентности [4].

2. Пример расчета

В качестве примера предлагается расчет траекторных характеристик турбины экспериментального двигателя (рис. 1).

Газодинамические параметры, при которых проводились исследования рассматриваемого узла, были следующие: $n_1 = 300,0$ об/сек; $n_2 = 200,0$ об/сек; $P^* = 1400000$ Па; $T^* = 1500$ К; $P_2 = 200000$ Па; $T_2 = 900$ К; $\alpha = 0,0$; $\kappa = 1,33$; $R = 287$ Дж/кг·К. Число Рейнольдса, определенное по общей осевой протяженности расчетной области, изотермической скорости звука $\sqrt{RT_2}$, физической вязкости среды на выходе из турбины, составило 4500000,0.

В связи со спецификой поставленной задачи – определения оптимальной траектории факела топлива, распространяющегося от основной камеры сгорания до стабилизаторов пламени форсажной камеры сгорания, нестационарное течение в турбине, состоящей из 5-и полных венцов, рассчитывалось комплексно.

Полагалось, что перед входом в межлопаточный канал первого соплового аппарата происходило полное испарение топлива. Процессы горения топлива не моделировались.

В такой постановке распространение горящих струек топлива можно моделировать распространением струек газа, состоящих только из компонента примеси среды.

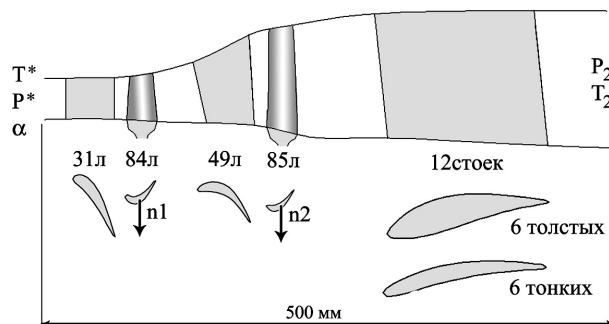


Рис. 1. Схема расчетной области

На рис. 2 показан фрагмент нестационарного течения, образующегося в турбине экспериментального двигателя. Из рисунка видно, что не все возможные положения (в данном случае их 31) «огневых дорожек» являются приемлемыми для благоприятного распространения факела пламени.

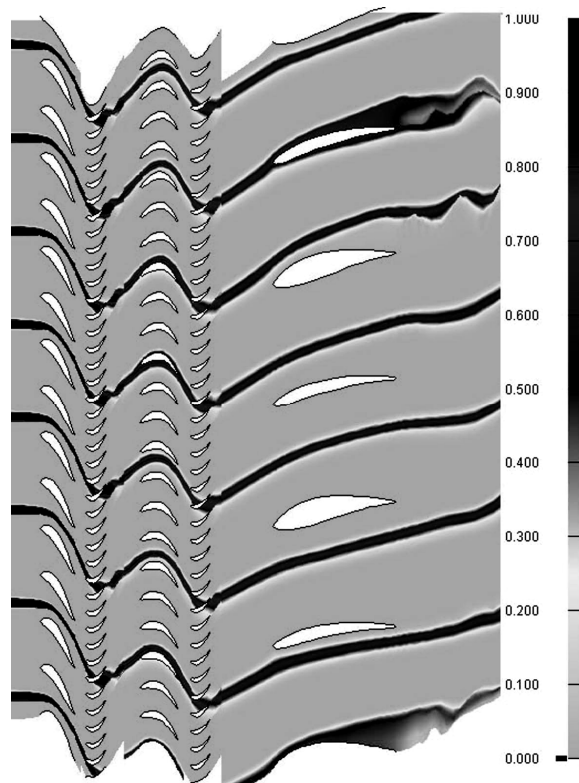


Рис. 2. Фрагмент нестационарного поля компонента примеси в турбине

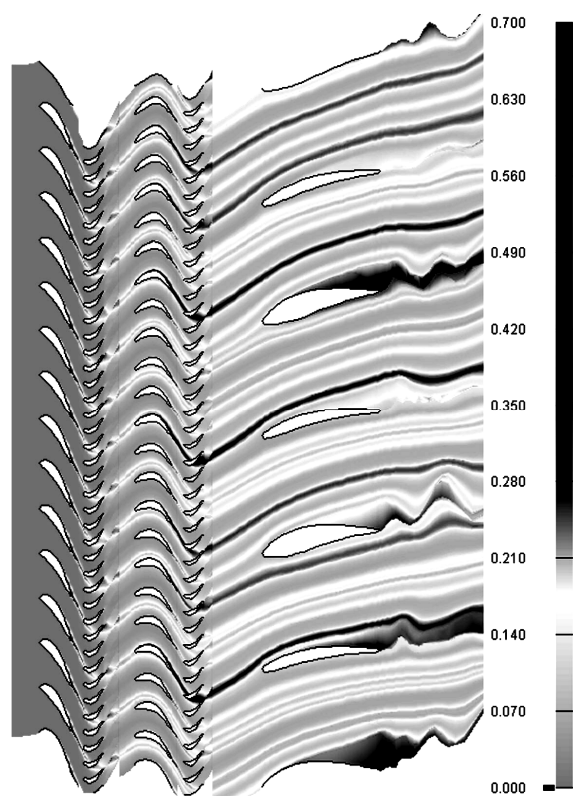


Рис. 3. Фрагмент нестационарного поля энтропийной функции в турбине

Вследствие взаимодействия с элементами тракта турбины некоторые «огневые дорожки» могут быть существенно рассеяны. Некоторые «огневые дорожки» могут вызвать перегрев отдельных частей турбины при продолжительном впрыске топлива.

Окружное смещение точки выхода факела пламени относительно точки входа составило $\approx 16^\circ$ в направлении, противоположном направлению вращения роторов.

На рис. 3 изображен фрагмент нестационарного поля энтропийной функции, который показывает возможности используемого нестационарного метода расчета для описания распространения закрученных турбулентных следов по тракту турбины при решении, например, задачи создания математической модели авиационного двигателя.

Выводы

Представленный расчетный материал был использован конструкторами для конкретной прора-

ботки при проектировании системы запуска форсажной камеры сгорания типа «огневая дорожка».

Заключительные экспериментальные исследования на двигателе подтвердили работоспособность разработанной системы розжига форсажной камеры сгорания, спроектированной исходя из представленного в данной работе расчетного материала.

Разработанный метод расчета нестационарных течений в многовенцовых лопаточных машинах может быть использован для проектирования систем розжига форсажных камер сгорания типа «огневая дорожка».

Литература

1. Марчик Э.А. Решение проблемы запуска форсажных камер сгорания турбореактивных двигателей // Двигатель. – 2006. – № 5 (47). – С. 14-16.
2. Лапотко В.М., Кухтин Ю.П. Эйлерово-лагранжев подход при численном моделировании нестационарных течений идеального газа // Авиационно-космическая техника и технология: – 2007. – № 7 (43). – С. 12-17.
3. Кухтин Ю.П., Лапотко В.М. Явление «мазания» на границах скольжения сеток при численном моделировании нестационарного взаимодействия венцов турбомашин // Вестник двигателестроения: – Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2007. – № 3. – С. 46-50.
4. Лапотко В.М., Кухтин Ю.П. Модель и метод расчета турбулентных течений вязкого теплопроводного газа // Авиационно-космическая техника и технология. – 2003. – № 41/6. – С. 65-68.

Поступила в редакцию 15.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.И. Слынько, Запорожский национальный технический университет, Запорожье.

УДК 533.9.07

А.В. ЛОЯН, Т.А. МАКСИМЕНКО, Н.Н. КОШЕЛЕВ, В.А. ФЕДОТЕНКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ КАТОДА-КОМПЕНСАТОРА НА ИНТЕГРАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МСПД**

В работе рассмотрена проблема влияния положения катода-компенсатора на интегральные характеристики стационарного плазменного двигателя малой мощности. Приведены экспериментально полученные зависимости разрядного тока, тяги, КПД и эрозии двигателя от положения катода в заданной области вблизи среза двигателя при различном угловом позиционировании. Показано что положение катода относительно МСПД в значительной мере влияет на его разрядные, тяговые и эрозионные характеристики. Выдвинуто предположение, что влияние положения катода возможно за счет повышения концентрации РТ в районе среза двигателя.

стационарный плазменный двигатель, катод-компенсатор, тяговый КПД, оптическая эмиссионная спектроскопия

Введение

Общая постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами. Для стационарных плазменных двигателей малой мощности (МСПД) остро стоит проблема повышения эффективности его работы, а также улучшение ресурсных характеристик. Немаловажную роль играет катод-компенсатор, который непосредственным образом влияет на КПД двигателя за счет прикатодного падения потенциала (эффективность использования приложенного напряжения для ускорения ионов), а также за счет энергии и расхода рабочего тела, затрачиваемых для обеспечения его функционирования. Опыт показывает, что наибольшими преимуществами в данном плане обладают безнакальные полые катоды [1]. Однако помимо указанных моментов открытым остается вопрос рационального расположения катода относительно МСПД, т.к. в данном случае свою роль начинают играть габариты катода и соотношения массовых расходов, имеющие значительные отличия от отработанных схем для СПД большого и среднего класса.

Обзор публикаций и анализ нерешенных проблем. В процессе многолетнего опыта исследований СПД большого и среднего класса, а также практики

их применения на КЛА, были реализованы различные схемы размещения катода относительно двигателя. Здесь руководствовались как конструктивными соображениями, обеспечивая минимальное воздействие ионного потока на корпус катода, так и соображениями обеспечения эффективности двигателя. Однако и на сегодняшний день продолжают работы в данном направлении [2].

Для МСПД этот вопрос менее изучен, т.к. при размещении катодов руководствуются опытом полученным для больших двигателей. Также мало освещен вопрос влияния положения катода на эрозионные характеристики.

Цель исследований. Целью работы является исследование влияния положения катода-компенсатора на эффективность работы МСПД, а также на его эрозионные характеристики.

Результаты исследований

Исследования проводились на двигателе разработки «ХАИ» СПД-20М. Двигатель был установлен на тягоизмерительном устройстве, позволяющем измерять тягу порядка 5мН (0,5гс) с расчетной точностью 2-3%. Перемещение катода при этом обеспечивалось при помощи 2-х координат-

ного устройства вдоль оси двигателя и в радиальном направлении. Также изменялось угловое положение катода относительно оси двигателя. Ось поворота катода проходила через диафрагму. Область перемещения катода – 30х30мм, шаг перемещения – 5мм. Углы поворота катода относительно оси двигателя: 90°, 45°, 60°, 30°. В нулевом положении диафрагма катода отстоит от среза двигателя на 6,5 мм и на 43,5мм от оси двигателя. Схема эксперимента с обозначенной областью перемещения отображена на рис. 1.

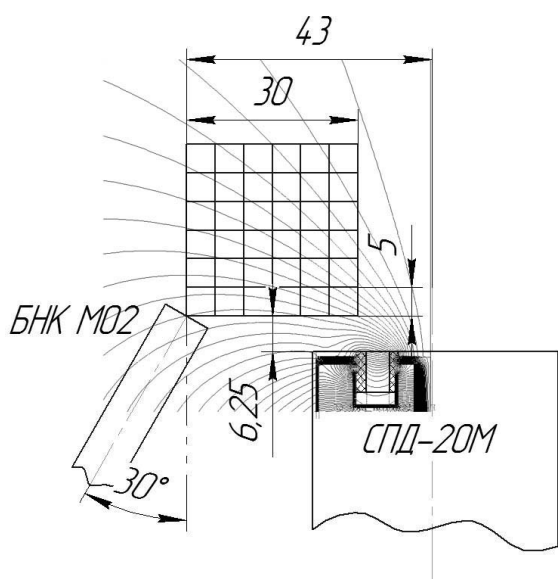


Рис. 1. Схема эксперимента

В каждой узловой точке измерялись следующие параметры: разрядный ток, тяга, а также проводились спектроскопические исследования струи плазмы двигателя для определения эрозионных характеристик. При этом были фиксированы массовый расход (0,25мг/с), разрядное напряжение (300В), ток в катушке намагничивания. По причине невозможности позиционирования катода, повернутого на угол отличный от 90°, в определенных точках измерения не производились. Эрозионные характеристики МСПД определялись при помощи метода основанного на оптической эмиссионной спектрометрии (ОЭС), который был разработан нашими французскими коллегами [3-5] и уже неоднократно опробован в совместных исследованиях [6]. Данный метод позволяет оценить мгновенную эрозию керамики разрядной камеры

(РК), а после калибровки получить и количественные значения эрозии. Результаты экспериментов сведены в табл. 1 в виде контурных графиков, для каждого из которых обозначены минимальные и максимальные значения параметров.

Из полученных результатов видно, что при расположении катода под 90° к оси двигателя по мере его приближения к струе, как по радиальному, так и по осевому направлениям, разрядный ток, тяга и эрозия увеличиваются. При этом область с максимальным КПД не совпадает с областью максимальной тяги (т.е. скорость роста разрядного тока больше, чем тяги).

Для 60° область с максимальным КПД и эрозией смещается вперед относительно среза двигателя на 15-20мм. Область минимума по току и тяге расположена ближе к струе на максимальном удалении от среза.

Для 45° разрядный ток, тяга, КПД и эрозия ведут себя практически одинаково. Явно выделяются две области, разделенные характерным «оврагом», отстоящим на 10мм от среза, вблизи среза наблюдается возрастание значений по мере приближения к оси двигателя; во второй области картина меняется на противоположную.

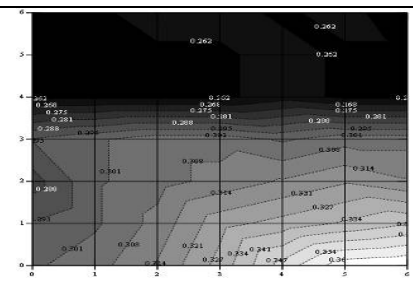
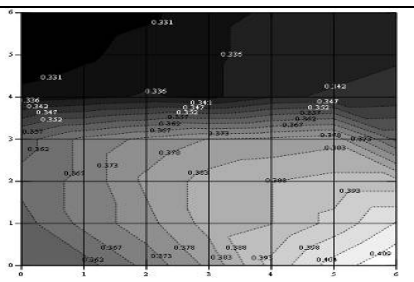
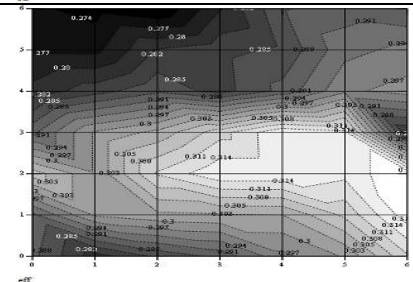
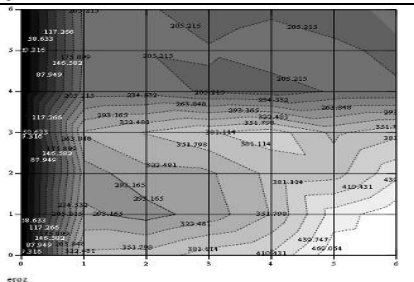
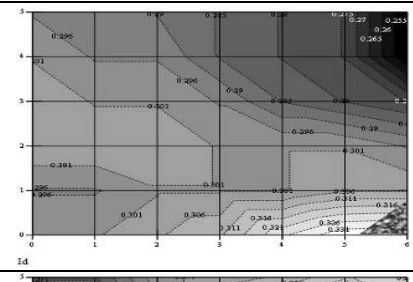
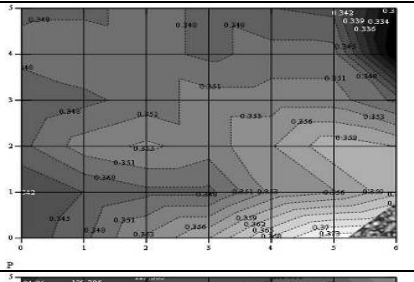
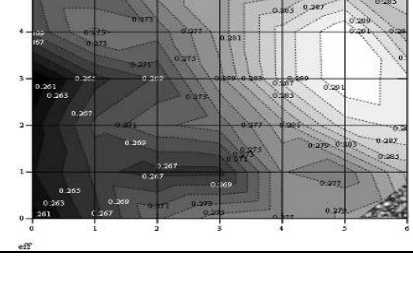
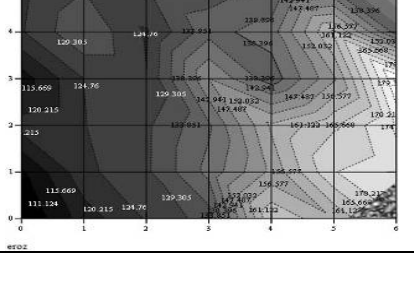
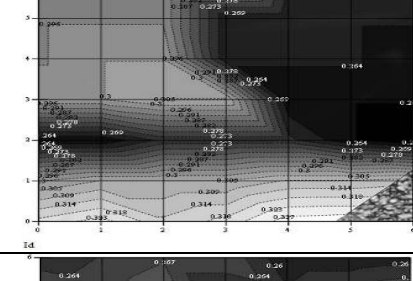
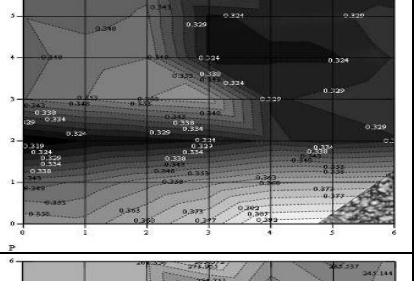
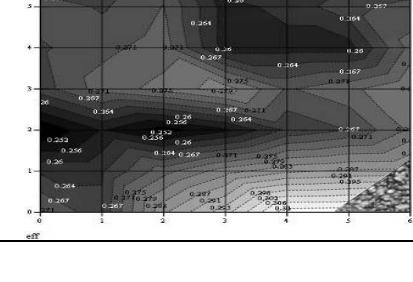
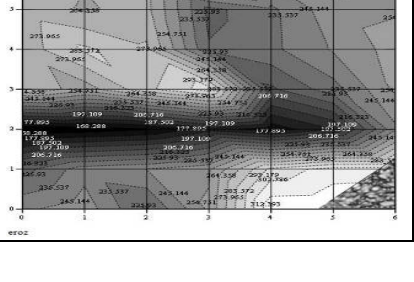
Для 30° наблюдается менее выраженное изменение разрядного тока, а также возрастание эрозии как по мере удаления катода от среза двигателя, так и по мере его приближения к струе.

При этом нужно отметить, что разброс по КПД двигателя в зависимости от угла поворота катода при его перемещении составляет для 90° – 4,9%; 45° – 6,6%; 60° – 3,4%; 30° – 2,8%.

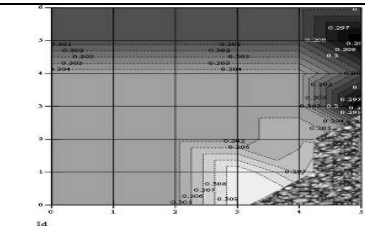
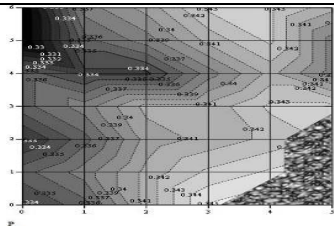
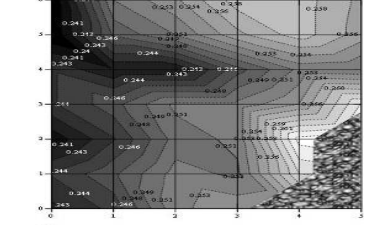
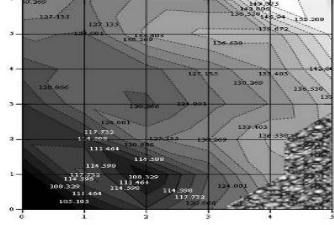
Максимальный КПД был получен при расположении катода под 90° в ближайшей точке к двигателю (катод при этом вне угла раскрытия струи двигателя) и составил 32%, однако в то же время эрозия составила максимальное значение. Для 45° максимальный КПД меньше на 0,5%, однако, эрозия при этом меньше в 2 раза.

Таблица 1

Результаты экспериментов

90°			
	Разрядный ток min=0,262 А; max=0,367 А		Тяга min=0,326 гс max=0,414 гс
	Тяговый КПД min=0,271 max=0,320		Скорость эрозии min=191 max=607
60°			
	Разрядный ток min=0,250 А max=0,335 А		Тяга min=0,328 гс max=0,375 гс
	Тяговый КПД min=0,259 max=0,293		Скорость эрозии min=106 max=183
45°			
	Разрядный ток min=0,255 А max=0,332 А		Тяга min=0,314 гс max=0,397 гс
	Тяговый КПД min=0,248 max=0,314		Скорость эрозии min=159 max=322

Окончание табл. 1

30°			
	Разрядный ток min=0,295 A max=0,311 A		Тяга min=0,329 гс max=0,347 гс
	Тяговый КПД min=0,238 max=0,266		Скорость эрозии min=102 max=155

Перспективы дальнейших исследований

Для объяснения полученного эффекта необходимо более подробное исследование параметров плазмы. Так применение зондовой диагностики позволит исследовать изменение ионного тока и распределения потенциала за срезом двигателя (где по некоторым данным срабатывается до 20% разрядного напряжения) от положения катода, а также при помощи многосеточных зондов для исследования изменения энергетического спектра ионов и угла раскрытия струи.

Заключение

Экспериментальным путем было показано, что положение катода относительно МСПД может в значительной мере влиять на его разрядные, тяговые и эрозийные характеристики. Исходя из поведения разрядного тока и тяги, выдвигается предположение, что влияние положения катода в основном происходит из-за повышения концентрации РТ в районе среза двигателя за счет катодного массового расхода, значения которого для МСПД могут составлять порядка 20% от общего.

Авторы работы приносят благодарность Кислицыну А.П. и французским коллегам D. Pagnon и M. Dudeck за ценные замечания и обсуждение результатов, а также за любезно предоставленный спектрометр HR2000.

Литература

1. Koshelev N.N., Loyan A.V. Investigation of Hollow Cathode for Low Power Hall Effect Thruster // IEPC-2007-103, Florence, Italy, September 17-20, 2007.
2. Jason D. Sommerville, Lyon B. King, Effect of Cathode Position on Hall-Effect Thruster Performance and Cathode Coupling Voltage // IEPC-2007-078, 30d IEPC, Florence, Italy, September 17-20, 2007.
3. Control of the ceramic erosion by optical emission spectroscopy during performance measurements on the X000-ML 5 kW Hall effect thrusters // 29th IEPC, Princeton - USA, November 1-4, 2005.
4. 40th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida, (July 11-14, 2004) // AIAA/ASME/SAE/ASEE, AIAA04-3773.
5. Control of the ceramic erosion by Optical Emission Spectroscopy: results of PPS1350-G measurements // 4th ISPC, Sardinia, Italia, June 2-4, 2004.
6. Ukrainian SPT-20 Hall Effect Thruster: Analysis of the Plume by Optical Emission Spectroscopy / D. Pagnon, S. Pellerin, M. Dudeck, A.V. Loyan, T.A. Maksymenko, N.N. Koshelev // EPC-2007-361, 30d IEPC, Florence, Italy, September 17-20, 2007.

Поступила в редакцию 1.06.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.И. Оранский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

УДК 621.315

Л.В. НАКАШИДЗЕ, Л.И. КНЫШ*Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск, Украина*

МЕТОДОЛОГИЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СОСТАВА И СХЕМНЫХ РЕШЕНИЙ СОЛНЕЧНЫХ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Преобразование солнечной энергии в электрическую с помощью солнечных фотоэлектрических установок является перспективным и успешно развивается во всем мире. Однако при их проектировании возникает ряд проблем, связанных с выбором наиболее рациональных конструктивных схем подобных энергосистем, а также с согласованием основных параметров, непосредственно влияющих на энергетические возможности солнечной фотоэлектрической установки и её технико-экономические показатели, прежде всего стоимостные. Предложен алгоритм расчета фотоэлектрических установок, позволяющий объективно рассматривать, как и условия функционирования, так и особенности процессов преобразования солнечной энергии, при этом учитываются конструктивные и функциональные особенности элементов таких установок.

фотоэлектрическая установка, солнечный элемент, стоимость электрической энергии

Введение

Постоянное повышение требований к эффективности и технологической надежности функционирования солнечных фотоэлектрических установок (ФЭУ) влечёт за собой постоянный поиск перспективных методов и подходов к выбору наиболее целесообразных, с точки зрения применимости в определенных условиях функционирования, схемных решений таких систем. При решении данной задачи важнейшим моментом является построение общей методологической схемы, которая способствует как развитию общих подходов к формированию конструктива и схемных решений всей ФЭУ, так и обоснованию необходимости и последовательности каждой отдельной взятой операции. Такой методологический подход основан на том, что учитываются не только требования к выходным параметрам ФЭУ, т.е. уровень потребляемой электрической мощности, напряжение, особенности предполагаемых условий функционирования, но и существующая компонентная и технологическая база. Это позволяет детально и обосновано подходить к использованию промышленно производимых модулей и солнечных батарей с заданными техническими характеристиками и параметрами, известными особенностями, возникающими при эксплуатации.

1. Формулирование проблемы

Выбор структуры ФЭУ, которая обеспечивает снижение уровня стоимости вырабатываемой электрической энергии при высокой эффективности ее функционирования, является сложным, неоднозначным и продолжительным по времени процессом. Это связано с тем, что ФЭУ является сложной многокомпонентной системой. Поэтому еще на этапе проектирования появляется проблема не только оценки уровня успешности использования комплектующих элементов, но и необходимость сокращения времени выбора схемного решения ФЭУ. Проблема продолжительности выбора конструктивных и технологических решений связана с трудностями, которые возникают из-за необходимости учета большого объема информации, недостаточной изученности в начале проектирования качественной специфики процессов, обуславливающих механизм энергогенерирования в используемых солнечных элементах (СЭ).

2. Решение проблемы

Продолжительность выполнения подобных расчетов и связанные с этим объективные трудности ограничивают выбор конструктора лишь небольшим количеством рассмотренных вариантов схем ФЭУ. По-

этому существует острая потребность в определённой систематизации проведения конструкторско-технологических операций, которая нашла отражение в виде алгоритма и соответствующей структурной блок-схемы. Данный алгоритм позволит сокращать время определения характеристик ФЭУ в широком температурном диапазоне, при широком диапазоне солнечного излучения, учитывая условия эксплуатации (космические или наземные), т.е. позволит рассмотреть множество компоновочных решений.

2.1. Постановка задачи исследования

Цель данной работы - построение общего методологического подхода к выбору наиболее рациональных схемных решений ФЭУ, который, в первую очередь, предусматривает учет индивидуальных свойств, и эффективности функционирования ее составляющих элементов (в том числе СЭ) в определенной последовательности.

Разработанная методология может применяться на различных этапах проектирования солнечных энергетических установок, используемых как для энергетического обеспечения космических аппаратов, так и для наземного потребителя.

2.2. Основной материал

Эффективность и стабильность функционирования ФЭУ определяются множеством внешних и внутренних факторов. Прежде всего, это взаимосвязи, возникающие при эксплуатации ФЭУ. Они определяются:

- условиями функционирования (т.е. уровень освещенности, температура окружающей среды),
- требованиями, которые предъявляет потребитель к условиям функционирования агрегатов ФЭУ.
- рядом косвенных взаимосвязей.

В итоге внешние связи ФЭУ, могут быть представлены только в обобщенном варианте, поскольку трудно точно указать перечень аргументов абсолютно всех зависимостей. Поэтому целесообразно воспользоваться таким приемом как детализация

отдельных взаимосвязей. По мере детализации модели определяются аргументы, которые могут либо дифференцироваться между частными зависимостями, либо исключаться из зависимостей после соответствующего анализа функционирования системы. При рассмотрении общей схемы ФЭУ определяются и детализируются внутренние связи непосредственно между агрегатами системы и воздействие на них внешних факторов. В разработанной методологии предлагается проводить декомпозицию системы не до уровня агрегатов и функциональных связей на уровне агрегатов, а до уровня взаимосвязей базовых составляющих агрегатов. Так, в соответствии с данным подходом, при выборе основного конструктивного элемента ФЭУ – солнечного элемента, необходимо рассматривать взаимосвязь между материалами слоев солнечных элементов. Выбор проектных решений ведется исходя из общей меры технической приспособленности солнечных элементов определенной конструкции к функционированию в различных схемах и условиях размещения.

Еще одним из аргументов, влияющих на проектное решение является оценка качества уровня успешности использования комплектующих элементов в системе «стоимость-эффективность». Она в целом состоит из оценки критериев качества образцов более низких иерархических уровней, чем функциональный компонент общей системы. Взаимосвязь между критериями качества образцов более высокого и низкого уровня структурной организации определяются математическими зависимостями, которые имеют вид

$$K_{\kappa TK}^{PM}(t) = \frac{K_{\kappa ETK}^{PM}(t)}{N_{ETK}^{TK}}$$

$$K_{\kappa TK}^{\phi u}(t) = \psi_{TK}^{\phi u} K_{\kappa ETK}(t) N_{ETK}^{TK},$$

где $\psi_{TK}^{\phi u}$ – коэффициент, учитывающий возможность рациональной организации функционального воздействия единичных технических каналов в составе ФЭУ.

Таким образом при определении технико-экономической эффективности функционирования

ФЕУ принимаются во внимание не только прямые затраты материально-технических, финансовых и прочих ресурсов, но и побочные, обусловленные необходимостью компенсации негативных эффектов возникающих при функционировании функционирования установки, включая подсистемы разных иерархических уровней.

Алгоритм предлагаемой методологии построения структурной схемы ФЕУ основан на принципе декомпозиции отдельных взаимосвязей возникающих при функционировании установки. Он наглядно отражает уровень детализации необходимый для выбора наиболее целесообразной, в конкретных условиях эксплуатации, структурной схемы ФЕУ позволяющей при увеличении энергогенерирующей способности одновременно обеспечить снижение стоимости получаемой электрической энергии. Этот алгоритм представлен структурной блок-схемой (рис. 1), т.е. блок-схемой, которая выражена как композиция последовательности операций, которые необходимо выполнить при определении структуры, конструкции и компоновочных решений солнечной фотоэлектрической установки. Эта совокупность структур достаточна для построения методологического подхода, определяющего последовательность проводимых конструкторских операций, но само построение и определение каждой конкретной операции не обязательно окажется таким простым, как оно кажется на первый взгляд. Это связано с тем, что при использовании имеющейся компонентной базы необходимо учитывать ряд факторов, среди них одними из самых важных являются функциональные параметры и индивидуальные конструктивные особенности составных элементов солнечной фотоэлектрической установки. В этом аспекте выбор схемного решения солнечной фотоэлектрической установки необходимо начинать с анализа конструкции, особенностей функционирования имеющихся солнечных элементов (как базового конструктивного элемента установки). Поэтому алгоритм

предусматривает рассмотрение, изучение и учет специфики энергогенерирования СЭ различных типов при многообразных условиях эксплуатации, определение влияния на их функциональные характеристики других конструктивных элементов ФЭУ (в первую очередь системы концентрирования солнечного излучения).

Выводы

Выходные параметры солнечных фотоэлектрических установок зависят от внутренних свойств установки, которые определяются ее структурой, стоимостью и свойствами конструктивных элементов. Методологический подход, выраженный в виде алгоритма, позволяющего эффективно рассмотреть структурные и схемные взаимосвязи, возникающие в солнечной фотоэлектрической установке позволяют эффективно, быстро и результативно определить ее структуру и схемные решения. При этом за непродолжительное время произвести перебор большого количества различных схемных решений, отличающихся не только разными типами солнечных элементов, но и разными типами концентрирующих систем, способами их сопряжения с СЭ, компоновкой и т.п. Сформированная блок-схема, отражающая алгоритм определения состава солнечной фотоэлектрической установки эффективна. Она основана на подходе, который комплексно учитывает технические, энергетические и экономические показатели конструктивных элементов установки.

Заключение

Предлагаемый методологический подход, представленный в виде алгоритма, позволяет детально учитывать структуру и конструкцию солнечных элементов, способствуют обоснованию схемных и технических решений позволяющих повысить эффективность функционирования солнечных фотоэлектрических установок и снизить стоимость получаемой электрической энергии.

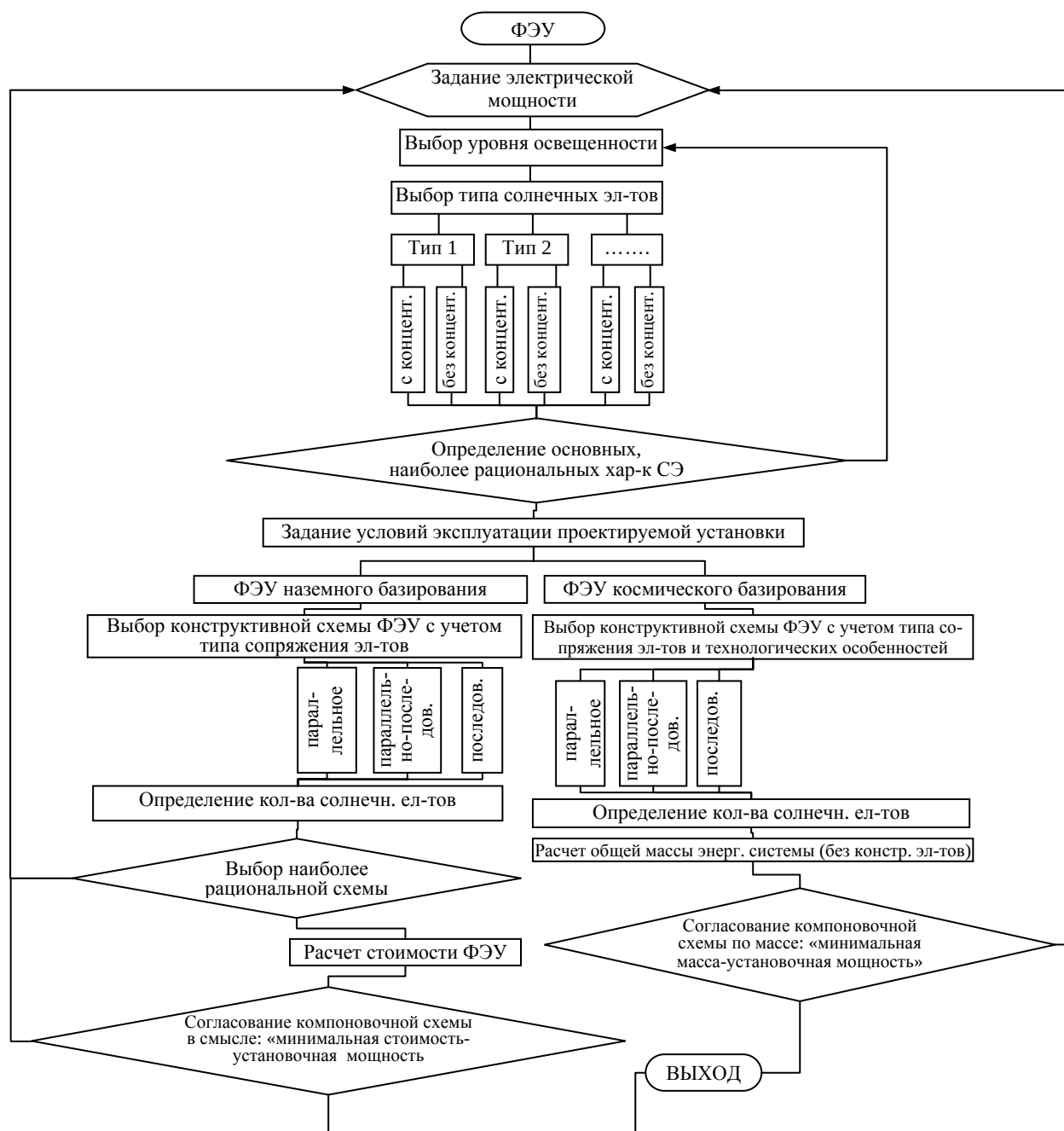


Рис. 1. Блок-схема алгоритма

Литература

1. Солнечные энергосистемы космических аппаратов. Физическое и математическое моделирование / К.В. Безручко, Н.В. Белан, Д.Г. Белов, С.В. Губин и др.; Под ред. акад. НАН Украины С.Н. Конюхова. –Х.: Гос. аэрокосм. ун-т „Харьк. авиац. ин-т”, 2000. – 515 с.
2. Автономов В.Н. Создание современной техники: Основы теории и практики. – М.: Машиностроение, 1991. – 304 с.
2. Кудрин О.И. Солнечные высокотемпературные космические энергетические установки / Под ред. В.П. Белякова. – М.: Машиностроение, 1987. –248 с.
3. Токарев А.Б., Шпаков С.П. Сравнительный анализ структурных систем энергоснабжения повышенного напряжения для космических аппаратов // Электрооборудование автономных объектов. – М., 1987. – С. 31-35.

Поступила в редакцию 31.05.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. О.Г. Гоман, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.

УДК 629.735

С.В. ГУБИН, М.Н. НАКАЗНЕНКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ДИАГНОСТИРОВАНИЕ ХИМИЧЕСКОГО НАКОПИТЕЛЯ ЭНЕРГИИ
В СОСТАВЕ СИСТЕМ ГАРАНТИРОВАННОГО ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ
МЕТОДАМИ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ДИАГНОСТИКИ**

Приведен аналитический обзор методов диагностирования электрохимических накопителей, и диагностических математических моделей. Рассмотрены и проанализированы методы повышения надежности работы системы гарантированного энергоснабжения, особенности интеллектуального диагностирования элементов системы гарантированного энергоснабжения. Описаны основные этапы интеллектуального диагностирования. Выделены преимущества применения нейросетевых методов моделирования и прогнозирования в диагностике. Введены основные показатели качества интеллектуального диагностирования с использованием нейросетевых моделей прогнозирования работы ЭХН.

система гарантированного питания, диагностирование, контроль, нейросетевое моделирование, надежность, источник бесперебойного питания, электрохимический накопитель

Введение

Практика показывает, что одной из самых ответственных и уязвимых частей системы гарантированного энергоснабжения является, электрохимический накопитель. Поэтому немаловажным в работе системы, является качественный контроль и диагностирование ЭХН. Это позволит определить текущее состояние накопителя и предотвратить его преждевременный отказ. В системах гарантированного энергоснабжения целесообразно использовать системы функционального диагностирования и контроля, которые позволяют оценивать техническое состояние аккумуляторной батареи, не отрывая ее от работы.

Развитие функционального диагностирования и контроля ЭХН имеет несколько путей – контроль и диагностирование ЭХН по входным и выходным характеристикам накопителя и используя методы бесконтактного диагностирования.

К первому подходу можно отнести следующие методы контроля и диагностирования ЭХН [4]:

- учет полученного и отданного батареей количества электричества предполагает использование так называемых счётчиков ампер-часов;
- потенциометрический метод контроля заряда;
- потенциостатический метод ограничения заряда;
- барометрический метод ограничения заряда;

– гальваностатический метод ограничения заряда;

Можно отметить, что более эффективным является поэлементное диагностирование и регулирование. Это следует из того, что ЭХН, входящие в состав батареи изнашиваются неоднозначно, что приводит к «выпадению» из функционирования отдельных составляющих, а соответственно понижает ресурс всей батареи в целом.

Одним из путей развития функционального диагностирования ЭХН является построение систем диагностирования на основе микропроцессоров или ЭВМ. С использованием различных математических моделей ЭХН, как объектов диагностирования, и алгоритмов проведения диагностики.

Выше рассмотренные методы диагностирования и контроля не позволяют «изнутри» оценить состояние батареи. Поэтому следует отметить еще одно направление развития систем диагностирования – бесконтактное диагностирование (ультразвуковые и радиационные методы).

Ультразвуковые методы основаны на способности ультразвуковых колебаний распространяться в материале ОД в виде направленных пучков и отражаться как от границ раздела сред: от противоположной поверхности ОД, от внутренних дефектов — трещин, раковин, расслоений и т. п. Метод обеспечивает кон-

троль ОД, изготовленных из любых материалов, обнаруживает поверхностные и внутренние дефекты деталей, дефекты пайки, склеивания. При этом могут быть не только выявлены дефекты, но и определены их размеры и координаты положения. Учитывая актуальность проблемы диагностирования можно поставить задачу неразрушающего анализа внутреннего состояния электрохимической системы и определения текущей емкости аккумулятора в составе СГЭС.

1. Постановка проблемы

Надежность систем гарантированного энергоснабжения напрямую зависит от надежности и качества работы ее составляющих. Для преждевременного определения слабого звена в работе СГЭ необходимо проводить контроль и диагностирование всех ее элементов. Учитывая то что ЭХН являются резервным источником тока то его работа может быть определяющей в аварийных условиях питания потребителя.

Контроль и функциональное диагностирование ЭХН позволит своевременно (до выхода из строя) определить отработавший свой ресурс накопитель и, соответственно, улучшить качество электроснабжения и надежность все системы

Для контроля и диагностики ЭХН широко используются их математические модели. Диагностических модели в отличии от обычных математических моделей, которые отражают номинальный режим функционирования ЭХН, описывает существенные свойства аварийных режимов, вызванных различными отказами элементов СГЭ (сеть электроснабжения общего назначения, ДГУ и т.п.).

Можно выделить несколько типов диагностических моделей [5, 6] :1) аналитический модели; 2) экспериментально-аналитические модели; 3) регрессионные модели (уравнение регрессии 1-го или 2-го порядка); 4) корреляционные модели для идентификации объекта; 5) нейросетевая модель позволяющая синтезировать в себе четыре предыдущих модели.

Особого внимания требует нейросетевая модель, которая позволяет не только точнее, нежели остальные модели, отображать функционирование ЭХН,

но и проводить адаптацию модели к разным условиям функционирования. Еще к одному преимуществу моделей такого типа можно отнести их способность проводить качественный прогноз работы ЭХН.

2. Решение проблемы

Основным способом защиты критичной нагрузки от возможных неполадок в электросети является установка источника бесперебойного питания (ИБП). Широкое распространение получила централизованная и распределенная схемы электропитания с использованием одномодульного ИБП. Однако для проведения профилактических, регламентных и др. работ ИБП переводится в режим Bypass, и нагрузка остается незащищенной на некоторое время. Для определенных типов нагрузок при непрерывном производственном цикле данный риск неприемлем. Одним из решением проблем надежности гарантированного питания может быть использование резервирование ИБП.

Надежность энергосистем, можно повысить не только схемотехническими решениями, но и своевременным определением самых «слабых» частей системы. Таким образом, важную роль в надежном функционировании энергосистемы и ее составляющих, играет качественный функциональный контроль и диагностика. Ввиду особенностей работы энергосистем можно выделить следующие требования: контроль и диагностика не должны нарушать работы самой системы и в тоже время и должны обеспечить необходимый уровень надежности. Таким образом, сталкиваемся с несколькими проблемами – отсутствие достаточного количества информации об объекте диагностирования (ЭХН), необходимость прогнозирования его состояний, отсутствие возможностей тестирования системы и ее составляющей, определение неявных зависимостей надежности объекта от его характеристик, и др. Вышеупомянутые проблемы возможно решают методами интеллектуальной диагностики.

Интеллектуальная диагностика представляет собой совокупность средств, позволяющих строить надежные и адекватные модели диагностируемых

сложных технических объектов и процессов по экспериментальным данным, обладающие при этом низкой избыточностью, высокой эффективностью и способностью адаптироваться к изменениям во внешней и внутренней средах диагностируемого объекта (процесса), что достигается обучением (переобучением).

Инструментальным базисом для осуществления интеллектуальной диагностики является теория распознавания образов и методы нейроинформатики.

Решение задач диагностики всегда связано с прогнозированием надежности на ближайший период эксплуатации (до следующего технического осмотра).

Можно выделить несколько этапов интеллектуального диагностирования [2,3] (рис.1).

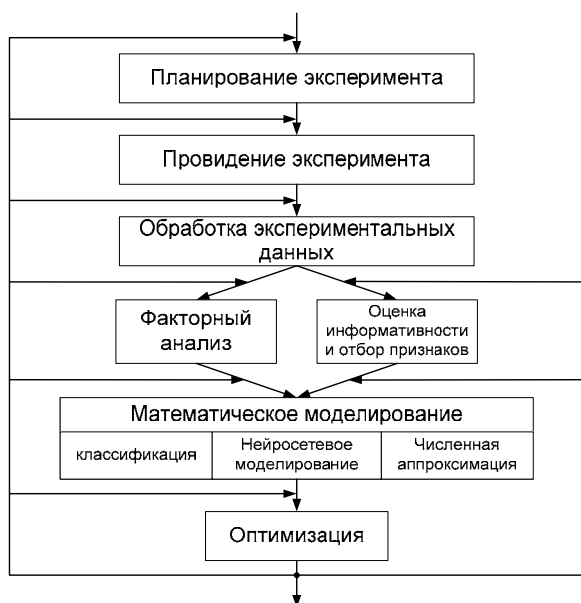


Рис. 1. Схема интеллектуального диагностирования

Этап планирования эксперимента ставит своей задачей получение модели эксперимента (испытаний), позволяющей при минимальном количестве испытаний изделий на надежность, долговечность и т.п. получить экспериментальные данные, характеризующие свойства объекта, на основе которых можно построить его математическую модель, удовлетворяющую определенным требованиям, главным из которых является адекватность модели. После построения плана эксперимента логичным является осуществление этапа проведения эксперимента.

Сбор экспериментальных данных об объекте диагностирования должен оканчиваться обработкой

экспериментальных данных – факторный анализ, оценка информативности и отбор признаков, статистическая обработка. Эти этапы позволяют упростить в будущем математическую модель ЭХН.

После обработки и анализа экспериментальных данных следует приступать к математическому моделированию накопителя, которое может заключаться в моделировании качественной либо количественной (численной) связи между определенными параметрами ЭХН и условий его работы, для чего необходима локализация познавательной процедуры, т.е. задание (или нахождение) той области во времени и в физическом пространстве или в структуре объекта, к которой должен быть отнесен результат процедуры. Получив модель объекта познания, эту модель, как правило необходимо оптимизировать с целью того, чтобы она как можно ближе характеризовала объект познания. После построения и оптимизации математической модели объекта познания необходимо оценить ее достоверность – адекватность объекту познания при определенных допущениях.

В условиях функционального диагностирования процесс сбора информации дополняет концептуальную модель экспериментальными данными полученным в процессе работы объекта.

В связи с возрастающей ролью автоматических и автоматизированных систем диагностирования возрастает значение предвидения состояния ЭХН. Без прогнозирования нельзя управлять состоянием ЭХН и ИБП, нельзя своевременно предупреждать аварийные ситуации.

Процесс прогнозирования преследует различные цели. Он позволяет определить:

- 1) протекание процесса на протяжении будущего отрезка времени в конкретной размерности (используются методы аналитического прогнозирования);
- 2) ожидаемую вероятность того, что исследуемый процесс не выйдет за установленные допусковые границы (используются методы вероятностного прогнозирования);
- 3) определить к какому классу по долговечности следует отнести исследуемый процесс (используется теория распознавания образов).

Особенностью нейросетовых методов является то, что они позволяют решать все три задачи прогнозирования, используя один математический аппарат.

Заключение

Для того, что бы иметь возможность количественно оценить качество прогнозирования, с использованием той или иной нейронной сети необходимо ввести показатели качества прогнозирования. К числу наиболее важных показателей качества прогнозирования относятся [1, 2]:

1. Точность прогнозирования K_T , которая характеризуется степенью соответствия величины, полученной в результате прогноза, и величины действительной. Она измеряется величиной ошибки $\Delta\varphi$, равной разности между прогнозируемой величиной $\varphi_{пр}$, полученной в результате прогноза, и действительной, истинной величиной φ :

$$\Delta\varphi = \varphi_{пр} - \varphi.$$

2. Достоверность прогнозирования K_D , которая совпадает с понятием достоверности оценки, полученной в результате прогнозирования. Точность и достоверность - взаимосвязанные понятия

3. Быстродействие прогнозирования, измеряемое затратами времени на процесс прогнозирования K_6 . Разновидностью этого показателя является отношение времени прогнозирования к времени, на которое распространяется прогнозирование.

4. Стоимость прогнозирования K_C , измеряемая затратами материальных средств на операцию прогнозирования, т.е. на создание специальной аппаратуры и на эксплуатацию этой аппаратуры.

5. Информационный показатель качества прогнозирования, который указывает, насколько увеличилась информация об исследуемом объекте в результате прогнозирования: $K_u = \sum_{i=1}^n (H_{0i} - H_i) / \sum_{i=1}^n H_{0i}$, где H_{0i} и H_i - начальная и конечная энтропии по i-му параметру соответственно.

Энтропия характеризует меру неопределенности состояния объекта: $H(x) = -\sum_{i=1}^n p_i \log p_i$, где p_i - ве-

роятность возможного i-го состояния объекта, n - число всех возможных состояний.

6. Показатель полноты прогнозирования K_n , который представляет собой отношение числа параметров, охваченных контролем, к общему числу параметров, определяющих работоспособность изделия: $K_n = n / N$.

7. Показатель эффективности прогнозирования K_z , который показывает, насколько улучшились эксплуатационные характеристики исследуемого изделия в результате прогноза, и является обобщенным показателем качества прогноза.

Литература

1. Биргер. И. А. Техническая диагностика – М.: Машиностроение, 1978. – 240 с.
2. Интеллектуальные средства диагностики и прогнозирования надежности авиадвигателей: Монография / В.И. Дубровин, С.А. Субботин, А.В. Богуслаев, В.К. Яценко – Запорожье: ОАО «МоторСич», 2003. – 279 с.
3. Адаменко В.А., Дубровин В.И., Субботин С.А. Нейросетевая диагностика деталей энергетических установок, работающих при циклических нагрузках // Новые технологии, методы обработки и упрочнения деталей энергетических установок: Тез. докл. / Под ред. В.К. Яценко – Запорожье: ЗГТУ, 2000. – С. 4-6.
4. Романов В.В., Хашев Ю.М. Химические источники тока. – М.: Сов. радио, 1978. – 264 с.
5. Планирование эксперимента в задачах нелинейного оценивания и распознавания образов / Г.К. Круг, В.А. Кабанов, Г.А. Фомин, Е.С. Фомина. – М.: Наука, 1981. – 172 с.
6. Гуляев В.А., Кудряшов В.К. Автоматизация наладки и диагностирования микро УВК. – М.: Энергоатомиздат, 1992. – 256 с.
7. Прогнозирование с помощью искусственных нейронных сетей [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://paukoff.fromru.com/neuro/wneuro>.

Поступила в редакцию 28.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 52-423

Я.А. КУМЧЕНКО*Научно-производственное предприятие «КАШТУЛ», Днепропетровск, Украина***РЕАЛИЗАЦИЯ ПОЛЕЗНОЙ СИЛОВОЙ НАГРУЗКИ НЕРЕАКТИВНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО ОБЪЕКТА (НЛО) ТОЛЬКО КОСМИЧЕСКИМ ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЕМ. МОДЕЛЬ НЛО «КАШТУЛ-2»**

Обоснована принципиальная возможность работы нереактивного летательного аппарата, использующего только энергию космоса при его вращательном движении. При этом показано, что галактические космические лучи и солнечные лучи имеют одну и ту же природу. Их источником энергии является вселенский источник волновой энергии «КАШТУЛ». Нереактивная полезная силовая нагрузка реализуется в виде силы Жуковского-Магнуса (аппарат Флетнера). Т.к. плотность среды составляет $\approx 10^{-12}$ кг/м³, то при приемлемых угловых скоростях и линейных размерах аппарата можно получить необходимую тягу НЛО.

галактические космические лучи (ГКЛ), поляризация, вселенский источник волновой энергии, корреляция волновых процессов ГКЛ и солнечных лучей, аппарат Жуковского-Флетнера, сила Магнуса

Введение

Освоение ближнего космоса базировалось в основном на работе жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), двигателей с использованием твердых топлив (РДТТ), а также многоступенчатых ракет с применением ЖРД и РДТТ в одном комплексе. Для ориентации перевода КА с одной орбиты на другую использовались различные микроракетные двигатели. Общим для всех двигателей больших и малых тяг было то, что источники энергии для развития их тяг всегда находились на борту. Исключением является только КА с использованием энергии солнечных лучей при ее преобразовании в электричество. Электрическая энергия при этом использовалась для работы плазменных и ионных двигателей, а также для целей жизнеобеспечения.

В данной работе, на наш взгляд, впервые предлагаются конкретные возможности использования энергии Космоса для целей обеспечения космическому объекту (КО) тяги нереактивной природы.

1. Постановка задачи. Аналитический обзор

Предлагается использовать кинетическую энергию космических лучей с реализацией силы Жуков-

ского-Магнуса нереактивного происхождения.

Известно, что сила Жуковского-Магнуса реализуется тогда, когда на вращающееся тело воздействует аэродинамический поток, в нашем случае это поток галактических космических лучей или плазмы солнечного происхождения. Известно [1 – 3], что сила, действующая на центр тяжести вращающегося объекта,

$$F = \rho \overline{V} \omega S l, \quad (1)$$

где ρ – плотность среды; $\overline{V}$ – ее вектор скорости; ω – вектор угловой скорости вращения аппарата; S – его поперечное сечение; l – его линейный размер.

Автор проводит полную аналогию между аэродинамическим напором и скоростным напором галактических (солнечных) лучей. Эта аналогия впервые была предложена Хевисайдом [3, стр. 173] и использована при построении двигателя Флетнера, представляющего вертикальный вращающийся цилиндр, установленный на лодке. Лодка, снабженная этим двигателем, идет под прямым углом к направлению ветра.

В этой работе предлагается получать нереактивную движущую силу вращающегося НЛО за счет его обдува космической средой со скоростью $\overline{V}$ и плотностью ρ .

В уравнение (1) входят параметры космической среды $\bar{V}$, ρ и частично $\bar{\omega}$. О частичности последнего параметра отметим ниже. В большинстве случаев они используются многочисленными авторами для мониторинга солнечных явлений и их влияния на процессы, происходящие в атмосфере Земли (см., например, [4]). Нас же они интересуют в связи с доказательством работоспособности НЛО с тягой нереактивной природы. Подавляющее большинство работ различных исследователей посвящено утверждению того, что энергия в магнитосферу поступает только лишь с солнечным ветром (СВ).

Однако, как отмечается в материалах Всероссийской конференции «Экспериментальные и теоретические исследования основ прогнозирования гелиофизической активности» [5], полностью подтвердились известные предположения о модулировании галактического космического излучения солнечной активностью, которое ранее обсуждалось и в работах [6, 7].

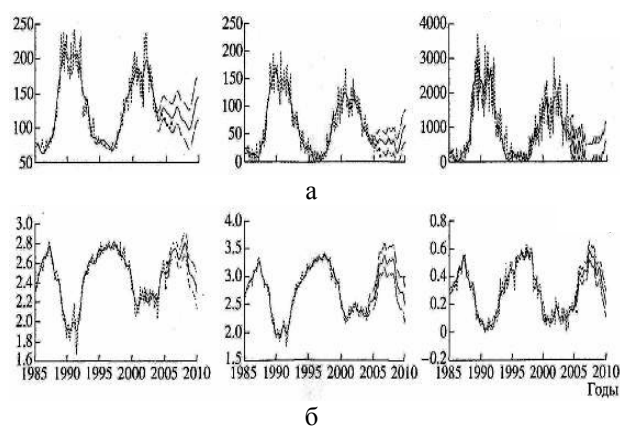


Рис. 1. Изменение индексов солнечной активности, интенсивности космического излучения ГКЛ в Москве, Мурманске и по трассе Мурманск-Москва с прогнозом до 2010 г.

На рис. 1, а представлен (см. [5]) солнечный радио поток, числа Вольфа и площади пятен соответственно, а на рис. 1, б – последовательные ряды интенсивности ГКЛ для Москвы, Мурманска и по трассе Мурманск– Москва.

Как отмечается в работе [5], «подавляющее большинство колебательных компонент ГКЛ имеют соответствующие аналоги в рядах изменений СА».

При этом замечено меньшее число значимых компонент в рядах ГКЛ по сравнению с СА, что визуально подтверждается «более гладким поведением интенсивности ГКЛ». Сравнительный анализ спектров показал существование «собственных значимых колебательных компонент ГКЛ в среднем, не выявленных в рядах СА, что свидетельствует о наличии иных источников модуляции ГКЛ». Из рис. 1. видно, что имеет место отставание противофазных экстремумов 11-летней цикличности СА от ГКЛ в среднем на 0,6 лет.

Противофазность экстремумов СА и ГКЛ мы объясним в следующих публикациях, а сейчас хочется обратить внимание читателя на антикорреляцию компактных колебаний типа P_g, названных в работе [8] гигантскими пульсациями.

Т. к. СА и ГКЛ, а также СА и пульсации P_g находятся в противофазе, то можно сделать вывод – первичным источником энергии ГКЛ, СА, пульсации Земли и планет солнечной системы, включая и само Солнце, является Вселенский источник волновой энергии (ВИВЭ) «КАШТУЛ», о существовании которого было впервые освещено в материалах международной конференции в г. Киеве (КНУТШ) «Энергетика Земли и ее геологическое и геофизическое проявление» [8].

Что касается Земли, то она совместно с магнитосферой представляет гигантский резонатор, магнитопауза которого может как сжиматься, так и расширяться согласно воздействию энергетического источника извне. Таким источником и является ВИВЭ «КАШТУЛ». Поступление энергии ГКЛ и СА в резонатор, а стало быть, и в магнитосферу возможно лишь в случае его работы в открытом режиме через его так называемые горловины [10]. Такими горловинами, на наш взгляд являются аномалии магнитного поля – Восточно-сибирская, Канадская, Бразильская и Юговосточная АМП. Этим-то и объясняется наличие очень локализованного в пространстве источника генерации «гигантских геомагнитных пульсаций P_g в авроральных широтах» [8].

2. Решение поставленной задачи

Сжатие или расширение, начавшееся на магнитопаузе при волновом эндогенном воздействии на нее, распространяется через магнитосферу в виде быстрой магнитодинамической волны со скоростями от 500 км/с до 2500 км/с.

Распределение этой скорости по радиальному расстоянию показано на рис. 2. [4]. Таким образом, один из параметров формулы (1) для определения величины силы, действующей на НЛО, нами определен.

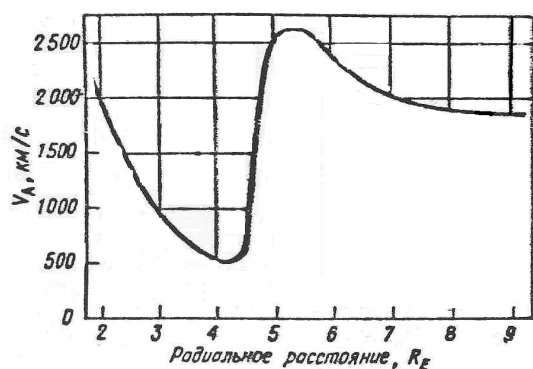


Рис. 2. Распределение скорости магнитогидродинимической волны от радиального расстояния

Другим параметром является плотность космической среды. Его величину позаимствуем из работы [11] (см. рис.3.). Видно, что на высотах > 280 км. плотность среды оценивается величиной порядка 10^{-8} кг/м³. Так как предполагается работа НЛО в глубоком Космосе, то его плотность будет значительно меньше этой величины.

Для оценочных расчетов примем величину плотности глубокого вакуума, плотности верхних слоев хромосферы Солнца равную 10^{-12} кг/м³ [12].

Что касается угловой скорости вращения НЛО, то ее можно организовать двояко:

- 1) используя энергию круглополяризованных космических лучей,
- 2) реализовать вращение, используя космическую энергию, например, протонов, которая достигает по величине порядка 10^{13} кэВ.

Рассмотрим их по порядку.

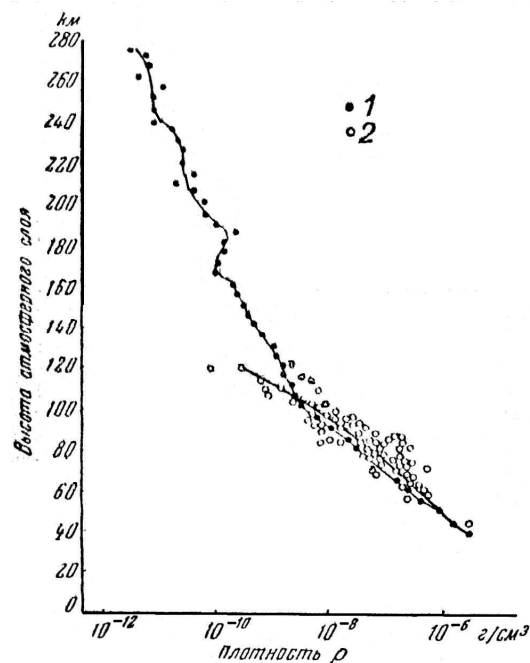


Рис.3. Распределение плотности в атмосфере:
1 по сумеречным наблюдениям;
2 — по метеорным наблюдениям

1. В работах [13, 14] автором уже предложено использовать энергию круглополяризованных космических лучей (электромагнитная составляющая) для реализации вращательного момента, который и мог бы быть использован для получения полезной силовой нагрузки для рассматриваемого здесь типа НЛО.

2. Другим способом раскрутка КО до приемлемой величины угловой скорости может быть успешное использование энергии первичных космических лучей, возможность которого была приведена в работах [15 и др.]. Подчеркнем здесь, что хотя поток космических лучей и невелик, но, имея запас энергии до 13 кэВ, они могут реализовать т.н. ливни Оже с большим выходом химически активных центров (ХАЦ) (водород, фтор и т.д.) при использовании твердых энергоаккумулирующих веществ (Ca F_2 , $\text{C}_n \text{H}_{2n+2}$ и т.д.).

Организуя выгодные в энергетическом плане химические реакции между различными ХАЦ, а также используя энергию их рекомбинации, можно двумя антипараллельными двигателями добиться нужной раскрутки конструкции НЛО.

3. Пример расчета полезной силовой нагрузки НЛО модели «КАШТУЛ-2»

Рабочая формула для силы Жуковского – Магнуса имеет следующий вид: $F = \rho \overline{V} \omega S l$.

Если приемлемыми параметрами космической среды глубокого вакуума взять $\rho = 8,85 \cdot 10^{-12} \text{ кг/м}^3$, $V = 1130 \text{ км/с}$, $\omega = 100 \text{ рад/с}$, а $S l = 1000 \text{ м}^3$, то усилие на центр тяжести НЛО модели «КАШТУЛ 2» будет равно 1 Н.

Выводы

1. Работоспособность НЛО модели «КАШТУЛ-2» в связи с отсутствием внутренних физических противоречий полностью доказана.
2. Его работа полностью обеспечивается энергией космоса и не требует запаса энергии земных источников.

Литература

1. Жуковский Н.Е., П.С.С., т. 2, – М., 1959.
2. Bjerkness V. // Nature. – №№ 2865-2866, 8924.
3. Бьеркнес Ф. Сила, которая поддерживает аэроплан // ПЗМ. – 1926. – № 1–2. – С. 168-178.
4. Нишида А. Геомагнитный диагноз магнитосферы. – М., Мир, 1980. – 180 с.
5. Кафтан В.И., Крайнев Н.Б. Прогноз развития текущего солнечного цикла по наблюдениям за солнечной активностью и галактическими космическими лучами // Изв. РАН. сер. «Физическая». – 2006. – Т. 70, № 10, – С. 1446-1448.
6. Белов А.В., Гущина Р.М. и др. // Геомагнетизм и аэрономия. – 2002. – Т. 42, № 6. – С. 727.
7. Дорман Л.И. Вариации космических лучей и исследования космоса. – М.: Наука, 1965. – 222 с.
8. Клейменова Н.Г. и др. Гигантские пульсации P_g на широтном профиле обсерваторий // Геомагнетизм и аэрономия. – 1990. – Т. 30, № 4. – С. 579-583.
9. Кумченко Я.А. Вселенский волновой источник энергии «КАШТУЛ» и его инвариант // Сб. мат. конф. «Энергетика Земли и ее геологическое и геофизическое проявление». – К., 2005. – С. 77-83.
10. Кумченко Я.А. Резонаторная природа направленности космических лучей и возможность использования их энергии в работе двигателей летательных аппаратов // Вестник ДНУ «Ракетно-космическая техника». – Днепропетровск: ДНУ, 2003. – Вып. 6. – С. 72-75.
11. Кессених В.Н. Распространение радиоволн. Ч. V, Земная атмосфера, геофизические, космические факторы. – М.: Наука, 1952. – 412 с.
12. Зигель Ф.Ю. Астрономия в ее развитии. – М.: Наука, 1988. – 80 с.
13. Кумченко Я.А. О возможности использования вращательного момента поляризованных по кругу ЭМВ космического происхождения в качестве источника энергии двигателей летательных аппаратов // Вестник ДНУ «Ракетно-космическая техника». – Днепропетровск: ДНУ, 2003. – Вып. 6. – С. 70-72.
14. Кумченко Я.А. Вселенский источник волновой энергии «КАШТУЛ» и один из способов ее использования в ракетно-космических технологиях // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 9/35. – С. 186-187.
15. Кумченко Я.А. Резонаторная природа разрушения (деструкции) энергоаккумулирующих веществ с извлечением химически активных составляющих в качестве топлива для тепловых энергоустановок // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 8/24. – С. 77-80.

Поступила в редакцию 1.06.2008

Рецензент: д-р фмз-мат. наук, проф. Е.Г. Попов, Днепропетровский государственный аграрный университет, Днепропетровск.

УДК 629.5:621.4

М.Р. ТКАЧ

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

К ВЫБОРУ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ АЛЬТЕРНАТИВНЫЕ ТОПЛИВНЫЕ РЕСУРСЫ

Приведены результаты определения эффективного КПД газотурбинных установок, использующих альтернативные топливные ресурсы (ТЭР). Показано, что при технологическом уровне ГТД соответствующем $UGT15000$ диапазон изменения КПД установки составит $0,27...0,32$. Выявлено наличие сочетаний параметров технологического процесса получения топлива и степени повышения давления ГТД, в которых достигается максимальная эффективность установки. Полученные зависимости представлены в виде изопараметрических кривых. Показана возможность реализации установки с использованием исключительно вторичных энергетических ресурсов ГТД для получения топлива из альтернативных ТЭР.

параметры, альтернативное топливо, газотурбинные энергетические установки

Постановка проблемы

Существенное снижение топливной составляющей выработки энергии достигается применением альтернативных топливных ресурсов. Актуальность данного направления отражена в Законах Украины "Про альтернативні види рідкого та газового палива" и "Про альтернативні джерела енергії", также в постановления правительства Украины.

Обзор публикаций и выделение нерешенных проблем. Ранее показана целесообразность создания газотурбинных установок (ГТУ), работающих на жидком топливе, получаемом из альтернативных ТЭР [1, 2]. Это связано с высокой энергетической эффективностью ГТУ вследствие утилизации вторичных энергетических ресурсов ГТД в технологических процессах получения альтернативных топлив [2, 4]. Структурная схема энергетической установки включает в себя в общем случае первую и вторую ступени технологической подсистемы (ТП) получения топлива из альтернативных ТЭР, энергетическую подсистему и подсистему утилизации тепла. Математическое моделирование изучаемой энергетической установки (ЭУ) позволило определить показатели ее энергетической эффективности (КПД, мощность и ряд других) [3]. Влияние основных па-

раметров технологического процесса и факторов окружающей среды выявлено ранее применительно к существующим "базовым" газотурбинным двигателям (ГТД) отечественного производства [3, 4].

Цель исследований. Выявление комплексного влияния параметров газотурбинного двигателя и технологического процесса получения топлива на эффективное значение КПД энергетической установки, использующей альтернативные топливные ресурсы.

Решение проблемы

Применительно к ЭУ на базе ГТД простой схемы с дополнительной камерой сгорания (без подсистемы утилизации тепла) функциональная зависимость эффективного КПД от параметров ТП и ГТД может быть представлена в общем виде [4]:

$$\eta_e = \eta(T_3, T_1, \pi_K, ПИ, Q_{II}, \Delta T_{II}, v, \dots);$$

где η_e – эффективное значения КПД ЭУ;

T_3, T_1 – среднемассовая температура газов перед турбиной высокого давления ГТД и температура наружного воздуха;

π_K – степень повышения давления компрессора газотурбинного двигателя;

$ПИ$ – параметры идентификации модели ГТД;

Q_{II} — удельные затраты тепла на вторую ступень ТП получения топлива;

ΔT_{II} — температурный напор на выходе второй ступени ТП получения топлива;

ν — коэффициент восстановления полного давления на выходе ГТД.

К параметрам идентификации — *III* модели судового двухкаскадного ГТД отнесены относительные отборы воздуха за компрессорами низкого и высокого давления, относительные возвраты воздуха за турбинами высокого и низкого давлений и генератора, адиабатические КПД элементарных ступеней компрессора, внутренние КПД всех турбин; эталонное значение коэффициента расхода охлаждающего воздуха и допустимая температура материала лопаток. Влияние аэродинамического сопротивления выхлопного тракта на показатели эффективности ГТД учтено методом малого параметра [3].

Исследуемая функциональная зависимость эффективного КПД от параметров может быть представлена поверхностью в многомерном пространстве. Графическое ее изображение целесообразно осуществить в виде сочетаний параметров, при которых значение КПД равно заданному — изопараметрических кривых.

Комплексное влияние параметров на эффективность ГТУ исследовано методами математического моделирования при следующих исходных данных: температура наружного воздуха — $T_1=288\text{K}$; температура $T_3=1400\text{K}$; значения параметров идентификации определены для отечественного ГТД четвертого поколения *UGT15000* ($\eta_{ГТД_{ISO}}=0,35$, $N_{ГТД_{ISO}}=17,5\text{ МВт}$, $T_3=1350\text{ K}$, $\pi_K=19,6$) [1, 5].

Приведенные ниже результаты получены применительно к следующим диапазонам варьирования параметров: $\pi_K=14...22$, $Q_{II}=800...1000\text{ Вт}\cdot\text{ч}/\text{кг}$; $\Delta T_{II}=30\text{K}...80\text{K}$, $\nu=0,94...0,98$ [4].

Полученные результаты выявили наличие сочетаний параметров технологического процесса полу-

чения топлива и ГТД, обеспечивающих определенное (или заданное) значения КПД энергетической установки (рис. 1а). Вполне естественно, что максимальное значение КПД установки достигается при минимальных значениях показателей необратимости процесса: температурного напора, аэродинамического сопротивления и удельных затрат тепла на ТП. Вместе с тем, решение о снижении КПД установки даже менее чем на один процент ниже оптимального, позволяет существенно расширить диапазоны допустимых значений ее параметров.

При этом, возможное увеличение (например, по требованию Заказчика) значения температурного напора ΔT_{II} быть в значительной степени компенсировано снижением степени повышения давления компрессора ГТД π_K . Повышение аэродинамического сопротивления выхлопного тракта ГТД, приводящее к снижению величины коэффициента восстановления полного давления ν , а также увеличение удельных затрат тепла на вторую ступень ТП, также в значительной мере нивелируются величиной π_K .

Полученные результаты исследований показали, что применительно к исследуемой ГТУ в зоне сочетаний параметров, где величина КПД выше 31%, относительные затраты топлива на ДКС составляют менее одного процента и обеспечение энергией ТП получения топлива осуществляется исключительно за счет вторичных энергетических ресурсов ГТД. Это позволяет отказаться от применения дополнительной камеры сгорания и существенно повысить привлекательность данной ЭУ.

Выводы

1. Методами математического моделирования показано наличие зон сочетаний параметров ТП и ГТД при которых достигается максимальное значение КПД установки на базе альтернативных ТЭР 2. Выявлено, что при незначительном отклонении от максимального значения КПД, существуют зоны

допустимых изменений параметров ЭУ. 3. Показана возможность реализации ТП получения топлива исключительно за счет вторичных энергетических ресурсов ГТД.

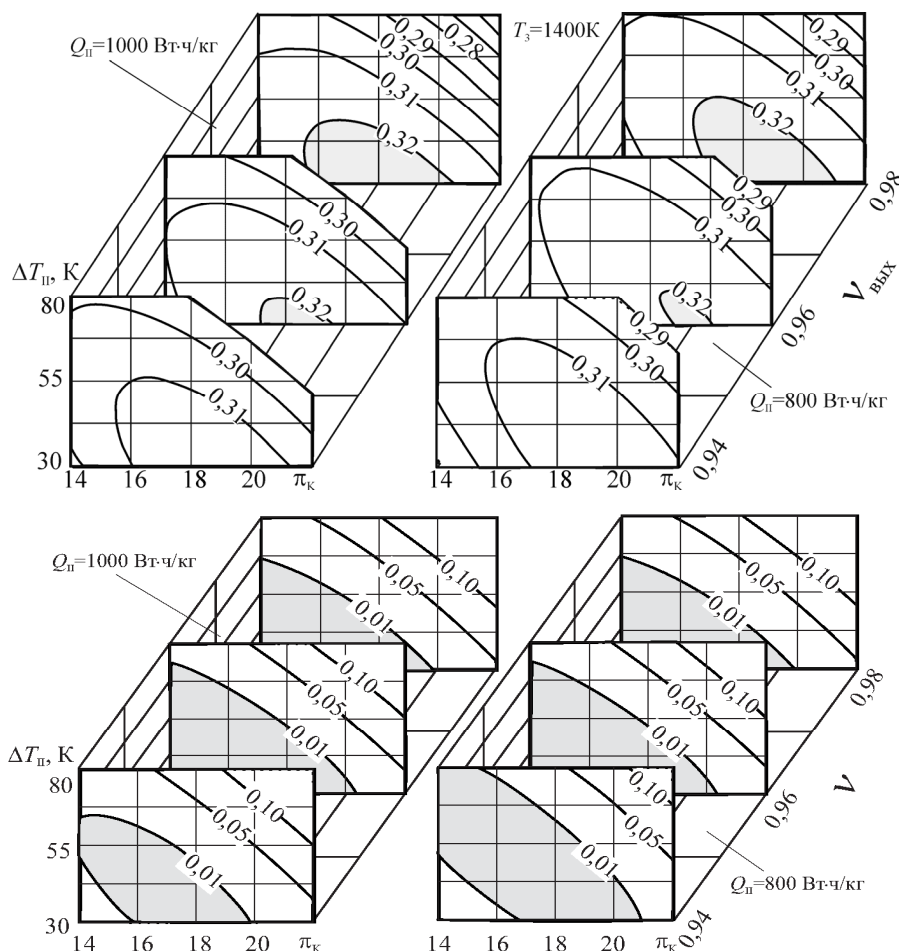


Рис. 1. Комплексное влияние параметров на эффективность газотурбинной ЭУ, использующей альтернативные ТЭР : а – КПД энергетической установки; б – относительные затраты топлива на технологический процесс получения топлива

Литература

1. Газотурбинные двигатели для энергетики и газотурбинные электростанции. – Николаев: НПКГ «Зоря»-«Машпроект», 2004. – 20 с.
2. Головащенко А.Ф., Тимошевский Б.Г., Ткач М.Р. Энерготехнологические газотурбинные комплексы на базе альтернативных топлив // Судовое и энергетическое газотурбостроение: Научно-технический сборник. Т. 1. – Николаев: НПКГ «Зоря»-Машпроект, НО ИАУ, 2004. – С. 281-285.
3. Ткач М.Р. Моделирование влияния технологических параметров на эффективность газотурбинных энергетических установок с ДКС для специали-

зированных технологических судов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 10 (26). – С. 111-115.

4. Ткач М.Р. Характеристики ГТУ с дополнительной камерой сгорания, использующих альтернативные топливные ресурсы // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 7 (54). – С. 37-39.

5. Gas turbine world 2005-05 GTW handbook. Vol. 24. – Pequot Publishing Inc., 2006. – 208 p.

Поступила в редакцию 30.05.2008

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

УДК 629.7:519.63:536.21

Д.А. ИОНОВ, Н.С. МЕЛЬНИКОВА

ФГУП ММПП «Салют», Россия

ВЛИЯНИЕ УХУДШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК УЗЛОВ ДВИГАТЕЛЯ НА КОЭФФИЦИЕНТ СУММАРНОГО ИЗБЫТКА ВОЗДУХА В ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЕ

Проблема регулирования современных двигателей сводится к вопросам, связанным с оптимальным управлением его многочисленными параметрами, обеспечивая при этом наилучшие летно-технические и экономические показатели самолета во всех эксплуатационных условиях полета. С помощью полной нелинейной динамической модели двигателя рассмотрено влияние ухудшения характеристик основных узлов двигателя в процессе эксплуатации на величину коэффициента суммарного избытка воздуха α_{Σ} . Показано, что если при управлении не учитывать ухудшения характеристик узлов, то в процессе работы тяга двигателя отклоняется от своего номинального значения. На основании полученных результатов представлен метод вычисления коэффициента суммарного избытка воздуха по регрессионной модели.

форсажная камера сгорания, штатно-измеряемые параметры, коэффициент суммарного избытка воздуха, закон управления, алгоритм вычисления, регрессионная модель

Введение

Вопросы оптимального управления режимами полета самолета и режимами работы силовой установки становятся все более актуальными. При этом регулирование многочисленных параметров необходимо осуществлять, обеспечивая наилучшие летно-технические и экономические показатели самолета во всех эксплуатационных условиях полета.

Известно, что реальные характеристики узлов двигателя отличаются от номинальных, выбранных при проектировании и экспериментальной проверке опытных экземпляров двигателя. Это связано с тем, что в процессе эксплуатации двигателя по мере выработки ресурса, его работы в неблагоприятных климатических условиях и экстремальных условиях, попадания на вход в двигатель пыли, осколков аэродромного покрытия, кусочков льда или других посторонних предметов, а также из-за отклонения конструкторских и технологических параметров в пределах допусков при серийном производстве или ремонте характеристики узлов и проточной части изменяются

В данной работе рассмотрены вопросы влияния ухудшений характеристик основных узлов двигате-

ля на коэффициент суммарного избытка воздуха в форсажной камере сгорания двигателя, а также тягово-экономические характеристики двигателя.

Форсажный режим выбран не случайно, его применение на двигателях обеспечивает улучшение взлетных, разгонных и маневренных характеристик самолета, повышает высотность и скорость полета.

Изложение материалов исследования

Для моделирования процессов управления форсажными режимами использовалась полная нелинейная динамическая модель двигателя, идентифицированная по результатам стендовых испытаний двигателя, прошедшего Государственные испытания.

Используемый в настоящее время закон управления $G_{\text{тф}}/P^*_k = f(\alpha_{\text{руд}}, T^*_{\text{вх}})$ не учитывает отклонения характеристик узлов, и поэтому в процессе эксплуатации при ухудшении характеристик двигателя, последний не может выйти на свои номинальные параметры.

В качестве ухудшений в модель двигателя вводились следующие параметры:

- $\Delta\eta_v$ - ухудшение КПД вентилятора;
- ΔG_v - ухудшение расхода воздуха в вентиляторе;
- $\Delta\eta_k$ - ухудшение КПД компрессора;
- ΔG_k - ухудшение расхода воздуха в компрессоре;
- $\Delta\eta_{тнд}$ - ухудшение КПД турбины низкого давления;
- $\Delta G_{тнд}$ - ухудшение расхода воздуха турбины низкого давления;
- $\eta_{фк}$ - ухудшение КПД в основной камере сгорания;

Каждая из вводимых величин имеет свой диапазон варьирования, который был выбран в результате анализа материалов экспериментальных исследований и эксплуатации различных ТРДДФ одного типа в процессе всего жизненного цикла.

Исследуемые параметры такие, как давление заторможенного потока воздуха за компрессором, давление заторможенного потока газа за турбиной, расход воздуха через компрессор, тяга и т.д. отличаются от параметров номинального двигателя. В результате возникает недорасход или перерасход топлива в форсажную камеру при работе двигателя на форсированных режимах, что влечет за собой потерю тяги.

На основании теории планирования эксперимента было выбрано 50 двигателей одной модификации, но отличающиеся друг от друга различными ухудшениями характеристик узлов.

На рис. 1 показан диапазон изменения α_Σ в процессе эксплуатации. На рис. 2 показано влияние ухудшений на величину тяги ($P_{отн} = P/P_{max}$). Исследование проводилось при моделировании двигателей, в которых была реализована программа управления форсажным контуром $G_{тф}/P_k^*$. Данные 6 из 50 двигателей здесь показаны. На рис. 3 показаны результаты стендовых испытаний двигателя снятого с эксплуатации, а также двигателя в процессе эквивалентно – циклических испытаний на форсированных

режимах работы. Определялось текущее значение коэффициента суммарного избытка воздуха в зависимости от режима работы двигателя.

Толстой линией показаны значения базового двигателя (номинального) которые проводились без учета ухудшений его основных узлов. Графический материал дает представление о том, что со временем и с учетом условий эксплуатации двигателя штатные программы управления не выводят его на расчетные величины по тяге и α_Σ .

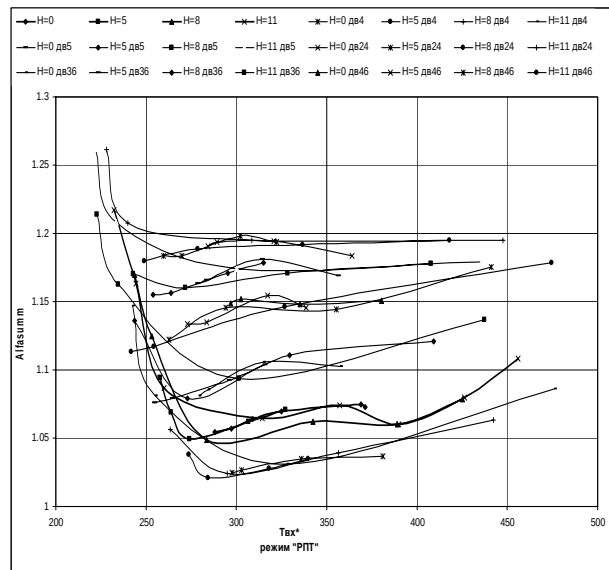


Рис. 1. Влияние ухудшения характеристик двигателя на коэффициент суммарного избытка воздуха в форсажной камере сгорания.

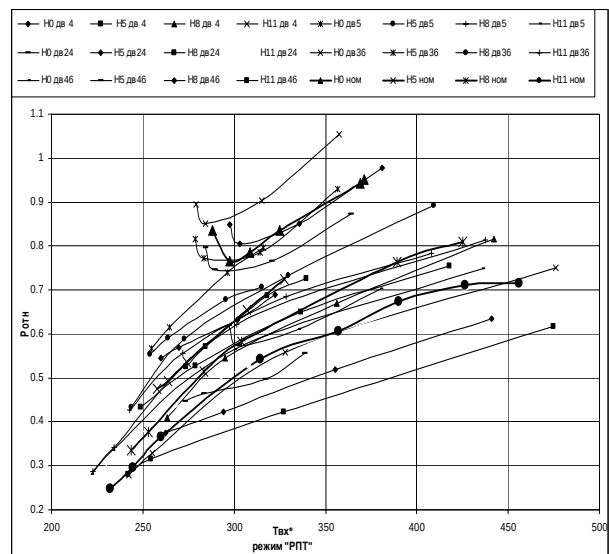


Рис. 2. Влияние ухудшения характеристик двигателя на величину относительной тяги.

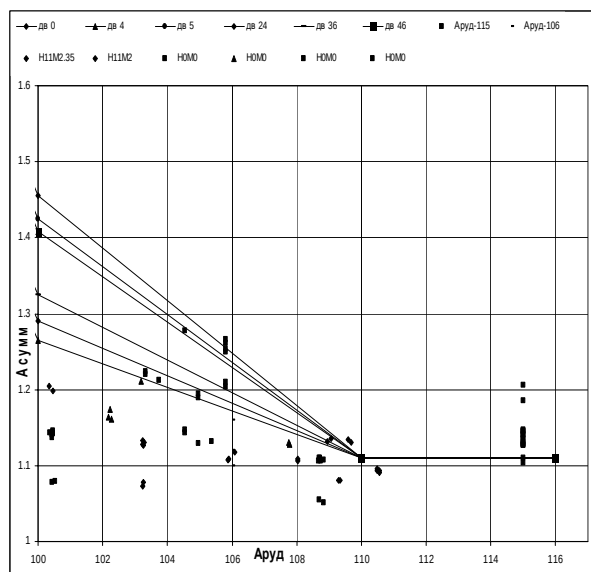


Рис. 3. Результаты стендовых испытаний двигателя снятого с эксплуатации, а также двигателя в процессе эквивалентно – циклических испытаний

Следовательно, для обеспечения наибольшего значения тяги на всех форсированных режимах (от минимального до полного) необходимо поддерживать определенную величину параметра α_{Σ} – реализация новых программ управления, в частности $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$.

Это возможно реализовать, когда параметр α_{Σ} вычисляется в процессе полета по показаниям датчиков, сравнивается с заданным значением (в зависимости от режима работы двигателя) и система автоматического управления компенсирует полученную дельту ($\Delta\alpha_{\Sigma}$) в сторону достижения максимальной величины тяги.

Вычисление основано на аппроксимации расхода воздуха в двигатель $G_{в\Sigma}$ с последующим расчетом α_{Σ} по известному выражению:

$$\alpha_{\phi\kappa\Sigma} = \frac{3600 \cdot G_{\phi\Sigma}}{14,94 \cdot G_{m\Sigma}}, \quad (1)$$

где $G_{в\Sigma}$ – суммарный расход воздуха через двигатель в кг/сек; $G_{т\Sigma} = G_{т} + G_{т\phi}$ – суммарный расход топлива в основную и форсажные камеры сгорания в кг/час; 14,94 – коэффициент стехиометрии для топливовоздушной смеси: керосин – воздух.

Регрессионная модель вычисления коэффициента $G_{в\Sigma}$ в общем виде представлена как произведение штатно-измеряемых параметров, возведенных в соответствующие каждому из них степени:

$$\bar{G}_{\phi\Sigma} = e^{Co} \cdot \prod_{i=1}^m \bar{x}_i^{a_{ij}}. \quad (2)$$

Заключение

Ухудшения характеристик основных узлов двигателя на режиме полного форсажа в процессе эксплуатации могут привести к уменьшению тяги до 25% в зависимости от двигателя (50 вариантов).

Дозирование топлива в форсажную камеру будет проводиться из условия поддержания заданной величины α_{Σ} во всем эксплуатационном диапазоне работы двигателя. Тем самым мы будем оптимально управлять составом топливо – воздушной смеси в ФК. Новый способ вычисления необходимого нам параметра, плюс переход на цифровые системы управления двигателем позволяет использовать закон управления расходом топлива в форсажной камере сгорания $\alpha_{\Sigma} = \text{const}$, как следствие парировать ухудшение характеристик двигателя в процессе эксплуатации.

Литература

1. Пискунов Н.С. Дифференциальное и интегральное исчисление. Т. I. – М.: Наука, 1970. – 456 с.
2. Пустыльник Е.И. Статистические методы анализа и обработки наблюдений. – М.: Наука, 1968. – 288 с.
3. Шенк Х. Теория инженерного эксперимента: Пер. с англ. – М.: Мир, 1972. – 381 с.

Поступила в редакцию 21.05.2008

Рецензент: д-р тех. наук Г.В. Добрянский, ФГУП ММП «Салют», Москва, Россия.

УДК 621.577

А.Н. РАДЧЕНКО, А.И. БУЗНИК*Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина***ЭНЕРГОСБЕРЕГАЮЩИЙ ЭКОЛОГИЧЕСКИ БЕЗОПАСНЫЙ
СУДОВОЙ КОНДИЦИОНЕР НА БАЗЕ ДИЗЕЛЬГЕНЕРАТОРА**

Проанализирована целесообразность применения кондиционера на базе турбодетандерной холодильной машины, работающей на избытке наддувочного воздуха сверх количества, необходимого для наддува дизелей. Избыток наддувочного воздуха образуется при нагрузках дизелей свыше 50 % и благодаря высокой эффективности современных турбонаддувочных агрегатов. Предложены схемные решения установок кондиционирования воздуха, полученные путем трансформации существующих систем охлаждения наддувочного воздуха судовых дизелей. Показана целесообразность применения таких кондиционеров для получения пресной воды.

дизельгенератор, кондиционер, турбодетандер, воздушная холодильная машина, наддувочный воздух

**Анализ проблемы
и постановка цели исследования**

В качестве дизельгенераторов на судах применяются четырехтактные ДВС с турбонаддувом. Известным способом снижения температуры наддувочного воздуха судовых ДВС является турбодетандерное охлаждение, применяемое в двигателях фирмы "Купер–Бессемер" еще с 1950 г. [1], в которых сжатие воздуха осуществляется последовательно в двух центробежных компрессорах с приводом первого компрессора от утилизирующей турбины (УТ), установленной на газовыхлопе, а второго – от воздушного турбодетандера, при расширении в котором и происходит окончательное охлаждение наддувочного воздуха. При этом предусмотрено также промежуточное его охлаждения водой после каждого из компрессоров.

Турбодетандер по сути представляет собой воздушную холодильную машину (ВХМ), использующую энергию выпускных газов и работающую по разомкнутому циклу. Ее главным достоинством является отсутствие специального холодильного агента, роль которого выполняет воздух, и относительная простота конструкции. Эффективность турбодетандерного охлаждения по сравнению с обычным

водяным охлаждением наддувочного воздуха зависит от наличия резерва мощности УТ, который можно задействовать для дополнительного повышения давления наддувочного воздуха (сверх регламентированного давления наддува).

Если КПД турбокомпрессорных газового и воздушного агрегатов в турбодетандерных системах охлаждения наддувочного воздуха судовых дизелей "Купер–Бессемер" составлял $\eta_{\text{ТК}} = 0,6$ и $0,55$ соответственно (при степенях повышения давления компрессоров π_k около 2,7 и 1,3 соответственно), что предопределяло невысокую эффективность турбодетандерного охлаждения по сравнению с обычным водяным, то КПД современных ТК превышает $\eta_{\text{ТК}} = 0,7$, приближаясь к $0,75$ [2, 3].

Образующаяся благодаря этому избыточная (сверх необходимой для наддува дизелей) энергия выпускных газов позволила перейти ведущим дизелестроительным фирмам на системы более полной утилизации энергии выпускных газов, в частности турбокомпаундные системы TCS (Turbo Compound System) с байпасированием части выпускных газов (около 10 % общего расхода), минуя ТК, на вход силовой турбины (power turbine) и использованием получаемой в турбине механической энергии для

привода вала двигателя, дополнительно к мощности самого двигателя, – TCS/PTI (Power Take In – подвод мощности), или электрогенератора – TCS/PTO (Power Take Out – отвод мощности) [4 – 6].

Фирмой "Mitsubishi Heavy Industries (MHI)" разработана альтернативная турбокомпаундная система без байпасирования части выпускных газов на дополнительную силовую турбину и предполагающая отвод избыточной мощности от утилизационной турбины, приводящей наддувочный компрессор, на привод электрогенератора [3]. Избыток мощности УТ образуется за счет применения высокоэффективных ТК серии MET-MA с КПД около 74 %. Использование такого гибридного турбоагнетателя (Hybrid Turbocharger) с отбором части мощности УТ на привод электрогенератора позволяет получать дополнительную электрическую мощность, эквивалентную примерно 5 % мощности главного дизеля. При этом температура уходящих газов на входе ТК составляла $t_{y,r} = 450$ °С и $\pi_k = 3,3$.

Несомненным достоинством гибридной системы HT-TCS является отсутствие второй газовой турбины.

Таким образом, благодаря повышению КПД турбокомпрессорных агрегатов с 0,55...0,60 до 0,70...0,75 образуется избыток энергии выпускных газов, свыше величины, необходимой для турбонаддува, который реализуется различными системами утилизации энергии выпускных газов судовых ДВС с турбонаддувом: TCS, HT-TCS, ICS, TCS/ICS. Избыток энергии выпускных газов зависит от их температуры: для четырехтактных ДВС с температурой газов после двигателя $t_{y,r} = 450...500$ °С он выше, чем для двухтактных с гораздо меньшими значениями $t_{y,r}$.

Целью исследования является оценка целесообразности использования турбодетандерной холодильной машины, работающей на избыточном количестве наддувочного воздуха, в качестве экологически чистого кондиционера.

Избыточная энергия турбонаддувочных агрегатов образуется при нагрузках ДВС свыше 50 % и может составлять свыше 10 % их мощности.

Анализ результатов исследования

Согласно приведенному выше анализу систем утилизации, и прежде всего с целью охлаждения наддувочного воздуха, источником энергии для теплоиспользующих установок кондиционирования воздуха на входе судовых дизелей служит избыточная мощность высокоэффективных турбонаддувочных агрегатов (с $\eta_{TK} = 0,7...0,75$), образующаяся при нагрузках дизелей свыше 50 %.

Поскольку КПД турбокомпрессорных агрегатов η_{TK} существенно зависит от степени повышения давления π_k , принимая максимальное значение при некоторой оптимальной величине $\pi_{корп}$, например, для ТК типа MET MA $\eta_{TKmax} = 0,74$ при $\pi_{корп} = 3,3$, снижаясь до $\eta_{TK} = 0,67$ при $\pi_k = 4,5$ [3], то представляется целесообразным реализовать избыточную энергию выпускных газов не путем повышения давления наддувочного воздуха (с учетом последующего его уменьшения в турбодетандере до требуемой величины), как в традиционной турбодетандерной системе охлаждения наддувочного воздуха [1], а увеличением производительности ТК с использованием энергии избыточного количества наддувочного воздуха в теплоиспользующей установке кондиционирования воздуха (ТУКВ) на входе двигателя.

Исходя из этой **гипотезы**, можно предложить следующие схемные решения теплоиспользующих установок кондиционирования воздуха, использующих энергию избыточного количества наддувочного воздуха.

Простейшим схемным решением теплоиспользующей установке кондиционирования воздуха является стандартная система турбонаддува с дросселированием избыточного количества наддувочного воздуха после теплообменника-охладителя наддувочного воздуха на вход ТК (рис. 1).

Процесс тепло- и влагоассимиляции в помещении на рис. 3,б показан условно линией 3–П, а на рис. 3,а изображен более подробно: т. А – воздух на выходе из турбодетандера в виде тумана – смеси насыщенного воздуха (т. 3) и капельной влаги в количестве $\Delta d = d_2 - d_3$. Капельная влага отделяется от воздуха в сепараторе (в схемах на рис. 1 и 2 сепаратор не показан). Смешение приточного насыщенного воздуха (т. 3) и ненасыщенного рециркуляционного воздуха кондиционируемого помещения (т. П) – линии 3–Б и П–Б. Процесс тепло- и влагоассимиляции в помещении – линия Б–П.

При неполном отделении влаги состояние воздуха характеризуется точкой тумана В. Смешение приточного влажного воздуха (т. В) и ненасыщенного рециркуляционного воздуха помещения (т. П), подсасываемого холодным воздухом в смесителе, например эжекционного типа) – линии В–С и П–С. При этом явная теплота рециркуляционного воздуха расходуется на испарение капельной влаги в количестве $d_B - d_3$, содержащейся в приточном влажном воздухе. В результате получают воздух с достаточно низкой температурой (т. С). Процесс смешения с испарением капельной влаги можно условно представить в виде двух последовательных процессов: смешения приточного насыщенного воздуха (т. 3) с рециркуляционным ненасыщенным воздухом помещения (т. П) – линии 3–Б и П–Б и адиабатического увлажнения смеси капельной влагой – линия Б–С. Процесс тепло- и влагоассимиляции в помещении – линия С–П.

Результаты расчетов показывают, что при исходных температурах воздуха, подаваемого на вход ТК двигателя, составляющих 35 °С (наружный воздух, соответствующий тропическим условиям эксплуатации) и 45 °С (воздух в машинном отделении), температура воздуха на выходе из турбодетандера может достигать –40 °С и –30 °С соответственно.

Как видно из рис. 3,а, процесс охлаждения наддувочного воздуха в теплообменнике ТО (линия 1–

2) на участке снижения его температуры ниже точки росы (линия 1"–2) сопровождается выпадением влаги в количестве $\Delta d = d_H - d_2$. Кроме того, влага выпадает также из влажного воздуха в состоянии тумана (т. А) после турбодетандера в количестве $\Delta d = d_2 - d_3$ при полной ее сепарации с получением насыщенного воздуха в т. 3 или $\Delta d = d_2 - d_B$ при неполной сепарации и влажным воздухом на выходе из сепаратора (т. В). Получаемая при этом вода может использоваться для хозяйственно-бытовых нужд, а после соответствующей химикобиологической обработки – как питьевая.

Холодопроизводительность ТУКВ может быть увеличена путем дополнительного (к водяному) охлаждения наддувочного воздуха в теплоиспользующей холодильной машине (ТХМ). Источником сбросной теплоты для ТХМ могут служить уходящие газы или наддувочный воздух после компрессора. В качестве рабочего тела в холодильных машинах применяются низкикипящие рабочие тела (НРТ), в частности, озонобезопасные хладоны R142b и R600 (н-бутан).

Применение ТЭХМ обеспечивает дополнительное (в дополнение к охлаждению в стандартном водяном ОНВ) снижение температуры наддувочного воздуха на входе турбодетандера на 20...40 °С и уменьшение температуры воздуха на выходе из него на 15...30 °С.

Кроме того, возрастает количество высаждаемой из влажного воздуха влаги, поскольку с понижением температуры охлаждающей наддувочный воздух среды увеличивается глубина охлаждения воздуха.

Результаты расчета количества влаги G_w , высаждаемой в течение часа в процессе охлаждения наддувочного воздуха от начальной его температуры $t_{b1} = 45$ °С (после теплообменника водяного охлаждения) до конечной температуры $t_{b2} = 15$ °С, в зависимости от начальной относительной влажности воздуха ϕ при его давлении 0,2 МПа и расходах $G_b = 0,5; 1,0$ и $2,0$ кг/с.

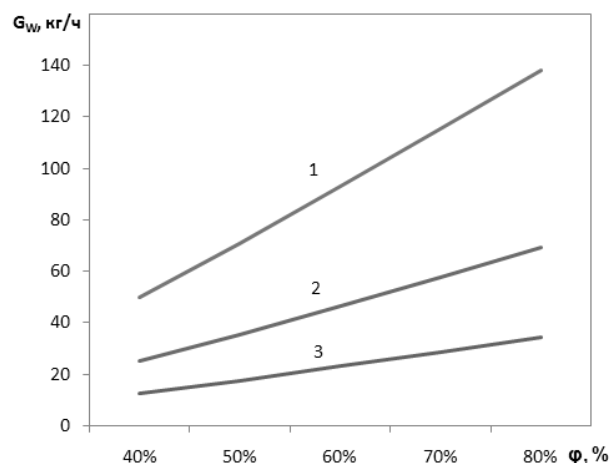


Рис. 4. Количество влаги G_w , высаждаемой в течение часа в процессе охлаждения наддувочного воздуха в ТХМ от начальной температуры $t_{b1} = 45^\circ\text{C}$ до конечной температуры $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$, в зависимости от начальной относительной влажности ϕ при расходах воздуха G_b :
1 – $G_b = 2,0$ кг/с; 2 – $G_b = 1,0$ кг/с; 3 – $G_b = 0,5$ кг/с

Как видно, количество пресной воды, получаемой в процессе охлаждения наддувочного воздуха, составляет от 0,5 до 2,5 т/сутки в зависимости от расхода воздуха G_b (типа и мощности ДВС), а с учетом сепарации влаги из влажного воздуха на выходе из турбодетандера оно будет еще больше, что свидетельствует о целесообразности использования экологически безопасных ТУКВ в качестве опреснительных установок.

Выводы

1. Применение турбодетандерной кондиционирующей установки обеспечивает повышение КПД судовых вспомогательных дизелей на 1,0...1,5 % за счет охлаждения воздуха на входе наддувочного турбокомпрессора.

2. Комбинированная турбодетандерная и эжекторная теплоиспользующая кондиционирующая установки обеспечивает приращение КПД вспомогательных дизелей на 2...3 %

3. Предложены схемные решения теплоиспользующих установок кондиционирования воздуха на входе судовых вспомогательных дизелей.

Литература

1. Zinner K., Reinloin H. Thermodynamische Untersuchung über die Anwendbarkeit der Turbokühlung bei aufgeladenen vierfakt // Dieselmotoren, "MTZ". – 1964. – Nr. 5. – S. 188-195.
2. Heim K. Existing and Future Demands on the turbocharging of Modern Large Two-stroke Diesel Engines // 8th Supercharging Conference, Dresden, 1-2 October 2002.
3. Shiraishi K., Ono Y. Hybrid Turbocharger with integrated High Speed Motor-generator // Technical Review: Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. – 2007. – Vol. 44. – No. 1 (Mar.). – 3 p. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.mhi.co.jp/technology/review/pdf/e441/e441049.pdf>.
4. MAN B&W. Project Guide. Two-stroke Engines. MC Programme. Vol. 1: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 1986.
5. Savings with extra power [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.manbw.com/files/news/files6685/tcs_ptg_en.pdf - TCS-PTG.
6. Thermo Efficiency System (TES) for reduction of fuel consumption and CO₂ emission: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.mandiesel.com/files/news/files5055/P3339161.pdf>.
7. Schmid H. Less Emissions through Waste Heat Recovery // Green Ship Technology Conference, London, 28-29 April, 2004. – 10 p. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.wartsila.com/Wartsila/global/docs/en/ship_power/media_publications/technical_papers/sulzer/waste_heat_recovery.pdf.

Поступила в редакцию 30.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.И. Живица, Одесская государственная академия холода, Одесса.

УДК 621.577

Р.Н. РАДЧЕНКО¹, А.А. СИРОТА², Д.В. КОНОВАЛОВ¹, Н.И. РАДЧЕНКО¹¹Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Украина²Николаевский государственный гуманитарный университет им. П. Могилы, Украина

ТЕПЛОИСПОЛЬЗУЮЩИЕ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ЦИКЛОВОГО ВОЗДУХА СУДОВЫХ ДВС НА БАЗЕ ЭЖЕКТОРНОЙ И АБСОРБЦИОННОЙ ХОЛОДИЛЬНЫХ МАШИН

Выполнен анализ эффективности охлаждения циклового воздуха судовых ДВС эжекторной и водоаммиачной абсорбционной холодильными машинами, использующими теплоту уходящих газов. Рассчитаны характеристики теплоиспользующих систем охлаждения воздуха: удельные тепловые нагрузки на генератор паров низкокипящего рабочего тела высокого давления, испаритель-воздухоохладитель, уменьшение температуры воздуха на входе ДВС. Показано, что применение эжекторной теплоиспользующей машины обеспечивает снижение температуры циклового воздуха на 20...40 °С и повышение КПД судовых ДВС на 1...2 %. Предложены схемные решения теплоиспользующих систем охлаждения воздуха.

утилизация, уходящие газы, цикловой воздух, эжекторная холодильная машина, водоаммиачная абсорбционная холодильная машина, низкокипящее рабочее тело, тепловой коэффициент

Анализ состояния проблемы, постановка цели исследования

В процессе эксплуатации судовые ДВС подвергаются колебаниям температуры воздуха на входе турбокомпрессора (ТК) и охлаждающей забортной воды, что вызывает изменение температуры наддувочного воздуха. С их повышением уменьшается масса поступающего в цилиндры воздуха и соответственно коэффициент избытка воздуха, растет температура выпускных газов, увеличиваются потери теплоты в охлаждающую среду, уменьшаются работа газов и индикаторный КПД, возрастают температура и теплонапряженность деталей двигателя.

Поскольку при повышенных температурах окружающей среды системы водяного охлаждения не обеспечивают температуры наддувочного воздуха на уровне 40...50 °С, то желательно применять дополнительное охлаждение наддувочного воздуха после ТК и предварительное его охлаждение перед ТК.

С целью повышения топливной экономичности судовых ДВС для охлаждения циклового воздуха

целесообразно использовать низкопотенциальные вторичные энергоресурсы (ВЭР) в теплоиспользующих холодильных машинах (ТХМ), работающих на низкокипящих рабочих телах (НРТ). Значительные резервы в этом направлении судовой энергетики связаны с охлаждением воздуха ДВС в ТХМ на базе абсорбционных и эжекторных холодильных машин (АХМ и ЭХМ), использующих ВЭР.

Целью исследования является оценка эффективности применения теплоиспользующих холодильных машин для охлаждения воздуха судовых ДВС.

Анализ результатов исследования

Конструктивно наиболее простыми и надежными в эксплуатации являются ЭХМ [1]. Энергетическая эффективность ТХМ характеризуется тепловым коэффициентом $\zeta = Q_0/Q_r$, представляющим собой отношение холодопроизводительности Q_0 (количества теплоты, отведенной в испаритель-воздухоохладителе от воздуха на входе двигателя к НРТ, кипящему при низких давлении и соответственно температуре) к количеству теплоты Q_r , под-

веденной в генераторе к кипящему НРТ высокого давления от уходящих газов или другого источника сбросной теплоты. Зависимости тепловых коэффициентов ζ для ЭХМ, работающей на R142b, и водоаммиачной АХМ приведены на рис. 1 и 2.

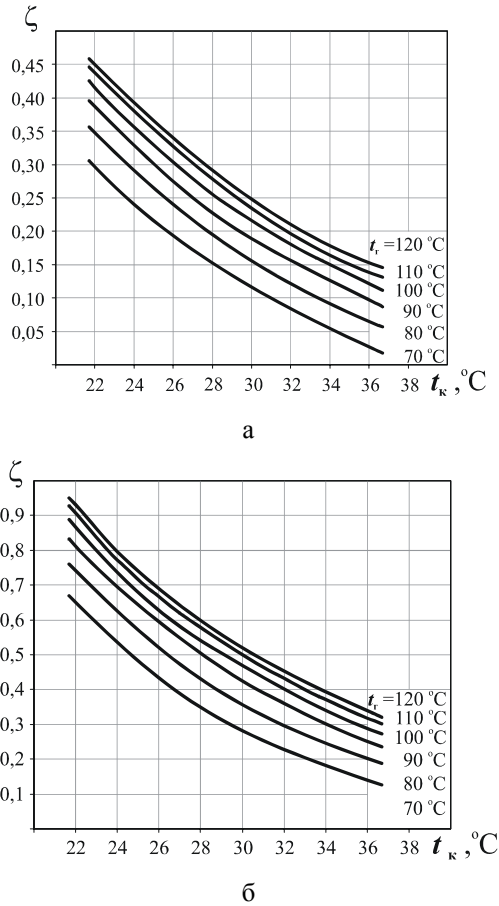


Рис. 1. Зависимости тепловых коэффициентов ζ ЭХМ на R142b от температуры конденсации t_k при разных температурах кипения в генераторе t_r и испарителе t_0 : а – $t_0 = 0$ °C; б – $t_0 = 10$ °C

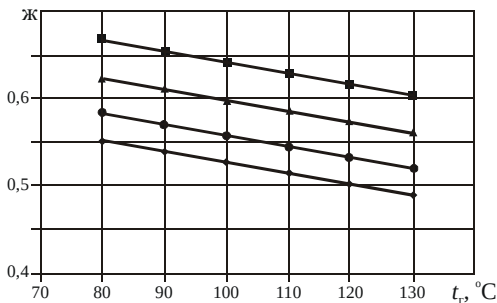


Рис. 2. Зависимости тепловых коэффициентов ζ водоаммиачной АХМ от температуры кипения водоаммиачного раствора в генераторе t_r при температурах конденсации t_k и кипения аммиака в испарителе t_0 : ■ – $t_0 = 10$ °C; $t_k = 30$ °C; ▲ – $t_0 = 10$ °C; $t_k = 35$ °C; ● – $t_0 = 0$ °C; $t_k = 30$ °C; ◆ – $t_0 = 0$ °C; $t_k = 35$ °C

Как видно, тепловые коэффициенты АХМ практически в два раза выше, чем ЭХМ.

Об эффективности применения ТХМ можно судить по снижению температуры Δt_b циклового воздуха ДВС в испарителе теплоиспользующей холодильной машины, значения которого приведены на рис. 3, а для ЭХМ и рис. 3, б для водоаммиачной АХМ.

Там же представлены и другими основными характеристики теплоиспользующей холодильной машины:

– удельные теплота, приходящаяся на единичный расход газа или воздуха и отведенная от уходящих газов $\bar{q}_e$ и воздуха на входе двигателя (холодопроизводительность) $\bar{q}_0$;

– температура $t_{y,r}$ уходящих газов после двигателя (на входе в ТХМ);

– приращение КПД двигателя $\Delta \eta$ в зависимости от температуры $t_{y,r}^6$ уходящих газов после базового двигателя (без ТХМ) при температурах кипения хладагента в генераторе (кипятильнике АХМ) $t_r = 120$ °C и испарителе $t_0 = 0$ °C, конденсации $t_k = 30$ °C, уходящих газов после генератора $t_{r2} = 150$ °C.

Значение температуры уходящих газов после генератора $t_{r2} = 150$ °C принималось исходя из условия предотвращения возникновения сернистой коррозии концевых поверхностей экономайзерной секции.

В качестве НРТ в ЭХМ применен озонобезопасный хладон R142b.

При расчете разности температур Δt_b воздуха на входе двигателя в результате его охлаждения в испарителе теплоиспользующей холодильной машины учитывали влияние снижения температуры воздуха на входе на температуру $t_{y,r}$ уходящих газов согласно соотношению $\Delta t_{y,r} = 1,6 \Delta t_b$ [2].

Из сравнения рис. 3, а и б видно, что снижение температуры Δt_b воздуха на входе двигателя в АХМ практически в два раза больше, чем в ЭХМ.

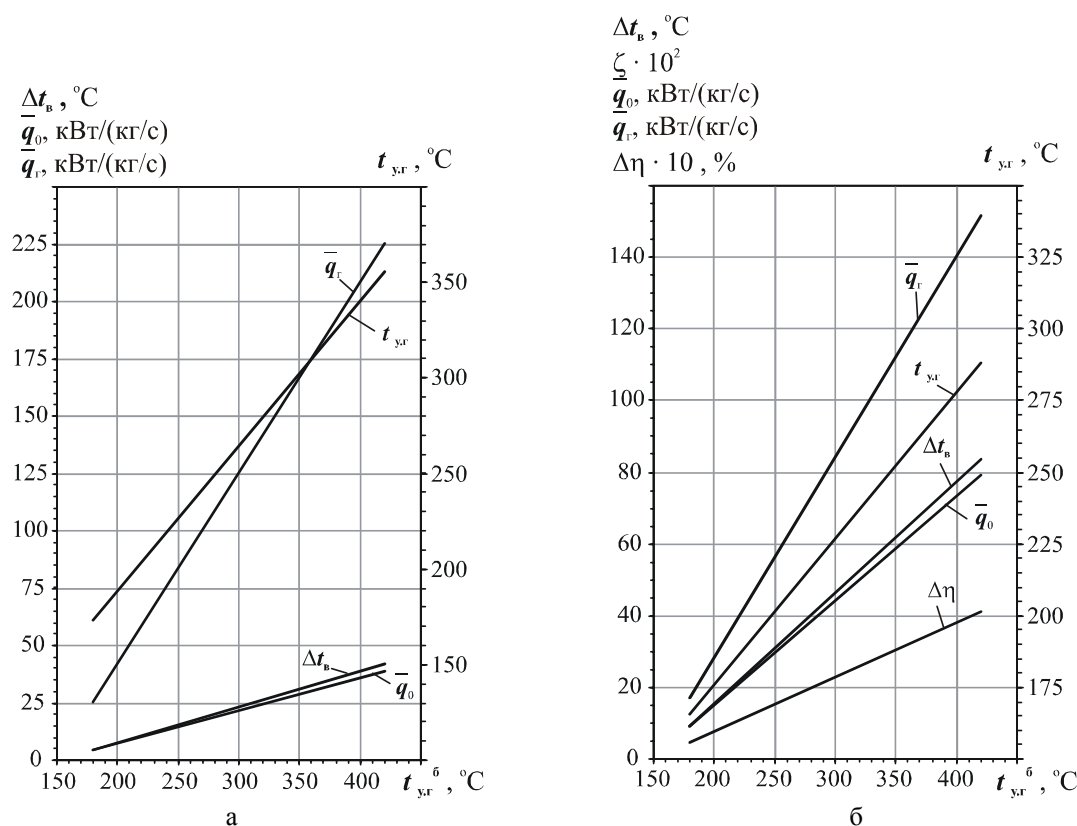


Рис. 3. Удельные теплоты, отведенная от уходящих газов $\bar{q}_r$ и воздуха на входе двигателя (холодопроизводительность) $\bar{q}_0$, снижение температуры Δt_b воздуха на входе двигателя, температура $t_{y,r}$ уходящих газов после двигателя (на входе в ТХМ) и приращение КПД двигателя $\Delta \eta$ в зависимости от температуры $t_{y,r}$ уходящих газов после базового двигателя (без ТХМ) при температурах кипения НРТ в генераторе (кипятильнике АХМ) $t_r = 120$ °С и испарителе $t_0 = 0$ °С, конденсации $t_k = 30$ °С, уходящих газов после генератора $t_{r2} = 150$ °С:
а – ЭХМ на R142b; б – водоаммиачная АХМ

Как видно из рис. 3,а, применение ЭХМ, использующей теплоту уходящих газов, приводит к заметному снижению температуры воздуха на входе двигателя $\Delta t_b > 20$ °С только в случае $t_{y,r} > 250$ °С, что имеет место при размещении генератора ЭХМ после утилизационной турбины ТК, т.е. на байпасной линии газовыпуска в обход УК. Ограничение же температуры уходящих газов после экономайзерной секции генератора величиной $t_{r2} = 150$ °С, т.е. превышающей $t_r = 120$ °С, существенно сокращает срабатываемый в генераторе теплоперепад по уходящим газам, что особенно сказывается при $t_{y,r} > 250$ °С. В результате чего в экономайзерной секции генератора используется теплота уходящих газов сравнительно высокого температурного уров-

ня $t_{y,r} > t_r$, которая вполне могла быть реализованной в его испарительной секции.

Характеристики ТХМ при температуре кипения НРТ в испарителе-воздухоохладителе $t_0 = 10$ °С приведены на рис. 4. Как видно, если повышение температуры t_0 до 10 °С приводит к увеличению снижения температуры Δt_b воздуха в ЭХМ практически в 1,5 раза по сравнению с $t_0 = 0$ °С (рис. 3,а и 4,а), то в случае АХМ возрастание t_0 не вызывает заметного изменения Δt_b (рис. 3,б и 4,б). Это объясняется относительно малым изменением ζ АХМ с повышением t_0 на 10 °С при больших абсолютных величинах ζ :

$\Delta \zeta = 0,06 \dots 0,07$ при $\zeta = 0,5 \dots 0,6$ (рис. 2). Для ЭХМ

относительный прирост ζ на порядок больше по сравнению с АХМ: $\Delta\zeta \approx 0,2$ при $\zeta = 0,1 \dots 0,2$ (рис. 1).

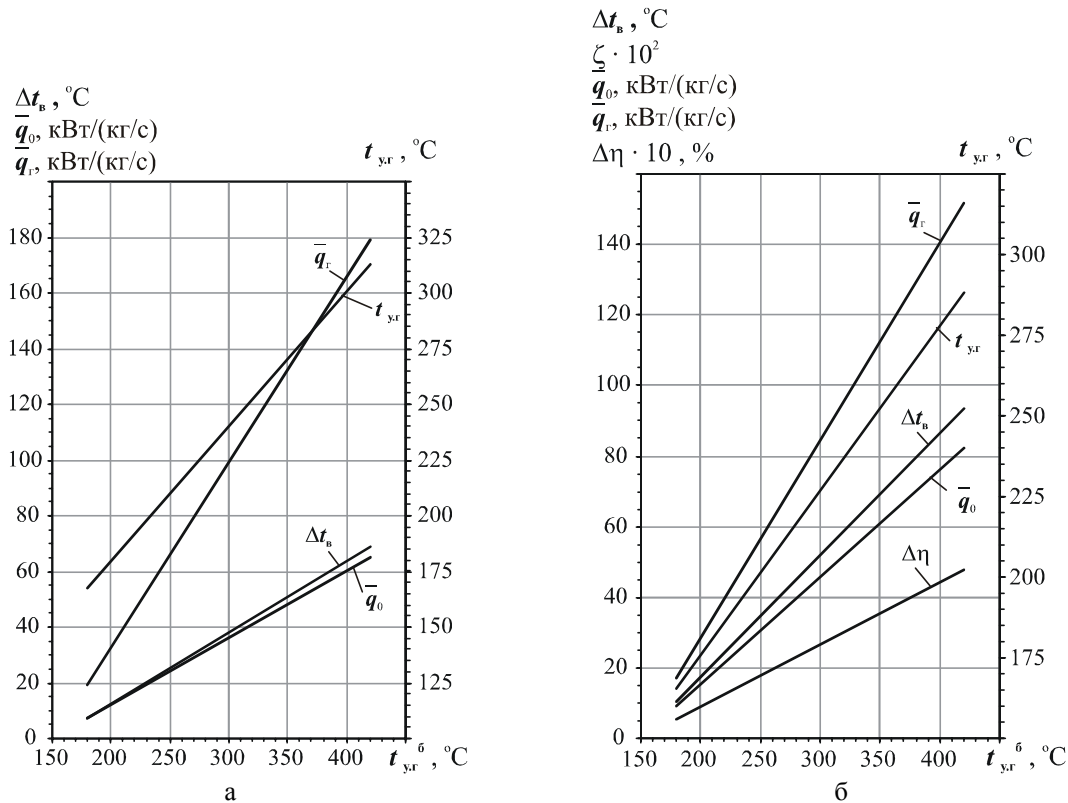


Рис. 4. Удельные теплоты, отведенная от уходящих газов $\bar{q}_r$ и воздуха на входе двигателя (холодопроизводительность) $\bar{q}_0$, снижение температуры Δt_b воздуха на входе двигателя, температура $t_{y,r}$ уходящих газов после двигателя (на входе в ТХМ) и приращение КПД двигателя $\Delta\eta$ в зависимости от температуры $t_{y,r}^6$ уходящих газов после базового двигателя (без ТХМ) при температурах кипения хладагента в генераторе (кипятильнике АХМ) $t_r = 120^\circ\text{C}$ и испарителе $t_0 = 10^\circ\text{C}$, конденсации $t_k = 30^\circ\text{C}$, уходящих газов после генератора $t_{r2} = 150^\circ\text{C}$: а – ЭХМ на R142b; б – водоаммиачная АХМ

Следует отметить, что ограничение температуры уходящих газов после экономайзерной секции генератора величиной $t_{r2} = 150^\circ\text{C}$, т.е. превышающей температуру кипения НРТ в генераторе $t_r = 120^\circ\text{C}$, существенно сокращает срабатываемый в испарительной секции генератора теплоперепад по уходящим газам, поскольку значительная его часть (от 30 до 50 % – в зависимости от $t_{y,r}$) изымается для нагрева жидкости в экономайзерной секции, для чего вполне могли бы использоваться ВЭР более низкого температурного уровня (охлаждающая двигатель вода или наддувочный воздух). Ограничение тепловой эффективности испарительной секции генератора особенно сказывается на ЭХМ при $t_{y,r}^6 >$

250°C . Для того, чтобы реализовать весь тепловой потенциал испарительной секции генератора даже при таком жестком ограничении по температуре уходящих газов на выходе, $t_{r2} = 150^\circ\text{C}$, необходимо экономайзерную секцию генератора вынести из газовыпускного тракта и использовать в ней теплоту других низкопотенциальных ВЭР (охлаждающей двигатель воды или наддувочного воздуха).

Как видно, при $t_{y,r}^6 > 250^\circ\text{C}$ охлаждение воздуха в испарителе, Δt_b , оказывается настолько большим, что превышает потенциальные возможности его использования на входе двигателя перед ТК, которые определяются температурой наружного воздуха (или в машинном отделении), а глубина охлаждения

воздуха ограничиваются температурой кипения НРТ в испарителе-воздухоохладителе t_0 : с учетом температурного напора между воздухом и кипящим НРТ температура воздуха на выходе из испарителя будет, как минимум, на $10...15\text{ }^{\circ}\text{C}$ выше t_0 . С учетом этого воздух на входе ДВС может быть охлажден не более чем на величину $\Delta t_b = 25...35\text{ }^{\circ}\text{C}$ (меньшее значение соответствует $t_0 = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, а большее – $t_0 = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$). Остающаяся же разность температур Δt_b (избыток холодопроизводительности ТХМ) целесообразно задействовать для глубокого охлаждения наддувочного воздуха после водяного ОНВ или же снижения температуры охлаждающей воды, подаваемой на ОНВ, т.е. прибегать к комплексной реализации произведенного холода.

При оценке влияния уменьшения температуры Δt_b циклового воздуха на приращения КПД $\Delta \eta$ двигателя исходили из того, что каждые $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ снижения температуры Δt_b воздуха обеспечивают $0,5\%$ прироста КПД $\Delta \eta$ [2]. Результаты расчетов показали, что применение ЭХМ приводит к заметному повышению эффективности ДВС только при установке ЭХМ непосредственно после утилизационной турбины турбонаддувочного агрегата, т.е. на байпасной линии уходящих газов в обход утилизационного пароводяного котла (при $t_{y,гб} > 250\text{ }^{\circ}\text{C}$). Существенное же приращение КПД, $\Delta \eta = 1,5...2,0\%$ и более, имеет место при утилизации теплоты уходящих газов с температурой выше $350\text{ }^{\circ}\text{C}$. Использование для нагрева жидкого НРТ в экономайзерной секции генератора ЭХМ дополнительных источников, например охлаждающей двигателя воды или наддувочного воздуха, т.е. комплексная утилизация, обеспечит еще большие приросты КПД: $\Delta \eta = 2...4\%$. В этом случае экономайзерную секцию генератора ЭХМ следует выносить из газопускового тракта двигателя, например на линию наддувочного воздуха. Образующийся же избыток холодопроизводительности ЭХМ (сверх ее величины, необходи-

мой для предварительного охлаждения наружного воздуха на входе ДВС) целесообразно задействовать для глубокого охлаждения наддувочного воздуха после водяного ОНВ или же снижения температуры охлаждающей воды, подаваемой на ОНВ. Схемное решение такой ЭХМ предполагает выполнение испарителя-воздухоохладителя в виде двух секций с установкой одной – на входе турбокомпрессора, а второй – после ОНВ или на охлаждающей воде.

Хотя эффективность применения АХМ для охлаждения циклового воздуха ДВС и выше, чем ЭХМ (в $1,5...2$ раза), габариты и масса АХМ намного больше, что обусловлено наличием десорбера-кипятильника, дефлегматора и абсорбера.

Выводы.

1. Использование в ЭХМ теплоты уходящих газов для охлаждения циклового воздуха судовых ДВС обеспечивает повышение их КПД на $1...2\%$, а газов и наддувочного воздуха – на $2...4\%$.
2. Эффективность применения АХМ для охлаждения воздуха ДВС в $1,5...2$ раза выше, чем ЭХМ.

Литература

1. Радченко Р.Н. Оптимальные массовые скорости хладагента в испарителях теплоиспользующих эжекторных установок кондиционирования воздуха судовых ДВС // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 4 (40). – С. 35-39.
2. Influence of Ambient Temperature Conditions on Main Engine Operation: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.mandiesel.com/files/news/files/762/5510-0005.00pr_low.pdf.

Поступила в редакцию 30.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Голиков, Одесская национальная морская академия, Одесса.

УДК 621.577

М.І. РАДЧЕНКО, Є.О. КРАСІЛЬЩІКОВ*Національний університет кораблебудування ім. адмірала Макарова, Україна***ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ ТЕПЛОВИКОРИСТОВУЮЧИХ
ВОДОАМІАЧНИХ АБСОРБЦІЙНИХ ХОЛОДИЛЬНИХ МАШИН
ДЛЯ ОХОЛОДЖЕННЯ ЦИКЛОВОГО ПОВІТРЯ СУДНОВИХ ДВЗ**

Виконано аналіз ефективності охолодження циклового повітря судових ДВЗ водоаміачною абсорбційною холодильною машиною, що використовує теплоту відхідних газів. Розраховані її енергетичні характеристики: тепловий коефіцієнт, питомі теплові навантаження на генератор-кип'ятильник високого тиску, випарник-повітроохолоджувач, зменшення температури повітря на вході ДВЗ. Показано, що застосування абсорбційної холодильної машини з рекуперативним теплообмінником забезпечує зниження температури циклового повітря на 40...60 °С і підвищення ККД судових ДВЗ на 2...3 %, що в 1,5 рази більше порівняно з простою схемою без теплообмінника.

двигун внутрішнього згоряння, утилізація, відхідні гази, водоаміачна абсорбційна холодильна машина, охолодження повітря, тепловий коефіцієнт

**Аналіз стану проблеми,
постановка мети дослідження**

Суднові умови експлуатації ДВЗ відзначаються значними коливаннями температури зовнішнього повітря та заборотної води. З підвищенням температури зовнішнього повітря, відповідно і повітря у машинному відділенні, тобто на вході ДВЗ, зменшується коефіцієнт надлишку повітря, погіршується якість сумішоутворення, збільшуються температура випускних газів і відповідно втрати теплоти, теплова напруженість двигуна, питома витрата палива, знижуються ефективний ККД і потужність двигуна. До того ж за високої зовнішньої температури система водяного охолодження не спроможна забезпечити підтримання зниженої температури наддувного повітря, котра нівелювала б вплив підвищення температури повітря на вході на показники ДВЗ. Так, за даними фірми "MAN-B&W" кожні 10 °С підвищення температури зовнішнього повітря спричиняють зменшення ККД η_e судових ДВЗ на 0,5...0,7 %, а таке ж підвищення температури $t_{зв}$ заборотної води на вході центральних охолоджувачів зовнішнього контуру системи охолодження наддувного повітря судових МОД призводить до збільшення пито-

мої витрати палива b_e на 0,6 % [1–3]. Тому вирішення проблеми підвищення ефективності роботи судових ДВЗ при високих зовнішніх температурах варто шукати в напрямку застосування машинного холоду для охолодження повітря на вході двигунів.

За даними тієї ж фірми "MAN-B&W" підвищення температури t_0 повітря на вході судових дизелів на 10 °С призводить до зростання температури $t_{ух.г}$ відхідних газів після утилізаційної турбіни наддувного турбокомпресора (ТК) приблизно на 16 °С [2]. Цілком логічним було б використання цієї скидної теплоти, поряд із теплою, що відводиться водою від охолоджувачів наддувного повітря (ОНП), для виробництва машинного холоду, а того, в свою чергу, – для охолодження циклового повітря двигунів.

Серед тепловикористовуючих машин найбільше поширення отримали абсорбційні (АХМ). Проте їх застосування на судах стримується великими масою та габаритами через наявність абсорбера, десорбера-ректифікатора та дефлегматора, які забезпечують високу ефективність процесів абсорбції та десорбції. На відміну від стаціонарної практики застосування АХМ, згідно з якою для скорочення обсягу монтажних робіт обладнання АХМ поставля-

ється на об'єкт в єдиному корпусі, для суднових умов такий підхід неприйнятний, оскільки розміщення теплообмінного обладнання з навішеним допоміжним (ректифікатор, дефлегматор тощо) в газо-випускному тракті призведе до непомірних витрат потужності на подолання аеродинамічного опору, що може звести нанівець ефект від застосування АХМ. Очевидно, що доцільним є альтернативний підхід, пов'язаний з деагрегуванням і зведенням до прийнятного мінімуму комплектації установок.

Метою дослідження є оцінка ефективності застосування для охолодження повітря на вході суднових ДВЗ АХМ зі спрощеною конструктивною схемою, що забезпечувало б мінімальні поверхні теплообміну і відповідно витрат потужності на подолання аеродинамічного опору.

Аналіз результатів дослідження

Згідно з запропонованим підходом до застосування АХМ в суднових ДВЗ аналізувалась ефективність АХМ простої схеми (без теплообмінника-рекуператора, ТО) та з ТО (рис. 1, а і б).

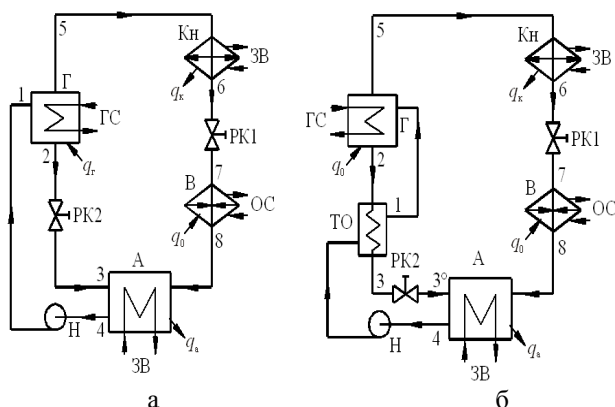


Рис. 1. Схеми водоаміачної АХМ без ТО (а) та з ТО (б): Г – генератор-кип'ятильник; Кн – конденсатор; РК1 і РК2 – регулюючі (дросельні) клапани; В – випарник-охолоджувач повітря ДВЗ; А – абсорбер; Н – насос; ТО – теплообмінник; ГС – гріюче середовище (відхідні гази, наддувне повітря); ОС – охолоджуване середовище (повітря на вході ДВЗ); ЗВ – забортна вода

Розглядалась водоаміачна АХМ. Теплота відхідних газів (наддувного повітря, охолоджуючої води)

підводиться в генераторі-кип'ятильнику (десорбері) на випаровування аміаку з водного розчину. Утворена пара конденсується, після чого рідкий аміак кипить у випарнику-охолоджувачі повітря на вході ДВЗ.

При розрахунках ефективності застосування АХМ для охолодження повітря ДВЗ приймалися температури відхідних газів після генератора-кип'ятильника $t_{г2} = 150^\circ\text{C}$, кипіння аміаку в випарнику $t_0 = 0^\circ\text{C}$ і конденсації $t_k = 30$ і 35°C . Температура відхідних газів ДВЗ після ТК приймалась $t_{yx,г} = 280^\circ\text{C}$ при температурі повітря на вході ТК $t_0 = 45^\circ\text{C}$, що узгоджувалось із параметрами експлуатації ДВЗ фірми "MAN-B&W" при $t_0 = 25^\circ\text{C}$ та $t_{yx,г} = 250^\circ\text{C}$ [1–3]. Енергетична ефективність АХМ оцінюється тепловим коефіцієнтом $\zeta = Q_0/Q_r$, де Q_0 – холодопродуктивність, або теплота, відведена від повітря на вході ДВЗ; Q_r – теплота, що підводиться в генераторі-кип'ятильнику до киплячого водоаміачного розчину від відхідних газів або наддувного повітря двигуна.

Значення температури відхідних газів у разі застосування АХМ для попереднього охолодження повітря (температури $t_{г1}$ газів перед кип'ятильником АХМ) розраховувались у залежності від величини теплового коефіцієнта ζ методом послідовних наближень. В свою чергу, тепловий коефіцієнт ζ визначався в залежності від температури кипіння в генераторі-кип'ятильнику t_r , випарнику-охолоджувачі прісної води (повітря) t_0 і конденсації аміаку t_k (рис. 2).

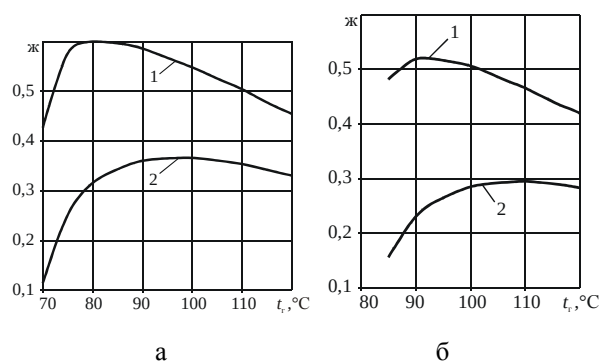


Рис. 2. Залежність теплового коефіцієнта АХМ ζ від температури кипіння водоаміачного розчину в генераторі-кип'ятильнику t_r при температурі t_0

кипіння аміаку у випарнику $t_0 = 0^\circ\text{C}$ і конденсації t_k :
а – $t_k = 30^\circ\text{C}$; б – $t_k = 35^\circ\text{C}$; 1 – з ТО; 2 – без ТО
Значення питомої теплоти, відведеної від відхідних газів q_r , повітря на вході ДВЗ q_0 , зниження температури Δt_b повітря на вході ДВЗ, теплового коефіцієнта АХМ ζ в залежності від температури кипіння водоаміачного розчину в генераторі t_r при температурі кипіння аміаку у випарнику $t_0 = 0^\circ\text{C}$, конденсації аміаку $t_k = 30^\circ\text{C}$, відхідних газів після генератора АХМ $t_{r2} = 150^\circ\text{C}$, повітря на вході базового ДВЗ (без АХМ) $t_{b1}^6 = 45^\circ\text{C}$ і відхідних газів $t_{y,r}^6 = 280^\circ\text{C}$ наведені на рис. 3.

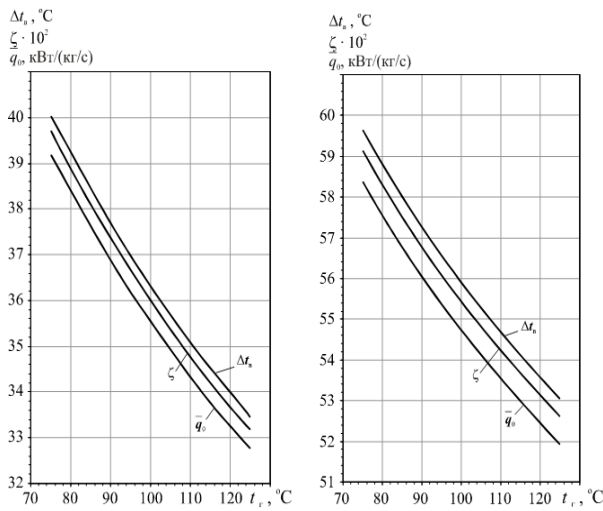


Рис. 3. Питомо теплота, відведена від повітря на вході ДВЗ (холодопродуктивність АХМ) q_0 , зниження температури Δt_b повітря на вході ДВЗ, тепловий коефіцієнт АХМ ζ в залежності від температури кипіння водоаміачного розчину в генераторі t_r при температурі кипіння аміаку у випарнику $t_0 = 0^\circ\text{C}$, конденсації аміаку $t_k = 30^\circ\text{C}$, відхідних газів після генератора АХМ $t_{r2} = 150^\circ\text{C}$, повітря на вході базового ДВЗ (без АХМ) $t_{b1}^6 = 45^\circ\text{C}$ і відхідних газів $t_{y,r}^6 = 280^\circ\text{C}$:
а – без ТО; б – з ТО

Як видно, рекуперация теплоти в ТО забезпечує майже в 1,5 рази більше охолодження повітря на вході ДВЗ.

В усьому практично можливому діапазоні значень температури кипіння водоаміачного розчину в генераторі $t_r = 80...120^\circ\text{C}$ при температурі відхідних газів для базового ДВЗ (без АХМ) $t_{y,r}^6 = 280^\circ\text{C}$ величина зниження температури повітря Δt_b у випарнику АХМ змінюється незначно: на $5...10^\circ\text{C}$, ще

менше – температура газів на вході в генератор АХМ (рис. 4). Таким чином, можна приймати низькі значення t_r , щоб забезпечити максимальні температурні напори θ і густину теплового потоку q_F , тобто мінімальну поверхню генератора–десорбера аміаку.

Як видно, зниження температури повітря у випарнику–повітроохолоджувачі АХМ становить $\Delta t_b = 40...60^\circ\text{C}$, чому відповідає приріст ККД $\Delta\eta = 2...3\%$. Зрозуміло, що така велика величина Δt_b може бути реалізована у випадку охолодження повітря не тільки на вході ДВЗ, але й наддувного.

Приріст ККД ДВЗ $\Delta\eta$ за рахунок зниження температури Δt_b повітря на вході в залежності від температури кипіння аміаку в генераторі t_r при температурі відхідних газів на виході з генератора $t_{r2} = 150^\circ\text{C}$ і різних значеннях температури кипіння аміаку у випарнику t_0 та його конденсації t_k наведено на рис. 5.

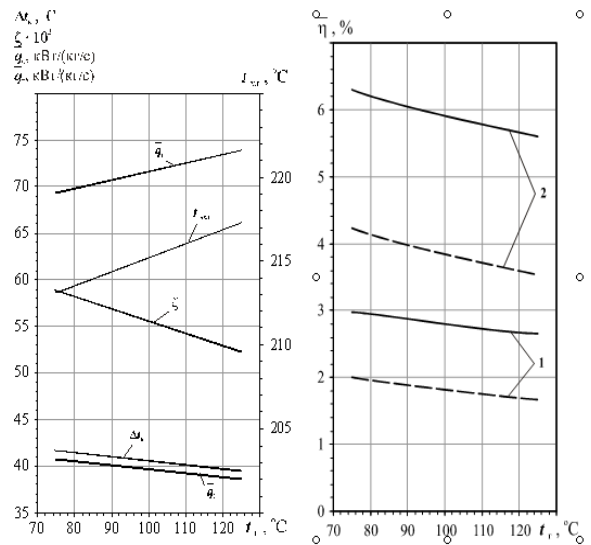


Рис. 4. Залежності питомої теплоти, відведеної від відхідних газів q_r , повітря на вході ДВЗ q_0 , зниження температури Δt_b повітря ДВЗ у випарнику АХМ, теплового коефіцієнта ζ і температури відхідних газів на вході в генератор АХМ $t_{y,r}$ від температури кипіння аміаку в генераторі t_r при температурі відхідних газів для базового ДВЗ

Рис. 5. Приріст ККД ДВЗ $\Delta\eta$ в залежності від температури кипіння аміаку в генераторі t_r при температурі кипіння аміаку у випарнику $t_0 = 0^\circ\text{C}$, конденсації $t_k = 30^\circ\text{C}$; температурах відхідних газів на вході генератора $t_{y,r}$:
1 – $t_{y,r} = 250^\circ\text{C}$;
2 – $t_{y,r} = 350^\circ\text{C}$;

(без АХМ) $t_{y,г}^6 = 280\text{ }^{\circ}\text{C}$ — з ТО;
----- без ТО

Температура відхідних газів на виході ТК (на вході генератора АХМ) $t_{yx,г} = 250\text{ }^{\circ}\text{C}$ відповідає умовам експлуатації малообертових ДВЗ, а $t_{yx,г} = 350\text{ }^{\circ}\text{C}$ – середньообертових.

Згідно з даними для ДВЗ фірми "MAN-B&W" [1 – 3] зниження температури повітря на вході від $t_0 = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ призводить до підвищення ККД на 1 %. Тому в розрахунках приймали, що при зниженні температури Δt_b повітря на вході на $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ ККД двигуна зростає на 0,5 %.

Варто зазначити, що при $t_0 = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$ зниженню температури повітря на вході ДВЗ на величину $\Delta t_b = 35\text{ }^{\circ}\text{C}$ (рис. 4) порівняно з вихідною його температурою, наприклад $45\text{ }^{\circ}\text{C}$ (температурою повітря в машинному відділенні) буде відповідати його температура після випарника АХМ $t_{b2} = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, тобто різниця температур між охолоджуваним повітрям і киплячим аміаком на виході з випарника буде $\Delta t_{b/0} = t_{b2} - t_0 = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, мінімально можливою, виходячи з інтенсивності теплопередачі. Проте при $t_0 = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$ зниження температури повітря становить вже $\Delta t_b = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$. Така велика величина Δt_b може бути реалізована повністю тільки при вихідній температурі повітря на вході не $t_0 = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, а вже, як мінімум, $t_0 = 60...65\text{ }^{\circ}\text{C}$. У разі ж $t_0 = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$ температура повітря на вході може бути знижена лише до значень $t_{b2} = 20...25\text{ }^{\circ}\text{C}$ (при $t_0 = 10\text{ }^{\circ}\text{C}$), тобто на $\Delta t_b = 20...25\text{ }^{\circ}\text{C}$, що відповідає лише 50...60 % від потенційно можливого зниження температури $\Delta t_b = 40\text{ }^{\circ}\text{C}$. Надлишковий холод може бути використаний для глибокого охолодження наддувного повітря ДВЗ, яке неможливо здійснити забортною водою. Як видно з рис. 5, це дозволяє зменшити питому ефективну витрату палива g_e і збільшити ефективний ККД двигуна η_e приблизно на 2 %.

Окрім охолодження зовнішнього повітря на всмоктуванні ТК, АХМ може бути застосована ще й для глибокого охолодження наддувного повітря

шляхом додаткового охолодження прісної води, що надходить до стандартного охолоджувача наддувного повітря від центрального водяного холодильника.

Висновки

1. Вперше встановлено, що застосування водоміачної АХМ, яка використовує теплоту відхідних газів ДВЗ, дозволяє знизити температуру повітря на вході ТК малообертових ДВЗ на $40\text{ }^{\circ}\text{C}$ (при температурі повітря на вході базового ДВЗ (без АХМ) $t_{b1}^6 = 45\text{ }^{\circ}\text{C}$ і відхідних газів $t_{y,г}^6 = 280\text{ }^{\circ}\text{C}$), що забезпечує зменшення питомої ефективної витрати палива і збільшення ефективного ККД ДВЗ приблизно на 2 %.

2. У разі застосування АХМ для охолодження повітря на вході ТК середньообертових ДВЗ має місце надлишок холодопродуктивності АХМ, використання якого для охолодження наддувного повітря забезпечує зниження його температури додатково ще на 30...40 $^{\circ}\text{C}$ і, як результат, збільшення ефективного ККД ДВЗ на 2...3 %.

Література

1. MAN B&W. Project Guide. Two-stroke Engines. MC Programme. Vol. 1: MAN B&W Diesel A/S. – Copenhagen, Denmark, 1986.
2. Influence of Ambient Temperature Conditions on Main Engine Operation: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005 [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.mandiesel.com/files/news/files762/5510-0005.00pr_low.pdf.
3. Thermo Efficiency System (TES) for reduction of fuel consumption and CO₂ emission: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005 [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://www.mandiesel.com/files/news/files762/5510-0005.00pr_low.pdf.

Надійшла до редакції 16.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.І. Живиця, Одеська державна академія холоду, Одеса.

УДК 621.452.3.03:621.822.6

Ю.В. КОВЕЗА, С.В. НИКИТИН, С.И. ПШЕНИЧНЫХ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

О РЕШЕНИИ ТЕПЛОВОЙ ЗАДАЧИ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ОБЫЧНЫМ И ГИБРИДНЫМ ПОДШИПНИКАМ КАЧЕНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассмотрены проблемы, обусловленные напряженностью теплового режима работы опор роторов газотурбинных двигателей. Предложен подход к описанию тепловых процессов, протекающих в подшипниках качения ГТД, основанный на совместном решении уравнений Рейнольдса, энергии и теплопроводности с учётом использования воздушно-масляной смеси и соответствующего изменения теплофизических свойств смазочной жидкости. Поставлена задача создания инженерной методики расчёта теплового режима подшипников качения ГТД, изготовленных из обычных и/или керамических деталей при различных условиях смазывания с использованием экспериментальным путем полученных данных.

опора ГТД, тепловая задача, гибридный и керамический подшипник качения, воздушно-масляная смесь, инженерная методика.

Введение

Увеличение ресурса работы газотурбинных двигателей (ГТД) и газотурбинных силовых установок во многом зависит от повышения долговечности применяемых в них опор роторов двигателей и редукторов. Чаще всего в опорных узлах современных ГТД используют подшипники качения, которые удовлетворительно работают при частотах вращения порядка 10...20 тысяч мин⁻¹. Это, как правило, однорядные шариковые (с трёх- и четырёхточечным контактом) и роликовые подшипники высоких классов точности.

Основной материал

Большие скорости вращения вместе с высокой температурой окружающей среды в области турбины приводят к существенному нагреву подшипников ГТД. Известно, что подшипники могут надёжно работать при температурах, замеренных по наружному кольцу, на 40...50 °С ниже температуры отпуска материала, из которого они изготовлены, поэтому рабочая температура подшипника является одним из важнейших критериев оценки надёжности

и долговечности его работы. Следовательно, при подборе подшипников качения опор ГТД, наряду с общепринятыми расчётами, необходимо производить расчёт их теплового режима. В проектировочном варианте такого расчёта должно определяться требуемое количество прокачиваемого масла, обеспечивающее надёжную работу подшипника при заданной по условиям эксплуатации его температуре. Если же подшипниковый узел ГТД уже спроектирован, то проверочным расчётом следует оценить температуру подшипника, которую он будет иметь при заданных условиями эксплуатации прокачке масла и определённом внешнем тепловом потоке от окружающих горячих деталей (вала, корпуса и др.).

Надо заметить, что непосредственно для смазки требуется весьма незначительное количество масла (несколько капель в час [1]), а для отвода тепла приходится прокачивать несколько сот литров в час. Поэтому на высоких частотах вращения роторов ГТД, когда работа газогенератора становится более эффективной, потери мощности на прокачку масла заметно возрастают.

Другим способом безболезненного увеличения тепловой нагрузки на подшипники является приме-

нение жаропрочных материалов, в частности – керамических. По мнению некоторых исследователей [2], использование керамических материалов в элементах качения подшипников может решить ряд проблем, возникающих при разработке перспективных опорных узлов высоконапряжённых ГТД за счёт расширения диапазона эксплуатационных температур и ряда дополнительных преимуществ (снижения давления на внешнюю дорожку качения за счёт центробежных сил, устойчивости к коррозии, некоторого упрощения системы смазки и др.).

В замкнутых маслосистемах ГТД масло непрерывно циркулирует по контуру и подаётся к опорным узлам после охлаждения в маслоохладителе. В подшипнике масло нагревается не только за счёт трения, но и от контакта с нагретыми внутренней и наружной обоймами, которые, в свою очередь, контактируют с горячими частями двигателя, корпусом и валом. В.М. Демидовичем на базе экспериментальной гидродинамики, основных положения гидродинамической теории смазки, теории подобия и данных проведенных экспериментов разработана методика, позволяющая рассчитать суммарный тепловой поток, идущий практически целиком на повышение рабочей температуры подшипников [1]. Однако в ней оценка общего теплового состояния подшипников за счёт внутренних потерь и внешнего подогрева производится без выяснения источников и интенсивности подвода тепла извне, т.е. рассчитывается допустимый по эксплуатационным требованиям внешний тепловой поток без сопоставления его с реально действующим.

Указанный недостаток можно устранить, создав модель подвода тепла к смазочному слою и дополнив на её основе тепловую картину в подшипнике. Эта модель должна включать в себя решение уравнения теплопроводности в окружающих деталях:

для вала

$$\lambda \nabla^2 T = \rho_g c U \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial \varphi}; \quad (1)$$

для корпуса

$$\nabla^2 T = 0, \quad (2)$$

где λ , ρ , c – соответственно теплопроводность (Вт/(м·К)), плотность (кг/м³) и теплоёмкость (Дж/(кг·К)) материала вала;

T – абсолютная температура, К;

r , φ – цилиндрические координаты в радиальном и окружном направлениях.

В качестве граничного условия для уравнения (1) можно принять температуру фланца вала, который находится в непосредственном контакте с нагретой ступицей диска турбины. Эта температура достаточно точно рассчитывается при тепловом расчёте диска турбины и может достигать 500 °С.

Для уравнения (2) можно использовать температуру окружающего узел опоры воздуха (масляно-воздушной смеси), которую можно рассчитать по [3] или использовать данные экспериментов.

Расширенная за счёт рассмотрения и оценки внешнего теплоподвода модель позволит не только полнее описать тепловое состояние тяжело нагруженных подшипников ГТД, но и точнее рассчитать потери на трение благодаря теоретической и экспериментальной оценке влияния тепловых процессов на приведенный коэффициент трения f_{np} . Такая оценка имеет самостоятельное практическое значение, поскольку в справочной литературе приведены слишком широкие диапазоны значений этого коэффициента. Так, например, для шариковых подшипников $f_{np} = 0,001...0,004$ и не указывается, как f_{np} зависит от целого ряда факторов – нагрузки, частоты вращения, сорта и количества подведённой смазки, не говоря уже о влиянии теплового режима работы опоры, учёт которого совершенно необходим для подшипниковых узлов ГТД.

Многие исследователи [4] предлагают различные эмпирические формулы, основанные на результатах проведенных испытаний, однако они редко согласуются с результатами других исследователей. Такая ситуация вполне объяснима сложностью про-

цессов, возникающих в газотурбинном подшипнике. Течение жидкости в канале подшипника (примерная картина показана на рис. 1) включает в себя движение масла между телами качения, сепаратором и беговыми дорожками колец, между сепаратором и центрирующими буртами наружного кольца и др. Если прибавить к этому целый ряд слагающих явлений (сопротивление перекачиванию, сопротивление сдвигов в смазке, сопротивление от шероховатости тел, от неправильной формы шариков (роликов) и колец и др.), то совершенно очевидно, что точное математическое описание всех движений в канале подшипника не представляется возможным и единственным практически осуществимым путём исследования этих процессов является путь экспериментальный с обобщением опытных данных методами теории подобия.

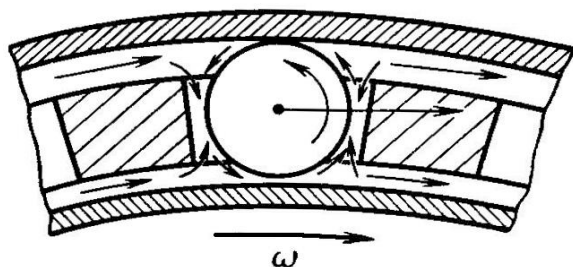


Рис. 1. Примерная схема течения жидкости в канале подшипника

Но даже представленные в критериальной форме зависимости не могут быть абсолютно адекватными иным условиям работы, в которых некоторые из допущений, принятых при проведении исследований, оказываются неприменимыми. Так, например, в [1] предложена следующая зависимость:

$$f_{np} = 8,47 \cdot 10^{-5} \text{Re}^{0,214} \text{Eu}^{-0,713} \text{Pr}^{0,44}, \quad (3)$$

где Re, Eu, Pr – соответственно критерии Рейнольдса, Эйлера и Прандтля.

При её получении считалось, что для шарикоподшипников действующая осевая нагрузка значительно (более, чем на порядок) превышает радиальную, поэтому последней пренебрегали. Поэтому

вопрос о значении приведенного коэффициента трения при взаимном действии радиальной и соизмеримой с ней осевой нагрузками остался открытым и выражение (3) должно быть проверено экспериментально, а при необходимости – уточнено.

Ещё одним ограничением вышеупомянутой методики В.М. Демидовича является предположение, что по каналу подшипника движется вязкая несжимаемая жидкость.

Это положение вполне применимо до тех пор, пока смазка осуществляется относительно холодным маслом и подогрев его в подшипнике под воздействием саморазогрева и подвода внешнего тепла не приводит к вспениванию и появлению газовой фракции. В этом случае в уравнении Рейнольдса и энергии следует учесть зависимость теплофизических свойств смазочного вещества не только от температуры, но и от давления. Такая задача вполне решается (и решалась неоднократно применительно к криогенным жидкостям [5]), если рассматривать газомасляную смесь как гомогенную среду с некоторыми осреднёнными свойствами.

Тогда решение нелинейной системы уравнений Рейнольдса, энергии и теплопроводности можно получить путём итерационного приближения (кстати, в методике В.М. Демидовича тоже используется метод итераций в самой простой форме).

Смазывание воздушно-масляной смесью может не только возникнуть в процессе работы подшипника, но и быть использовано целенаправленно.

Установлено [6], что смазка масляным туманом существенно (по данным [7] – в три раза) снижает потери на трение в подшипнике, следовательно, в некоторых случаях меньший теплоотвод воздушно-масляной смеси может быть компенсирован меньшим выделением тепла, напрямую связанным с высокой вязкостью масла.

Однако точно ответить на этот вопрос можно будет после проведения соответствующих экспериментов, в которых следует исследовать влияние сте-

пени "концентрации" масляного тумана на изменение рабочей температуры подшипника.

Таким образом, математическая модель, основанная на совместном решении уравнений Рейнольдса, энергии и теплопроводности с учётом использования воздушно-масляной смеси и соответствующего изменения теплофизических свойств смазочной жидкости, может описать процессы, протекающие в нагретых подшипниках ГТД.

Экспериментальная проверка такой модели с помощью специально созданной установки [8] позволит установить степень её точности, обоснованность принятых подходов и допущений, а также создать инженерную методику расчёта теплового режима подшипников ГТД, работающих с использованием обычных и/или керамических частей и смазываемых масляным туманом различной концентрации.

Литература

1. Демидович В.М. Исследование теплового режима подшипников ГТД. – М.: Машиностроение, 1978. – 172 с.
2. Зарецкий Е.И. Керамические подшипники для газотурбинных двигателей // Современное машиностроение. – 1989. – Сер. А, № 11. – С. 149-163.
3. Основы теплопередачи в авиационной технике / Под ред. В.К. Кошкина. – М.: Оборонгиз, 1960. – 389 с.
4. Ли Сейрег. Расчёт коэффициента трения в контактах скольжения и качения // Современное

машиностроение. – 1989. – Сер. Б, № 12. – С. 148-152.

5. Доценко В.Н., Ковеза Ю.В. Определение термодинамических свойств кипящей двухфазной среды при расчете характеристик гидростатических подшипников // Гидродинамика и тепло-массообмен в многофазных потоках: Межвуз. тематич. сб. научн. тр. – X. – 1989. – С. 152-158.

6. Pinel S.I., Signer H.R., Zaretsky E.V. Comparison Between Oil-Mist and Oil-Jet Lubrication of High-Speed, Small-Bore, Angular-Contact Ball Bearings // NASA/TM 210462. – 2001.

7. Зарецкий Е.И., Зингер А., Бамбергер А. Ограничения работоспособности высокоскоростных шариковых подшипников со струйной смазкой // Проблемы трения и смазки. – 1976. – № 1. – С. 31-38.

8. Доценко В.Н., Никитин С.В., Суббота А.В. О применении гибридных подшипников качения в авиационных двигателях // Молодёжь в авиации: новые решения и передовые технологии: тез. докл. Междунар. научн.-техн. конф. молодых специалистов авиамоторостроительной отрасли ОАО «Мотор Сич». – Алушта: Мотор Сич. – 2007. – С. 160-162.

Поступила в редакцию 30.05.2008

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

УДК 621.43.057.2:662.756.3

В.Г. СЕМЁНОВ¹, А.И. АТАМАСЬ², В.В. СЕМЁНОВА-КУЛИШ³, С.В. РУДАЧЕНКО⁴¹*Национальный технический университет "ХПИ, Харьков, Украина*²*Кременчугский государственный политехнический университет
им. М. Остроградского, Украина*³*Украинская государственная академия железнодорожного транспорта, Харьков, Украина*⁴*НПО "Виктор", Харьков, Украина*

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ СОСТАВА ТОПЛИВА НА ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ПОКАЗАТЕЛИ ДИЗЕЛЯ

Рассмотрен расчётно-экспериментальный подход к оценке влияния состава бинарной смеси дизельного и биодизельного топлив на экономические показатели вихрекамерного дизеля. В качестве основного оценочного параметра принят эффективный коэффициент полезного действия, т. к. рассматривается экономичность двигателя при работе на топливах с различными значениями низшей теплоты сгорания. Приведены результаты расчётного исследования влияния коэффициента эффективного тепловыделения на показатели цикла дизеля. Установлено, что с повышением концентрации биодизельного топлива в бинарной смеси с дизельным топливом, коэффициент эффективного тепловыделения и эффективный КПД повышаются. Приведены результаты сопоставления расчётных и экспериментальных показателей работы двигателя на чистом дизельном топливе и бинарной смеси дизельного топлива с биодизельным.

биодизельное топливо, дизельное топливо, бинарная смесь, коэффициент эффективного тепловыделения, эффективный КПД

Введение

Украина относится к энергодефицитным странам, так как покрывает свои потребности в топливно-энергетических ресурсах лишь на 53 %. Зависимость от импорта нефти рассматривается большинством развитых стран как вопрос национальной и энергетической безопасности, а использование нефтепродуктов как источников энергии несёт в себе значительную экологическую опасность. Таким образом, зависимость от импорта нефтепродуктов, цены на которые непрерывно растут, а также значительное ухудшение экологической ситуации стимулирует интенсивный поиск альтернативных видов топлив.

Частично проблема может быть решена путём применения биодизельного топлива (БТ) из возобновляемых сырьевых ресурсов. БТ – это экологически чистый вид топлива, получаемый из жиров растительного и животного происхождения, и используемый для полной или частичной замены нефтяного дизельного топлива (ДТ). Наибольшее внимание следует уделять получению БТ из различных отхо-

дов, содержащих животные или растительные жиры, так как выращивание с этой целью масличных культур (рапса, подсолнечника и т. д.) в больших количествах, при нынешнем развитии сельского хозяйства и экономики в Украине, может нанести серьёзный ущерб пищевой промышленности. В связи с этим, в настоящее время целесообразно использовать не чистое БТ, а бинарные смеси ДТ + БТ. При переводе дизельных двигателей на такие смеси интерес представляет изменение их экономичности в зависимости от концентрации БТ в смеси. Как известно из ряда литературных источников [2 – 7], низшая теплота сгорания БТ ниже этой величины у ДТ. Поэтому для оценки экономичности дизельного двигателя при работе на различных смесях дизельного и биодизельного топлив предпочтительнее использовать эффективный КПД.

Целью данной работы является исследование изменения эффективного КПД вихрекамерного дизеля в зависимости от концентрации БТ в бинарной смеси ДТ + БТ, на которой он работает.

Материал и результаты исследований

Изменение эффективного КПД при работе двигателя на различных видах топлив во многом будет зависеть от изменения коэффициента эффективного тепловыделения ξ .

В упрощённом тепловом расчёте цикла дизеля по Гриневецкому-Мазингу он отображает качество

процесса сгорания и влияет на величину максимальной температуры T_Z , индикаторный η_i и эффективный η_e КПД дизеля и, как следствие, на его экономичность [1].

В табл. 1 приведены результаты теплового расчёта вихрекамерного дизеля ЗДТА при различных значениях коэффициента ξ .

Таблица 1

Результаты расчётного исследования влияния коэффициента эффективного тепловыделения на показатели цикла дизеля

ξ	N_e , кВт	B_u , кг/ч	g_e , г/кВт·ч	α	η_i , %	η_e , %	T_Z , К	ϕ_z , °ПКВ	ρ	δ	T_p , К	P_p , кПа
0,55	15,43	4,66	302,0	1,47	38,3	28,1	1877	373,7	1,263	14,65	1263	464
0,65	15,42	4,44	288,1	1,55	40,2	29,4	1980	374,7	1,329	13,92	1191	437
0,75	15,44	4,27	276,3	1,61	41,9	30,7	2076	376,5	1,391	13,29	1130	414
0,85	15,39	4,08	265,0	1,68	43,6	31,9	2162	377,2	1,448	12,78	1068	391

При проведении тепловых расчётов были приняты следующие исходные данные:

- частота вращения коленчатого вала двигателя $n = 2200 \text{ мин}^{-1}$;
- коэффициент наполнения $\eta_v = 0,95$;
- степень повышения давления $\lambda = 1,51$;
- давление в конце сгорания $P_Z = 8 \text{ МПа}$;
- топливо дизельное, $Q_H = 42,5 \text{ МДж/кг}$.

Из табл. 1 видно, что при практически одинаковой мощности N_e , с повышением величины ξ часовой B_u и удельный эффективный g_e расходы топлива уменьшаются, а индикаторный η_i и эффективный η_e КПД двигателя – повышаются. Повышение индикаторных и эффективных показателей двигателя связано с увеличением длительности подвода теплоты (рис. 1) и повышением температуры T_Z в конце сгорания при снижении температуры T_p в конце расширения.

На рис. 1 приведены фрагменты индикаторных диаграмм цикла при $\xi = 0,55$ и $\xi = 0,85$, а на рис. 2 – аналогичные зависимости температур в цилиндре от угла ϕ поворота коленчатого вала (ПКВ).

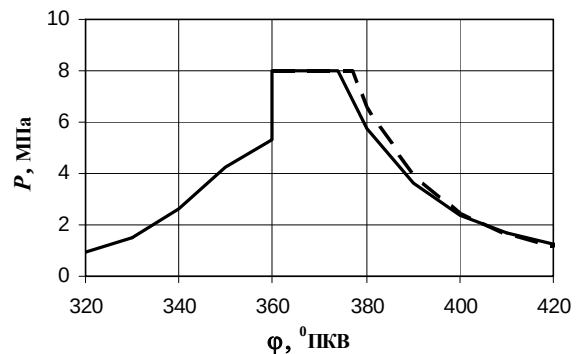


Рис. 1. Индикаторные диаграммы двигателя

— $\xi = 0,55$; ---- $\xi = 0,85$

На основании экспериментальных исследований работы дизельных двигателей на ДТ и БТ, результаты которых приведены в работах [2 – 7], установлено следующее. По мере увеличения процентного (по объёму) содержания БТ в бинарной смеси с ДТ прямо пропорционально увеличивается эффективный КПД η_e вихрекамерных дизелей.

Для удобства оценки изменения η_e введём величину $\delta\eta_e$, равную

$$\delta\eta_e = \frac{\eta_e^{БТ}}{\eta_e^{ДТ}}, \quad (1)$$

где η_e^{BC} – эффективный КПД двигателя при работе на бинарной смеси ДТ и БТ; η_e^{DT} – эффективный КПД двигателя при работе на ДТ.

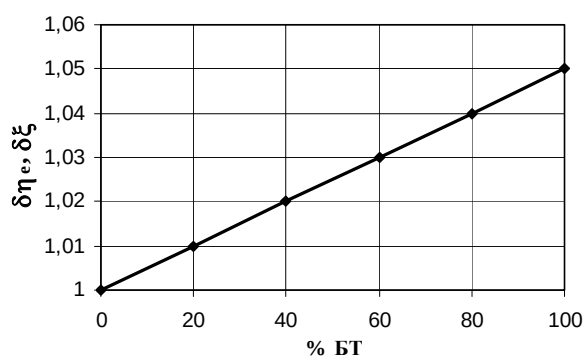
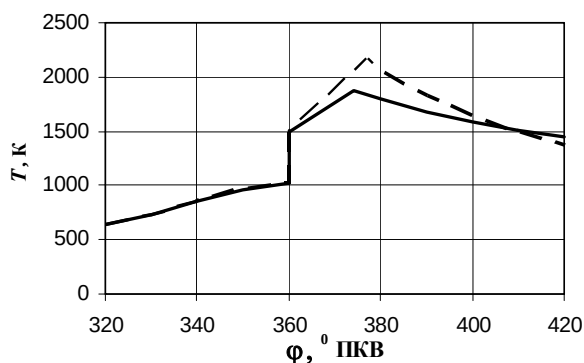


Рис. 2. Зависимости температуры в цилиндре от угла ПКВ

При использовании 100 % БТ величина $\delta\eta_e$ увеличивается на 4,5 – 5,5 % по сравнению с ДТ (рис. 3). Приняв во внимание то, что механический КПД двигателя при $n = const$, $N_e = const$ и различных видах топлив величина неизменная, запишем

$$\eta_e = f(\eta_i) = f(\xi). \quad (2)$$

Таким образом, можем предположить, что отно-

сительная величина $\delta\xi$ изменяется идентично относительной величины $\delta\eta_e$ (рис. 3).

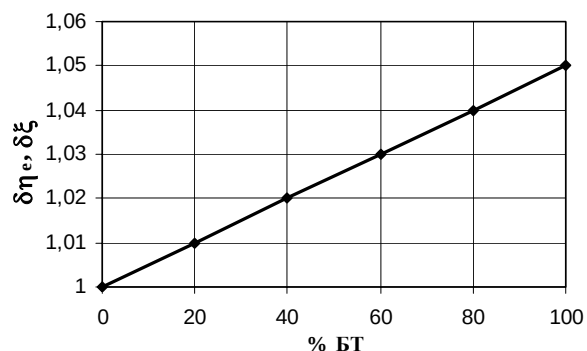


Рис. 3. Зависимость $\delta\eta_e$ и $\delta\xi$ от концентрации БТ в бинарной смеси с ДТ

Проведём сопоставление данных расчётных и экспериментальных исследований цикла дизеля ЗДТА при работе на чистом ДТ и бинарной смеси В30 (70% ДТ + 30% БТ). При работе данного двигателя на чистом ДТ коэффициент ξ составляет 0,55.

Согласно графику на рис. 3, при работе двигателя на смеси В30 он повысится на 1,5%, и составит 0,558. Расчёт рабочего процесса двигателя при работе на смеси В30 проведен с учётом повышения ξ на 1,5%.

В табл.2 приведены результаты расчётных и экспериментальных исследований показателей работы двигателя ЗДТА при его работе на ДТ и бинарной смеси с содержанием БТ 30 % по объёму. Низшая теплотворная способность данного образца БТ составляет 37,2 МДж/кг, испытуемой бинарной смеси – 40,4 МДж/кг. Остальные исходные данные приведены выше.

Таблица 2

Результаты сопоставления расчётных и экспериментальных показателей работы дизеля ЗДТА

Состав топлива	N_e , кВт	B_q , кг/ч	g_e , г/кВт·ч	α	T_Z , К	ξ	η_i , %	η_m , %	η_e , %
100% ДТ расчёт / эксперимент	15,4 / 15,4	4,66 / 4,65	302,0 / 301,1	1,47 / 1,49	1877 / -	0,55 / -	0,383 / -	0,703 / 0,7	28,05 / 28,13
В30 расчёт / эксперимент	14,7 / 14,7	4,60 / 4,59	312,4 / 312,1	1,55 / 1,56	1860 / -	0,558 / -	0,388 / -	0,703 / 0,7	28,52 / 28,55

Постоянство степени повышения давления в ходе эксперимента осуществлялось регулировкой угла опережения впрыска топлива. Это необходимо для максимального приближения экспериментального цикла дизеля к расчётному.

Повышение эффективного КПД по экспериментальным данным, приведенным в таблице 2, составляет 1,5%, также как и повышение коэффициента ξ . Расхождения между расчётными и экспериментальными данными не превышают нескольких десятых долей процента.

Выводы

Таким образом, в ходе проведённых исследований установлено, что при работе вихрекамерного дизеля ЗДТА на бинарных смесях БТ с ДТ его эффективный КПД повышается с повышением концентрации БТ в смеси. Повышение эффективного КПД происходит идентично повышению коэффициента эффективного тепловыделения. Рост коэффициента эффективного тепловыделения можно объяснить более полным сгоранием БТ за счёт наличия в его молекулах кислорода. Для предварительной оценки влияния состава бинарной смеси ДТ и БТ на показатели работы двигателя можно использовать методику расчёта цикла дизеля по Гриневецкому-Мазингу.

Литература

1. Двигатели внутреннего сгорания: Теория поршневых и комбинированных двигателей: Учебник для ВУЗов по специальности «Двигатели внутреннего сгорания» / Д.Н. Вырубов, Н.А. Иващенко, В.И. Ивин и др.; Под ред. А.С. Орлина, Н.Г. Круглова. – М.: Машиностроение, 1983 – 372 с.

2. Смайлис В., Сенчила В., Беренштейн К. Моторные испытания РМЭ на высокооборотном дизеле воздушного охлаждения // Двигателестроение. – 2005. – № 4. – С. 45-49.

3. Korbitz W. Status and development of biodiesel production and projects in Europe // SAE Techn / Pap. Ser. – 1995. – № 952762. – P. 249-254.

4. Семёнов В.Г. Анализ показателей работы дизелей на нефтяных и альтернативных топливах растительного происхождения // Вісник Національного технічного університету «ХПІ»: Зб. наук. праць. –Х.: НТУ «ХПІ», 2002. – Вип. 3. – С. 177-197.

5. Семёнов В.Г., Васильев И.П. Сравнение экономических и экологических показателей дизеля при работе на биодизельном топливе разных сортов // Сборник научных трудов по материалам Межд. конф. Двигатель – 2007, посвящённой 100-летию школы двигателестроения МГТУ им. Н.Э. Баумана. Под ред. Н.А. Иващенко, В.Н. Костюкова, А.П. Науменка, Л.В. Грехова. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – С. 338-343.

6. Семёнов В.Г., Лылка М.Н. Экспериментальная оценка влияния состава бинарных смесей биодизельного и дизельного топлива на показатели дизельного двигателя // Вестник Харьковского национального автомобильно-дорожного университета и Северо-Восточного научного центра Транспортной академии Украины: Сб. научн. тр. – 2007. – Вып. 37. – С. 111-115.

7. Девянин С.Н., Марков В.А., Семёнов В.Г. Растительные масла и топлива на их основе для дизельных двигателей. – Х.: Новое слово, 2007. – 452 с.

Поступила в редакцию 15.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.П. Солтус, Кременчугский государственный политехнический университет им. М. Остроградского, Кременчуг.

УДК 621.432

В.В. ШПАКОВСКИЙ, О.Ю. ЛИНЬКОВ*Национальный технический университет “ХПИ”, Харьков, Украина*

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПОРШНЕЙ С КОРУНДОВЫМ СЛОЕМ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ РАСХОДА ТОПЛИВА

Приведены результаты и анализ исследований показателей топливной экономичности двигателя МеМЗ-245, укомплектованного поршнями с корундовым поверхностным слоем и двигателя серийной комплектации на режимах холостого хода и на частичных нагрузках. Также рассматривается влияние толщины корундового слоя на показатели работы двигателя. Отмечается улучшение технико-экономических показателей двигателя, укомплектованного поршнями с корундовым слоем, происходящее во всём диапазоне нагрузок и особенно заметное на частичных режимах, что является важным для двигателя транспортного средства.

двигатель с искровым зажиганием, поршень, корунд, экономичность, расход топлива, характеристики, температура

Введение

Одной из проблем современного двигателестроения является снижение расхода топлива. Проблема эффективного использования органических светлых жидких топлив для двигателей внутреннего сгорания с искровым зажиганием, в связи с ростом потребления топлива и значительным его подорожанием, является чрезвычайно актуальной.

В результате поиска путей снижения расхода топлива в двигателях внутреннего сгорания некоторые исследователи предсказывали тридцати процентную экономию топлива [1, 2] в двигателях из керамических материалов или при применении теплоизоляции стенок камеры сгорания. Другие исследователи [3] экспериментально и путём численного моделирования получили значительный рост затрат топлива (примерно на 15 г/кВт ч) при полной нагрузке двигателя с поршнем, теплоизолированным слоем керамики толщиной 5 мм и коэффициентом теплопроводности 2 Вт/м.К. При этом температура головки теплоизолированного поршня при полной нагрузке дизеля без наддува достигала 800⁰С, а без теплоизоляции 250⁰С.

Отрицательное влияние теплоизоляции на эффективность работы двигателя объяснялось сле-

дующим. В процессе впуска происходит подогрев воздушного заряда, растёт удельная теплоёмкость топливной смеси, что и приводит к увеличению удельного расхода топлива. Так же причиной такого увеличения потребления топлива (вместо ожидаемого уменьшения), по мнению исследователей, является конвективное ускорение теплопередачи от пламени к поршню при повышении температуры поверхности во время периода воспламенения. Происходит так называемый конвективный всплеск. Возникает более крутой градиент температуры в поверхности поршня, а с ростом температуры поверхности теплоизоляции повышается коэффициент теплопроводности. И, несмотря на снижение полного (по циклу) теплового потока в детали камеры сгорания, расход топлива увеличивается.

Авторами сделан вывод, что теплоизоляция поршня увеличивает температуру поверхности поршня и уменьшает разницу между температурой газа и поверхностью. Это снижает тепловой поток, но при этом одновременно увеличивается коэффициент теплопроводности, что приводит к увеличению теплового потока в поршень. Превалирующее влияние первого или второго фактора сильно зависит от величины температуры поверхности. Значит,

при определённой температуре поверхности теплоизоляция не будет оказывать никакого влияния на рабочий цикл, потому, что уменьшение температурного перепада между газом и теплоизолирующей поверхностью будет компенсироваться ростом коэффициента теплопроводности.

В работе [4] отмечается, что с увеличением толщины теплоизолятора примерно от 1 мм до 20 мм температура поверхности поршня увеличивается от 300 до 1300 °С. И возможен случай, когда с увеличением теплоизоляции полный тепловой поток в поршень возрастёт. Приведен график удельного расхода топлива и толщины применяемой теплоизоляции, как функции средней температуры поверхности поршня (рис. 1).

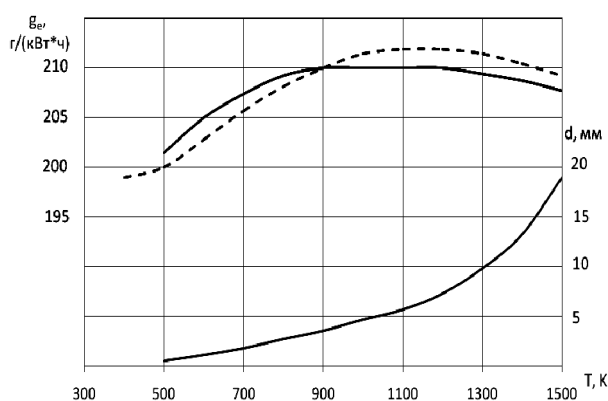


Рис. 1. Удельный эффективный расход топлива и толщина применяемой теплоизоляции, как функция средней температуры поверхности головки поршня:
 — измеряемое потребление топлива;
 - - - - - расчетное потребление топлива.
 толщина применяемой теплоизоляции

Из графика рис. 1 видно, что с увеличением средней температуры поверхности головки поршня от 500 до 1200 К расход топлива увеличивается. На основании проведенных исследований Woschni сделал вывод о том, что применение теплоизоляции поверхности камеры сгорания в поршне приводит к увеличению расхода топлива. Делая такой вывод для толщин теплоизоляции от 1 до 20 мм, Woschni, тем не менее, показал, что при малых толщинах теплоизоляции происходит снижение расхода топлива

и повышается эффективность работы двигателя. Однако исследований при толщине теплоизолирующего слоя менее 1 мм не проводилось.

Для наглядности на рис. 2 показан график зависимости расхода топлива, а на рис. 3 – средней температуры поверхности поршня от толщины применяемой теплоизоляции (в соответствии с рис.1), так как именно толщина применяемой теплоизоляции влияет на перечисленные параметры.

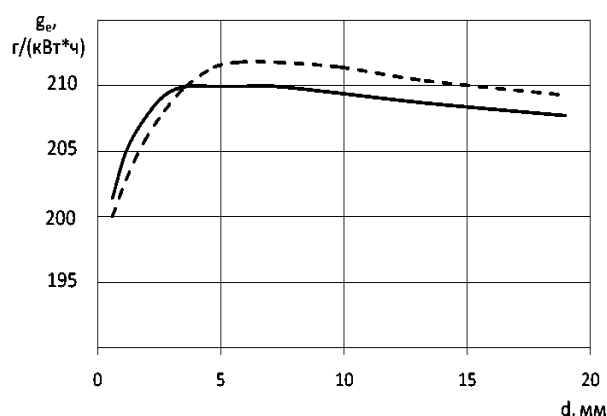


Рис. 2. Зависимость удельного эффективного расхода топлива и средней температуры поверхности поршня от толщины применяемой теплоизоляции:
 — измеряемое потребление топлива;
 - - - - - расчетное потребление топлива

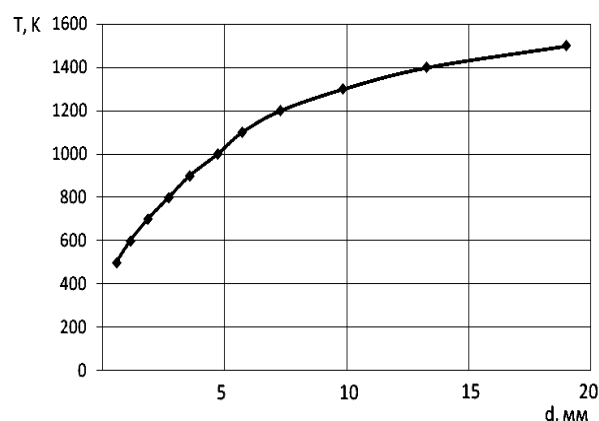


Рис. 3. Зависимость средней температуры поверхности поршня от толщины применяемой теплоизоляции

Как видно из рисунков, при применении теплоизоляции толщиной менее 2 мм на графиках прослеживается тенденция снижения расхода топлива.

Экспериментальные исследования [5] на дизелях, оснащенных поршнями с керамическим покрытием

толщиной 0,2 – 0,9 мм продемонстрировали снижение эффективного расхода топлива на 8 – 10 г/л.с.ч. за счёт более полного сгорания и уменьшения потерь теплоты. Здесь же подчёркивается, что эффективный расход топлива с покрытиями в большей мере зависит от характера процесса сгорания, чем от непроизводительных потерь теплоты. А процесс сгорания зависит от температуры поверхностей камеры сгорания и от процесса смесеобразования. Умеренное повышение температуры поверхности поршня с покрытием улучшает экономичность дизеля. Делается вывод, что для дизеля с наддувом существует оптимальная температура поверхности покрытия, обеспечивающая наиболее эффективный процесс сгорания. Так для дизеля 1СН 25/34 (рис. 4) наибольшее улучшение экономичности обеспечивает покрытие из окиси алюминия толщиной 0,2 – 0,9мм.

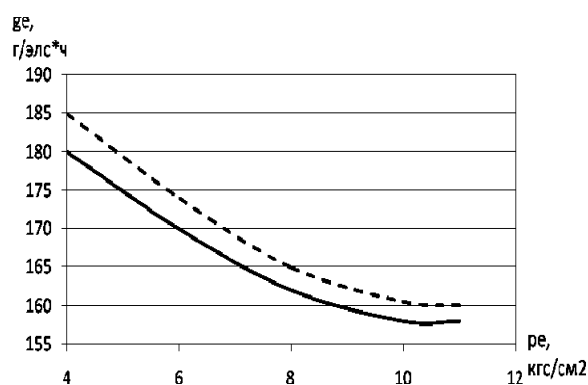


Рис.4. Зависимость удельного эффективного расхода топлива дизеля 1СН 25/34 от нагрузки [5]:

----- поршень с покрытием;
 - - - - - поршень без покрытия

При использовании оксидных керамических покрытий [6] для тепловой защиты рабочих поверхностей деталей цилиндرو-поршневой группы двухтактного двигателя внутреннего сгорания были улучшены основные характеристики двигателя. Керамические покрытия на поршне и головке цилиндра толщиной около 60 мкм уменьшили теплоотвод и, за счёт повышения максимальной температуры в камере сгорания, на 6% увеличилась максимальная мощность двигателя и на 3,2% снизился удельный расход топлива. Однако в промышленности керами-

ческие покрытия не нашли применения из-за их отслаивания, что приводило к остановке двигателя.

Таким образом, наметился путь решения проблемы теплоизоляции деталей камеры сгорания – применение тонких (толщиной до 1 мм) неотслаивающихся оксидных керамических теплоизолирующих покрытий.

Целью данной работы является оценка влияния керамического корундового слоя деталей камеры сгорания, образованного гальваноплазменной обработкой, на мощностные и экономические показатели двигателя МеМз – 245, на базе проведенных экспериментальных исследований.

Изложение основного материала с обоснованием научных результатов

В экспериментальных исследованиях были использованы поршни, прошедшие гальвано-плазменную обработку огневого днища и кольцевого пояса поршня на наружной поверхности которых образован корундовый слой, толщиной до 0,2 мм. Такой тип обработки основан на преобразовании поверхностного слоя детали из алюминиевого сплава в корунд с высокой адгезией к основному металлу [7, 8]. Таким образом была решена проблема предотвращения отслаивания теплоизолирующих покрытий.

Исследования проводились на Мелитопольском моторном заводе в лаборатории испытания двигателей экспериментального цеха на тормозной установке с динамометром постоянного тока при участии А.И. Беседина, А.Ф. Реппих и Ю.Г. Оганова. Испытательное оборудование и приборы обеспечивали точность измеряемых параметров в пределах требований ГОСТ 14846-81. Двигатель МеМЗ-245 оборудовался поочередно серийными поршнями и поршнями с корундовым поверхностным слоем.

При проведении испытаний осуществлялось измерение температуры внутренней части поршней и температур в кольцевых канавках поршней с помощью датчиков ИМТК. Установлено, что поршни с

корундовым слоем имеют более низкую температуру с внутренней стороны на $12 - 15^{\circ}\text{C}$. Над верхним компрессионным кольцом температуры равны или ниже на $15 - 32^{\circ}\text{C}$, в перемычке между 1-м и 2-м кольцом равны или ниже на $7 - 21^{\circ}\text{C}$, в кольцевой канавке второго компрессионного кольца равны или ниже на $1 - 8^{\circ}\text{C}$.

Оценка влияния теплоизолирующего корундового слоя на экономические показатели проводилась сравнением нагрузочных характеристик для серийной и опытной комплектации двигателя при частотах вращения коленчатого вала 1500 и 3000 мин^{-1} . На рис. 5 и 6 приведены нагрузочные характеристики при $n = 1500$ и 3000 мин^{-1} , построенные по регулировочным пределам.

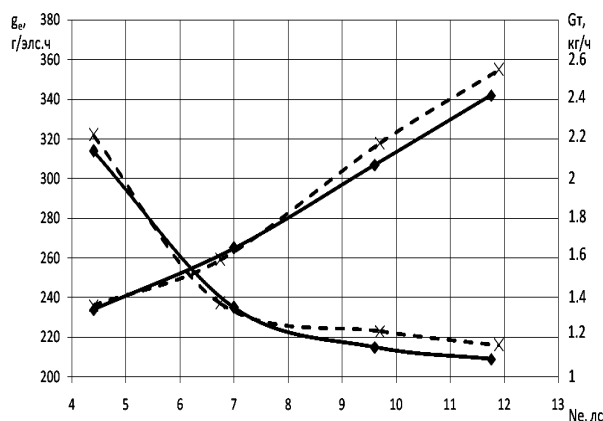


Рис. 5. Нагрузочная характеристика двигателя МеМз – 245 при $n=1500 \text{ мин}^{-1}$
 — поршни с корундовым слоем;
 - - - - - серийные поршни

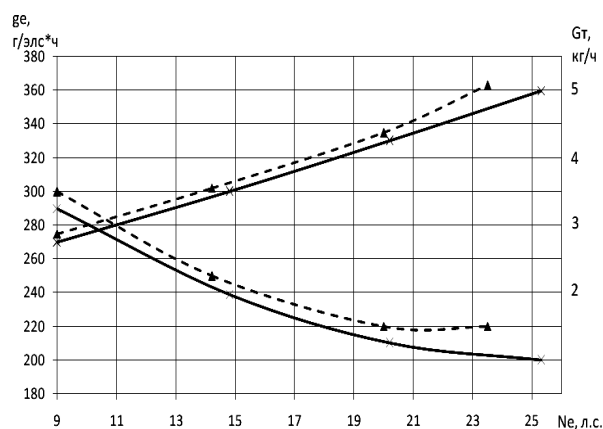


Рис. 6. Нагрузочная характеристика двигателя МеМз – 245 при $n=3000 \text{ мин}^{-1}$
 — поршни с корундовым слоем;
 - - - - - серийные поршни

В результате испытаний установлено, что двигатель, укомплектованный поршнями с корундовым поверхностным слоем, имеет более низкие расходы топлива.

Так для частоты вращения коленчатого вала 3000 мин^{-1} снижение удельного расхода топлива происходит во всем диапазоне нагрузок и составляет от 1,7 до 8,3%, а для частоты вращения коленчатого вала 1500 мин^{-1} — до 4,6%.

При определении регулировочной характеристики по расходу топлива на холостом ходу при $n = 800 \text{ мин}^{-1}$ установлено снижение расхода топлива на 10%.

Результаты испытаний по внешней скоростной характеристике приведены на рис. 7.

Как видно из рис. 7, применение поршней с корундовым поверхностным слоем позволяет:

- снизить расход топлива во всем диапазоне скоростной характеристики от 1,7% до 10%,
- повысить эффективную мощность двигателя и его крутящий момент за счет влияния теплоизоляции поршня на процесс сгорания топлива.

Улучшение технико-экономических показателей двигателя происходит во всем диапазоне нагрузок и особенно это заметно на частичных режимах, а именно эти режимы работы двигателя являются наиболее весомыми при оценке экономичности силовой установки транспортных средств.

Выводы

Теплозащитный корундовый слой на поршне двигателя, уменьшая теплоотвод через поршень, позволяет лучше использовать тепло для организации процесса сгорания и повышения экономических показателей двигателя.

Умеренное повышение температуры поверхностного корундового слоя толщиной 0,15 – 0,2 мм позволило снизить расход топлива двигателя МеМз-245 от 1,7% до 10% во всем диапазоне нагрузок двигателя.

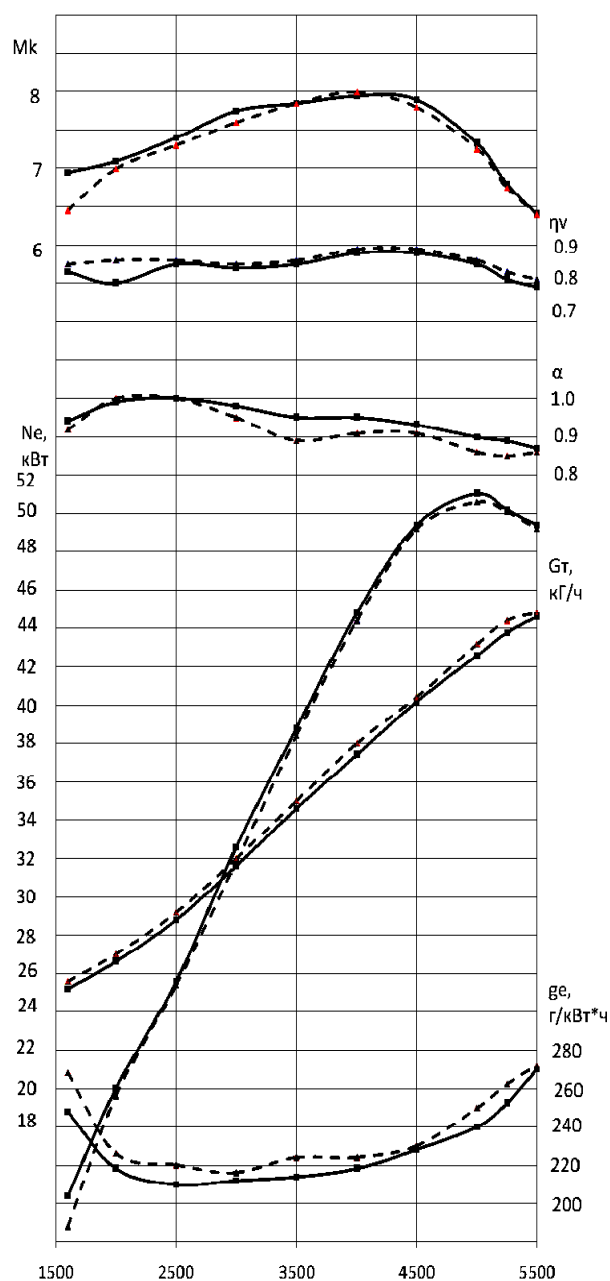


Рис. 7. Внешняя скоростная характеристика двигателя MeMz-245
 — поршни с корундовым слоем;
 - - - - - серийные поршни

Применение деталей камеры сгорания с керамическим поверхностным слоем позволяет не только влиять на рабочий процесс двигателя, но и увеличить ресурс этих деталей за счёт снижения температуры нагрева тела поршня [9] и уменьшения трения между движущимися деталями.

Литература

1. Bryzik W., R.Kamo. TAKOM / Cummins Adiabatic Engine Program. SAE Paper No.830314.
2. Kawamyra H. The Development Statys of Isuzu Ceramik Adiabatic Engine. Lecture Wiener Motoren-Suposium. – 1985. – 120 p.
3. Woschni G., Spindler W., Kolesa K. Heat insulation of combustion chamber walls-a measure to decrease the fuel consumption of I.C. engines? – SAE Techn. Pap. Ser. No.870339, 1987. – 11 p.
4. Woschni G. Experimental investigation of the heat transfer in internal combustion engines with insulated combustion chamber walls. Heat and mass transfer in gasoline and diesel engines. – England, 1987. – 13 p.
5. Никитин М.Д., Кулик А.Я., Захаров Н.И. Теплозащитные и износостойкие покрытия деталей дизелей. – Л.: Машиностроение, 1977. – 165 с.
6. Чигиринова Н.М., Чигиринов В.В., Чигиринов В.Е. Оксидные керамические покрытия – эффективная тепловая защита рабочих поверхностей деталей ЦПГ // Автомобильная промышленность. – 2004. – № 6. – С. 30-34.
7. Шпаковский В.В., Марченко А.П., Парсаданов И.В., Феоктистов С.А., Маслий С.М., Шпаковский И.В., Осейчук В.В. Повышение ресурса цилиндро-поршневой группы тепловозного дизеля образованием корундового слоя на поверхности поршней // Локомотив Информ. – 2007. – С. 28-30.
8. Шпаковский В.В., Пылёв В.А., Осейчук В.В. Применение поршней с корундовым слоем – способ повышения надёжности двигателей внутреннего сгорания // Автомобильный транспорт. – Х.: ХНАДУ, 2007. – Вып. 21. – С. 128-131.

Поступила в редакцию 30.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Г. Дьяченко, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков.

УДК 621.452.33-585:621.833

В.М. АНАНЬЕВ¹, А.С. НОВИКОВ², А.Г. ПАЙКИН²,
В.Л. ДОРОФЕЕВ³, А.Л. КАПЕЛЕВИЧ⁴

¹ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, Россия²ОАО «ММП им. В.В. Чернышева», Москва, Россия³ФГУП «ММПП «Салют», Москва, Россия⁴AKGears, LLC, USA

ПРИМЕНЕНИЕ ЗУБЧАТЫХ ПЕРЕДАЧ С НЕСИММЕТРИЧНЫМИ ЗУБЬЯМИ В РЕДУКТОРЕ ТВД

В статье приводятся сведения о разработке редуктора с несимметричными профилями зубьев для турбовинтового газотурбинного двигателя ТВ7-117С (Россия), используемого на самолете ИЛ-114. Применение несимметричных зубьев позволяет улучшить качественные показатели (угол зацепления, коэффициент перекрытия и др.) рабочей стороны зуба за счет нерабочей. При проектировании зубчатых передач с несимметричными зубьями использовался метод прямого проектирования, при котором сначала выбираются параметры зубчатых передач с необходимыми качественными показателями, а затем разрабатываются параметры производящего контура. Такой подход к проектированию обеспечивает повышение несущей способности зубчатых передач, снижение динамических нагрузок и виброактивности, увеличение КПД и ресурса редуктора.

самолет, турбовинтовой двигатель, редуктор, зубчатые колеса, параметры, изготовление

Введение

О преимуществах передач с несимметричными профилями зуба для однонаправленной передачи крутящего момента написано много статей. Большинство авторов, например [1, 2], исследовали передачи с несимметричными зубьями, образованными несимметричным производящим контуром с заданными параметрами – традиционный метод проектирования. Вулгаков Э.Б. создал теорию эвольвентных передач в обобщающих параметрах [3] и разработал геометрию зубчатых передач с несимметричными зубьями. В дальнейшем эти работы развил Капелевич А.Л. [4], расширив диапазон параметров зубчатого зацепления по углу зацепления и по коэффициенту перекрытия.

1. Параметры редуктора

Редуктор двигателя ТВД ТВ7-117С спроектирован ОАО "Климов" с учетом рекомендаций ФГУП "ЦИАМ им. П.И.Баранова" [5, 6] и изготавливается на ОАО «ММП им. В.И.Чернышева» Основные па-

раметры редуктора представлены в табл. 1. Кинематическая схема редуктора (рис. 1) аналогична редукторам ТВД АИ-20 и АИ-24.

Таблица 1
Основные параметры редуктора

Частота вращения на входе, об/мин	17500
Частота вращения на выходе, об/мин	1200
Общее передаточное отношение	14,6
Габаритные размеры, мм: диаметр длина	520 645
Масса редуктора, кг	105
Мощность на крейсерском режиме,	2500
Максим. передаваемая мощность, л.с.	4000

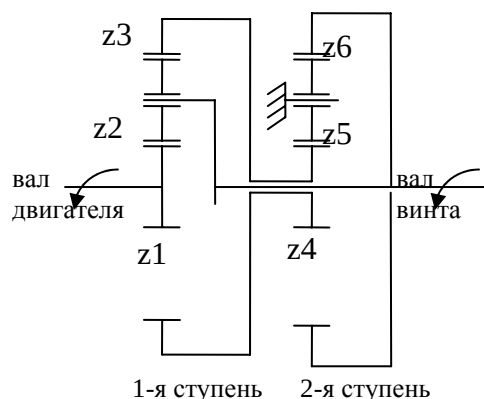


Рис. 1. Кинематическая схема редуктора

Первая ступень – планетарно-дифференциальная, имеет три сателлита. Вторая соосная ступень имеет пять промежуточных колес с остановленными осями.

2. Геометрия зубчатых зацеплений

Параметры несимметричных зубьев (рис. 2) были выбраны так, чтобы увеличить плотность передаваемой мощности, уменьшить динамические нагрузки и вибрации зубчатых колес [7].



Рис. 2. Солнечное колесо первой ступени

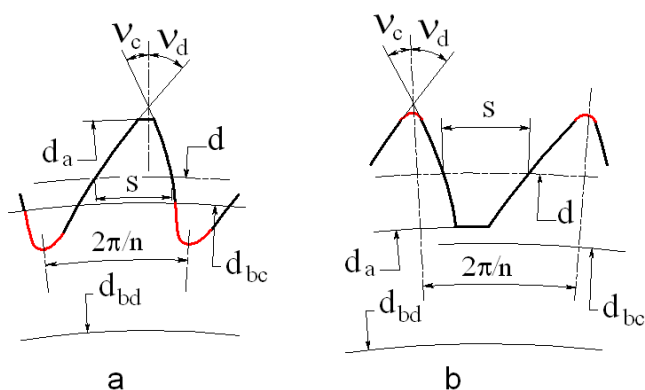


Рис. 3. Профиль несимметричного зуба:
а – внешний зуб; б – внутренний зуб;
 d_a , d_b , d – диаметры окружностей вершин зубьев, основной и делительной, соответственно;
 S – толщина зуба на делительной окружности;
 v – угол пересечения эвольвентных профилей;
“ d ” и “ c ” – индексы рабочей и нерабочей сторон несимметричного зуба

Прямое проектирование зубчатого колеса представляет несимметричный зуб посредством двух

эвольвент, образованных от двух различных основных окружностей и расположенных между переходной кривой и окружностью вершин зуба (рис. 3). Переходная кривая между зубьями проектируется независимо, обеспечивая минимальную концентрацию напряжения при изгибе и необходимый радиальный зазор в зацеплении.

Зубчатые колеса с несимметричными зубьями (рис. 4) имеют два зацепления с различными углами зацепления и коэффициентами перекрытия, которые названы как рабочее и нерабочее зацепления.

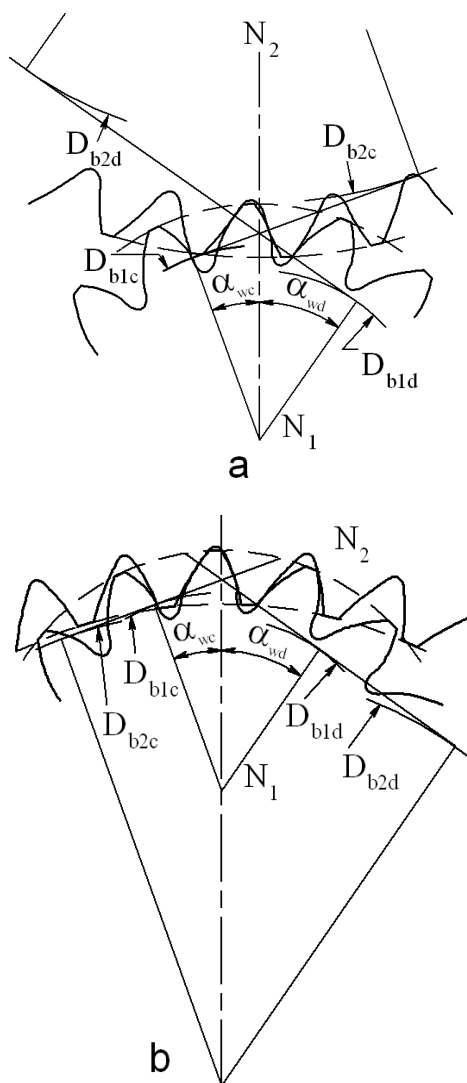


Рис. 4. Несимметричное зубчатое зацепление:
а – внешнее зацепление;
б – внутреннее зацепление;
 α_w – рабочий угол зацепления;
 $d_{b1,2}$ – основные окружности рабочих профилей;
индексы “1” и “2” обозначают шестерню и колесо, соответственно

Рабочий угол зацепления α_w и коэффициент перекрытия ϵ_α для передачи с несимметричными зубьями определяются по следующим формулам [4]:

– для внешнего зацепления:

$$\text{inv } \alpha_{wd} + \text{inv } \alpha_{wc} = [\text{inv } v_{1d} + \text{inv } v_{1c} + u \times (\text{inv } v_{2d} + \text{inv } v_{2c}) - 2 \times \pi / n_1] / (1 + u); \quad (1)$$

$$\epsilon_{\alpha d} = n_1 \times [\tan \alpha_{a1d} + u \times \tan \alpha_{a2d} - (1 + u) \times \tan \alpha_{wd}] / (2 \times \pi); \quad (2)$$

$$\epsilon_{\alpha c} = n_1 \times [\tan \alpha_{a1c} + u \times \tan \alpha_{a2c} - (1 + u) \times \tan \alpha_{wc}] / (2 \times \pi); \quad (3)$$

– для внутреннего зацепления:

$$\text{inv } \alpha_{wd} + \text{inv } \alpha_{wc} = [u \times (\text{inv } v_{2d} + \text{inv } v_{2c}) - \text{inv } v_{1d} - \text{inv } v_{1c}] / (u - 1); \quad (4)$$

$$\epsilon_{\alpha d} = n_1 \times [\tan \alpha_{a1d} - u \times \tan \alpha_{a2d} + (u - 1) \times \tan \alpha_{wd}] / (2 \times \pi); \quad (5)$$

$$\epsilon_{\alpha c} = n_1 \times [\tan \alpha_{a1c} - u \times \tan \alpha_{a2c} + (u - 1) \times \tan \alpha_{wc}] / (2 \times \pi), \quad (6)$$

где $u = z_2 / z_1$ – передаточное число.

Во многих зубчатых передачах одна сторона зуба нагружается значительно выше или более длительное время, чем противоположная сторона. Несимметричная форма зуба отражает это функциональное различие.

Конструктивная особенность несимметричных зубьев заключается в улучшении показателей напряженности более нагруженных (рабочих) профилей за счет менее нагруженных (нерабочих) профилей.

В планетарной передаче 2К-Н сателлит находится одновременно во внешнем и внутреннем зацеплении. Нагрузка на зуб и число циклов нагружения равны для обеих сторон сателлита. Однако, во внешнем зацеплении контактные напряжения значительно выше, чем во внутреннем. Для уменьшения контактных напряжений был выбран более высокий угол зацепления в контакте солнечного колеса и сателлита.

Рабочие стороны зубьев во внешнем зацеплении имеют повышенные радиусы кривизны, результатом чего является увеличение толщины гидродинамиче-

ской масляной пленки. Это приводит к увеличению площади пятна контакта и уменьшению контактных напряжений.

Основные геометрические параметры передачи приведены в табл. 2.

Таблица 2

Основные геометрические параметры передачи

Первая ступень			
Зубчатое колесо	Z ₁	Z ₂	Z ₃
Количество колес	1	3	1
Число зубьев	28	41	107
Межосевое расстояние, мм	103,5		
Рабочий модуль, мм	3,0		3,044
Угол зацепления, град.	рабочий	33	29,9
	нерабочий	25	36,66
Рабочий коэф. перекрытия	1,29		1,46
Вторая ступень			
Зубчатое колесо	Z ₄	Z ₅	Z ₆
Количество колес	1	5	1
Число зубьев	38	31	97
Межосевое расстояние, мм	116		
Рабочий модуль, мм	3,362		3,412
Угол зацепления, град.	рабочий	33	29,9
	нерабочий	25	36,66
Рабочий коэф. перекрытия	1,29		1,47

Прямое проектирование передачи с несимметричными профилями зуба также позволяет формировать нерабочую сторону и переходную кривую независимо от рабочих профилей, уменьшая напряжения в зубе, обеспечивая необходимый угол зацепления и коэффициент перекрытия на рабочих профилях.

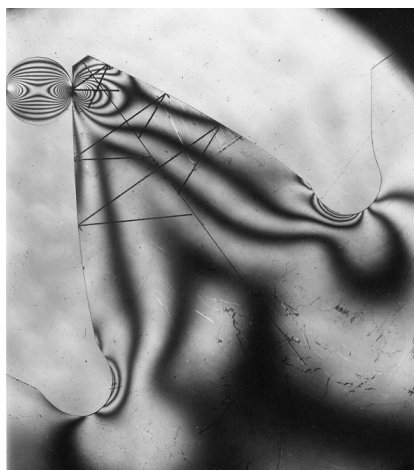
Число зубьев выбрано так, чтобы увеличить рабочий угол зацепления в зубчатой передаче сателлит-эпицикл по сравнению с нерабочим углом зацепления в зубчатой передаче сателлит-солнце:

$$\alpha_{wd\ 2-3} = \arccos [\cos (\alpha_{wc\ 1-2}) \times (z_3 - z_2) / (z_1 + z_2)], \quad (7)$$

где $\alpha_{wc\ 1-2}$ – нерабочий угол зацепления.

Геометрия несимметричных зубьев не позволяет использовать традиционное уравнение Льюиса для определения изгибающих напряжений.

Для определения напряжения при изгибе первоначально использовались фотоупругие модели (рис. 5, а), а позже – метод конечных элементов (рис. 5, б).



а



б

Рис. 5. Несимметричный зуб:
а – фотоупругая модель;
б – изолинии напряжений,
определенные МКЭ

3. Изготовление и сборка редуктора

Все зубчатые колеса изготовлены из кованных заготовок из стали 20ХНЗМВФА (ЭИ-415).

Для нарезания зубчатых колес с несимметричными зубьями требуются специальные зуборезные фрезы. Реечный профиль фрезы определен на основании обратного перехода от профиля зубчатого колеса. Это подобно нарезанию зубчатой рейки на зубодолбежном станке, когда долбяк имеет профиль спроектированного колеса с несимметричными зубьями. Для нарезания внутренних зубьев эпицикла используется специальный долбяк. Его профиль также определен на основании обратного перехода от профиля спроектированного эпицикла. Положе-

ние заготовок зубчатых колес во время механической обработки должно обеспечить определенное направление заострения несимметричных зубьев, иначе рабочая сторона одного зубчатого колеса будет введена в контакт с нерабочим профилем сопряженного зубчатого колеса, что сделает сборку невозможной.

После нарезания зуба, зубчатые колеса цементируют и закаливают, чтобы достигнуть твердости рабочих поверхностей зуба $> 59 \text{ HRC}$ с глубиной слоя $0,6 - 1,0 \text{ мм}$.

Твердость сердцевины зуба – $33 - 45 \text{ HRC}$.

Окончательная механическая обработка зубчатого колеса включает шлифование зуба и хонингование. Обе эти операции требуют специальной наладки.

Некоторые детали редуктора двигателя ТВ7-117С представлены на рис. 6 и 7.



Рис. 6. Солнечное колесо второй ступени.



Рис. 7. Эпицикл и водило первой ступени в сборе

Сборка редуктора включает подбор сателлитов и их начального положения, которое является функцией кинематической погрешности каждого зубчатого колеса.

Все сателлиты распределены на несколько групп по величине накопленной погрешности. В каждой группе находятся сателлиты с одинаковыми величинами накопленной погрешности. Затем, во время сборки положение и ориентация каждого сателлита зависит от накопленной погрешности его профиля, обеспечивая наиболее благоприятное зацепление рабочими поверхностями и распределение нагрузки между сателлитами.

Выводы

Применение несимметричных зубьев позволяет обеспечить значительное уменьшение отношения массы к величине крутящего момента на выходе из редуктора, значительно уменьшить шум и уровень вибрации, сократить продолжительность и стоимость доводки.

В табл. 3 представлены некоторые сравнительные характеристики редуктора двигателя ТВ7-117С с редукторами ТВД-прототипов АИ-20 и АИ-24.

Таблица 3

Сравнительные характеристики редукторов

Редуктор	АИ-20	АИ-24	ТВ7-117С
Передачное отношение	11,4	12,1	14,6
Максимальный крутящий момент на входе, Н·м	24080	13450	23840
Масса редуктора, кг	235	110	105
Отношение массы к крутящему моменту	0,0985	0,0818	0,0440
Температура масла в редукторе, °С	90	90	90

Новая конструкция и технологические достижения, которые нашли свою реализацию в редукторе газотурбинного двигателя ТВ7-117С, были рекомендованы для разработки редукторов перспективных авиационных двигателей.

Литература

1. Болотовский Я.А., Васильева О.Ф., Котельников В.П. Эвольвентные передачи с несимметричными зубьями // Вестник машиностроения. – 1984. – № 4. – С. 15-17.
2. DiFrancesco G., Marini S. Structural Analysis of Asymmetrical Teeth: Reduction of Size and Weight // Gear Technology. – 1997. – September/October. – P. 47-51.
3. Вулгаков Э.Б. Зубчатые передачи с улучшенными свойствами. – М., 1974. – 420 с.
4. Капелевич А.Л. Исследование и развитие геометрии модифицированных зубчатых передач: Тезисы кандидатской диссертации. – М.: МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1984.
5. А.С. № 1155806, F 16H 1/28. 1985. Вулгаков Э.Б., Капелевич А.Л., Ананьев В.М. и др. Зубчатая эвольвентная передача.
6. Патент №2272195, 2004г. Вулгаков Э.Б., Ананьев В.М., Сорогин В.П. Редуктор воздушного винта для турбовинтового газотурбинного двигателя.
7. Вулгаков Э.Б., Капелевич А.Л. Редуктор для турбовинтового турбореактивного двигателя ТВ7-117С // Вестник машиностроения. – 2000. – № 11. – С. 13-17.

Поступила в редакцию 30.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Ю.А. Ножницкий, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», Москва, Россия.

УДК 629.179.13

С.В. ЕПИФАНОВ, М.В. ШЕВЧЕНКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ФОРМИРОВАНИЯ МНОГОРЕЖИМНОЙ МОДЕЛИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В ПРОСТРАНСТВЕ СОСТОЯНИЙ НА БАЗЕ ИСХОДНОЙ НЕЛИНЕЙНОЙ МОДЕЛИ

Рассмотрена проблема формирования адекватной многорежимной квазилинейной динамической модели газотурбинного двигателя двухконтурного двухвального с форсажной камерой сгорания и камерой смешения. Для обеспечения ее непрерывности предложено перевести модель в пространстве состояний, полученную путем линеаризации нелинейной в ряде характерных точек переходного процесса, в модель в виде передаточных функций. Элементы такой модели, каждый из которых показывает совместное влияние элементов модели в пространстве состояний на процесс, аппроксимированы экспоненциальными функциями частоты вращения ротора высокого давления на бесфорсажных режимах и площади сопла - на форсажных. Затем выполнено обратное преобразование модели в пространство состояний. Зависимость параметров модели от полетных условий описана с помощью теории подобия. Таким образом, для исследования динамических свойств ГТД предложен и исследован алгоритм формирования упрощенной модели реального времени из нелинейных моделей.

газотурбинный двигатель, линейная динамическая модель, модель в пространстве состояний, модель в виде передаточных функций, аппроксимация параметров модели, теория газодинамического подобия

Введение

Для синтеза систем управления и осуществления диагностирования, используют различные математические модели ГТД, полностью определяющие зависимости между воздействующими на двигатель параметрами (параметры окружающей среды, расход топлива, геометрическое положение регулируемых элементов, и т.д.) и параметрами его проточной части, а так же его удельными параметрами. Как правило, для целей диагностирования и управления требуются математические модели различной детализации. Кроме того, на этапе синтеза алгоритмов диагностирования и законов управления требуются одни математические модели (нелинейные динамические, хотя и медленно решаемые), а в самих законах управления реализуются другие (упрощенные быстросчетные). Для описания различных режимов работы двигателя также используются модели различной детализации: в квазистатическом режиме используются линейные статические модели, а в переходных – нелинейные динамические.

1. Постановка проблемы

Объект исследования - газотурбинный двигатель двухконтурный двухвальный с форсажной камерой сгорания и камерой смешения (ТРДДФсм-2), для которого создается цифровая система автоматического управления типа FADEC (Full Authority Digital Electronic Control). Нелинейная модель этого двигателя составлена на основе характеристик его узлов (компрессоров, турбин, входного устройства, сопел и т.д.), построенных по результатам экспериментов. Характеристики заданы при помощи кусочно-линейных зависимостей, вследствие чего зависимости многих параметров двигателя от режима терпят изломы, а иногда скачки, что обусловлено погрешностью модели и не может иметь места в реальном процессе.

Эти ошибки проявляются и создают неудобства при линеаризации нелинейной модели, например, для решения задач синтеза систем управления. Кроме того, сам процесс линеаризации вносит дополнительные погрешности.

Существующие материалы теоретических и экспериментальных исследований дают возможность переводить нелинейные модели в линейные, с дальнейшим созданием моделей реального времени, используя аппроксимацию коэффициентов модели в пространстве состояний. Возникающие при этом ошибки в дальнейшем устраняют, корректируя коэффициенты усиления непосредственно на полунатурном стенде [2, 6, 8]. В известной литературе анализ математических и физических причин возникновения ошибок линеаризации и методов их устранения практически отсутствует.

В данной работе предложено модель в пространстве состояний (модели такого типа широко используются для синтеза законов управления) переводить в модель в виде передаточных функций, изменение коэффициентов усиления и постоянных времени которой наглядно отражают физику процессов, и только лишь затем аппроксимировать, с последующим переводом в модель пространства состояний.

Первоочередной задачей является усовершенствование применяемых линейных моделей путем сглаживания коэффициентов усиления и постоянных времени модели в передаточных функциях, полученной из линеаризованной модели в пространстве состояний для конкретных условий работы двигателя.

Вторая задача – проверка работоспособности алгоритма автоматического расчета матриц в пространстве состояний в произвольный момент времени для любых условий работы двигателя при помощи теории газодинамического подобия.

2. Исследование преобразования моделей

Запишем систему линейных уравнений динамики ТРДДФсм-2 в малых отклонениях (учитывая влияние изменения расхода топлива в основной камере сгорания, площади сопла и совместное влияние роторов высокого и низкого давления друг на друга):

$$\begin{cases} \Delta \frac{dn_1}{dt} + \rho_1 \cdot \Delta n_1 = \\ = K'_{G1} \cdot \Delta G + K'_{Fc1} \cdot \Delta F_c + K'_{n2} \cdot \Delta n_2; \\ \Delta \frac{dn_2}{dt} + \rho_2 \cdot \Delta n_2 = \\ = K'_{G2} \cdot \Delta G + K'_{Fc2} \cdot \Delta F_c + K'_{n1} \cdot \Delta n_1 \end{cases}$$

или

$$\begin{cases} T_1 \cdot \Delta \frac{dn_1}{dt} + \Delta n_1 = \\ = K_{G1} \cdot \Delta G + K_{Fc1} \cdot \Delta F_c + K_{n2} \cdot \Delta n_2; \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} T_2 \cdot \Delta \frac{dn_2}{dt} + \Delta n_2 = \\ = K_{G2} \cdot \Delta G + K_{Fc2} \cdot \Delta F_c + K_{n1} \cdot \Delta n_1, \end{cases} \quad (2)$$

где T – постоянная времени ротора, K_i – коэффициент усиления по соответствующему управляющему воздействию, ΔG – изменение расхода топлива в основной камере сгорания, ΔF – изменение площади сопла, Δn – изменение частоты вращения ротора (1 – низкого, 2 – высокого давления).

Дифференцируем (1):

$$\begin{aligned} T_1 \cdot \Delta \frac{d^2 n_1}{dt^2} + \Delta \frac{dn_1}{dt} = \\ = K_{G1} \cdot \Delta \frac{dG}{dt} + K_{Fc1} \cdot \Delta \frac{dF_c}{dt} + K_{n2} \cdot \Delta \frac{dn_2}{dt}; \end{aligned} \quad (3)$$

Из (2) выражаем отклонение производной $\Delta dn_2/dt$ и подставляем результат в (3):

$$\begin{aligned} T_1 \cdot \Delta \frac{d^2 n_1}{dt^2} + \Delta \frac{dn_1}{dt} = K_{G1} \cdot \Delta \frac{dG}{dt} + \\ + K_{Fc1} \cdot \Delta \frac{dF_c}{dt} + \frac{K_{n2} \cdot K_{G2}}{T_2} \cdot \Delta G + \\ + \frac{K_{n2} \cdot K_{Fc2}}{T_2} \cdot \Delta F_c + \frac{K_{n2} \cdot K_{n1}}{T_2} \cdot \Delta n_1 - \frac{K_{n2}}{T_2} \cdot \Delta n. \end{aligned} \quad (4)$$

Из (1) выражаем Δn_2 , подставляем в (4) и делим все на величину $(1 - K_{n2} \cdot K_{n1})$:

$$\begin{aligned} \frac{T_1 \cdot T_2}{(1 - K_{n2} \cdot K_{n1})} \cdot \Delta \frac{d^2 n_1}{dt^2} + \frac{(T_1 + T_2)}{(1 - K_{n2} \cdot K_{n1})} \cdot \Delta \frac{dn_1}{dt} + \Delta n_1 = \\ = \frac{T_2 \cdot K_{G1}}{(1 - K_{n2} \cdot K_{n1})} \cdot \Delta \frac{dG}{dt} + \frac{(K_{G1} + K_{n2} \cdot K_{G2})}{(1 - K_{n2} \cdot K_{n1})} \cdot \Delta G + \\ + \frac{T_2 \cdot K_{Fc1}}{(1 - K_{n2} \cdot K_{n1})} \cdot \Delta \frac{dF_c}{dt} + \frac{(K_{Fc1} + K_{n2} \cdot K_{Fc2})}{(1 - K_{n2} \cdot K_{n1})} \cdot \Delta F_c. \end{aligned}$$

По аналогии для второго ротора получим следующую систему:

$$\begin{cases} a_2 \cdot \Delta \frac{d^2 n_1}{dt^2} + a_1 \cdot \Delta \frac{dn_1}{dt} + a_0 \cdot \Delta n_1 = \\ = K_1^G \cdot \left[\tau_1^G \cdot \Delta \frac{dG}{dt} + \Delta G \right] + K_1^F \cdot \left[\tau_1^F \cdot \Delta \frac{dF_c}{dt} + \Delta F_c \right]; \\ a_2 \cdot \Delta \frac{d^2 n_2}{dt^2} + a_1 \cdot \Delta \frac{dn_2}{dt} + a_0 \cdot \Delta n_2 = \\ = K_2^G \cdot \left[\tau_2^G \cdot \Delta \frac{dG}{dt} + \Delta G \right] + K_2^F \cdot \left[\tau_2^F \cdot \Delta \frac{dF_c}{dt} + \Delta F_c \right]; \end{cases} \quad (5)$$

$$\text{где } a_2 = \frac{T_1 \cdot T_2}{(1 - K_{n2} \cdot K_{n1})}; \quad a_1 = \frac{(T_1 + T_2)}{(1 - K_{n2} \cdot K_{n1})}; \quad a_0 = 1;$$

$$K_1^G = \frac{(K_{G1} + K_{n2} \cdot K_{G2})}{(1 - K_{n2} \cdot K_{n1})}; \quad K_2^G = \frac{(K_{G2} + K_{n1} \cdot K_{G1})}{(1 - K_{n2} \cdot K_{n1})};$$

$$\tau_1^G = \frac{T_2 \cdot K_{G1}}{(K_{G1} + K_{n2} \cdot K_{G2})}; \quad \tau_2^G = \frac{T_1 \cdot K_{G2}}{(K_{G2} + K_{n1} \cdot K_{G1})};$$

$$K_1^F = \frac{(K_{Fc1} + K_{n2} \cdot K_{Fc2})}{(1 - K_{n2} \cdot K_{n1})}; \quad K_2^F = \frac{(K_{Fc2} + K_{n1} \cdot K_{Fc1})}{(1 - K_{n2} \cdot K_{n1})};$$

$$\tau_1^F = \frac{T_2 \cdot K_{Fc1}}{(K_{Fc1} + K_{n2} \cdot K_{Fc2})}; \quad \tau_2^F = \frac{T_1 \cdot K_{Fc2}}{(K_{Fc2} + K_{n1} \cdot K_{Fc1})}.$$

Запишем систему линейных уравнений динамики ТРДДФ-2 в виде модели пространства состояний:

$$\begin{cases} \dot{\Delta n}_1 = A_{11} \cdot \Delta n_1 + A_{12} \cdot \Delta n_2 + B_{11} \cdot \Delta G + B_{12} \cdot \Delta F_c; & (6) \\ \dot{\Delta n}_2 = A_{21} \cdot \Delta n_1 + A_{22} \cdot \Delta n_2 + B_{21} \cdot \Delta G + B_{22} \cdot \Delta F_c; & (7) \\ \Delta Z_j = C_{j1} \cdot \Delta n_1 + C_{j2} \cdot \Delta n_2 + D_{j1} \cdot \Delta G + D_{j2} \cdot \Delta F_c; & (8) \end{cases}$$

где $\dot{\Delta n} = dn / dt$, ΔZ_j – контролируемый параметр проточной части; A, B, C, D – коэффициенты.

Поставив в соответствие модель в пространстве состояний уравнениям динамики в малых отклонениях (описывают одни и те же процессы), находим:

$$\begin{cases} T_1 = -1 / A_{11}; & K_{G1} = -B_{11} / A_{11}; \\ K_{n2} = -A_{12} / A_{11}; & K_{Fc1} = -B_{12} / A_{11}; \\ T_2 = -1 / A_{22}; & K_{G2} = -B_{21} / A_{22}; \\ K_{n1} = -A_{21} / A_{22}; & K_{Fc2} = -B_{22} / A_{22}; \end{cases} \quad (9)$$

Подставляем выражения (9) в (5), получаем:

$$a_2 = \frac{1}{\det A}; \quad a_1 = -\frac{(A_{11} + A_{22})}{\det A}; \quad a_0 = 1;$$

где $\det A = A_{11} \cdot A_{22} - A_{21} \cdot A_{12}$;

$$K_1^G = \frac{B_{21} \cdot A_{12} - B_{11} \cdot A_{22}}{\det A}; \quad K_2^G = \frac{B_{11} \cdot A_{21} - B_{21} \cdot A_{11}}{\det A};$$

$$\tau_1^G = \frac{B_{11}}{A_{12} \cdot B_{21} - A_{22} \cdot B_{11}}; \quad \tau_2^G = \frac{B_{21}}{A_{21} \cdot B_{11} - A_{11} \cdot B_{21}};$$

$$K_1^F = \frac{B_{22} \cdot A_{12} - B_{12} \cdot A_{22}}{\det A}; \quad K_2^F = \frac{B_{12} \cdot A_{21} - B_{22} \cdot A_{11}}{\det A};$$

$$\tau_1^F = \frac{B_{12}}{A_{12} \cdot B_{22} - A_{22} \cdot B_{12}}; \quad \tau_2^F = \frac{B_{22}}{A_{21} \cdot B_{12} - A_{11} \cdot B_{22}};$$

Следует учитывать, что независимая аппроксимация элементов матриц пространства состояния A, B, C, D не будет верной, так как они оказывают совместное влияние на величины коэффициентов K_i^j и τ_i^j . Так как структура двигателя на рассматриваемых режимах не изменяется, характер их изменения должен быть монотонным.

В результате выполненных вариантных расчетов был определен оптимальный алгоритм аппроксимации, позволяющий получить максимально близкие к исходной модели значения элементов матриц в пространстве состояний. Он базируется на представлении всех аппроксимируемых параметров функциями вида $f(x) = a \cdot e^x$. Выбор именно такого вида функций не случаен, так как при любых математических действиях с ними (сложение, вычитание, умножение, деление или определение производной) их вид не изменяется (меняются только степень экспоненты и коэффициент при ней).

Итак, имеем восемь элементов матриц линеаризованной модели (далее «исходная модель»), восемь уравнений для нахождения коэффициентов системы линейных уравнений.

Сначала логарифмируем значения $T_1 = -1 / A_{11}$, найденные из исходной модели по натуральному основанию. Полученные значения аппроксимируем программой-аппроксиматором (рис. 1). Всего значений четырнадцать, они соответствуют четырнадцати режимам работы двигателя при стандартных атмосферных условиях, скорости и высоте полета 0.

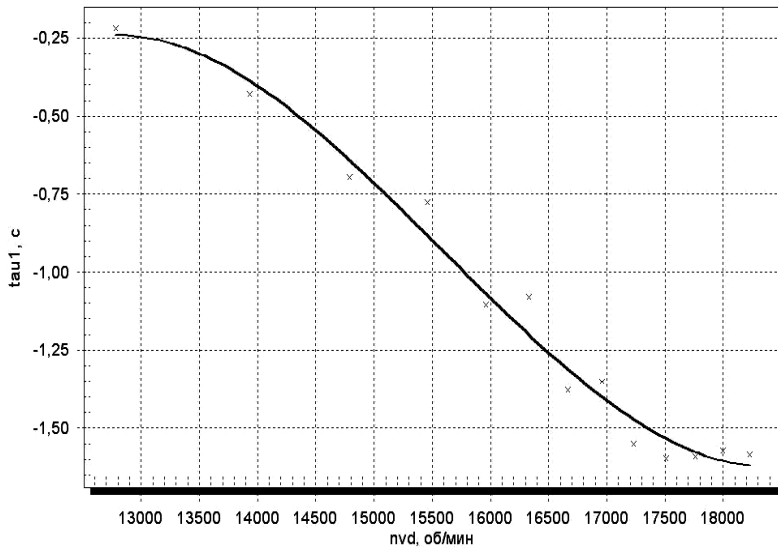


Рис. 1. Аппроксимация натурального логарифма постоянной времени ротора НД

Аппроксимированные значения потенцируем по натуральному основанию и находим коэффициенты $A_{11} = -1/T_1$, которые войдут в окончательную линейную модель. С помощью найденных значений A_{11} и известных из исходной модели A_{22} , A_{12} , A_{21} находим значения определителя матрицы A – $\det A$ по описанному выше алгоритму аппроксимации. Далее, используя полученные значения A_{11} и $\det A$, а так же значения A_{22} , A_{12} , A_{21} , B_{11} , B_{21} исходной модели, рассчитываем K_1^G , K_2^G , τ_1^G , τ_2^G .

Итак, получили шесть аппроксимированных параметров, которые определяются четырьмя элементами матрицы A (A_{11} , A_{22} , A_{12} , A_{21}), и двумя – матрицы B (B_{11} , B_{21})

По найденным значениям из выражений для коэффициентов a_2 , K_i^j и τ_i^j определяем:

$$B_{11} = \tau_1^G \cdot K_1^G \cdot \det A; \quad B_{21} = \tau_2^G \cdot K_2^G \cdot \det A;$$

$$A_{21} = \frac{(K_2^G \cdot \det A + B_{21} \cdot A_{11})}{B_{11}};$$

$$A_{22} = \frac{(B_{21} + A_{21} \cdot K_1^G) \cdot \det A}{(A_{11} \cdot B_{21} - A_{21} \cdot B_{11})};$$

$$A_{21} = \frac{(K_1^G \cdot \det A + B_{11} \cdot A_{22})}{B_{21}}.$$

Далее, по найденным значениям и значениям B_{22} , B_{12} исходной модели находим коэффициенты K_1^F , K_2^F .

По полученным значениям из выражений для коэффициентов K_1^F , K_2^F находим:

$$B_{12} = -(K_2^F \cdot A_{12} + K_1^F \cdot A_{11});$$

$$B_{22} = \frac{(K_1^F \cdot \det A + A_{22} \cdot B_{12})}{A_{12}}.$$

Таким образом получены элементы матриц A и B . Результаты изменения элементов этих матриц от режима работы приведены на рис. 2, 3.

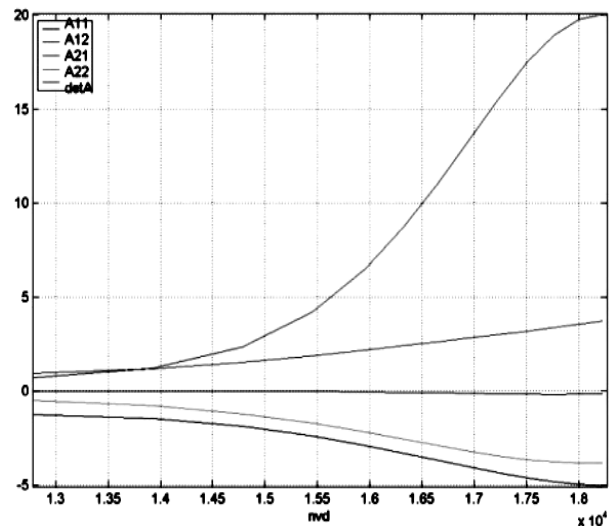


Рис. 2. Распределение элементов матрицы A

Как видно из этих рисунков, распределения монотонные. Все найденные значения лежат в пределах допустимых отклонений от нелинейной модели.

Проведя необходимые математические преобразования, подобные вышеуказанным, с уравнением (8) в системе с уравнениями (6) и (7), получим выражение следующего вида, однозначно определяющее зависимость контролируемых параметров от управляющих факторов:

$$\begin{aligned}
& a_2 \cdot \Delta \frac{d^2 Z}{dt^2} + a_1 \cdot \Delta \frac{dZ}{dt} + a_0 \cdot \Delta Z = \\
& = K_Z^G \cdot \left[q_Z^G \cdot \Delta \frac{d^2 G}{dt^2} + W_Z^G \cdot \Delta \frac{dG}{dt} + \Delta G \right] + \\
& + K_Z^F \cdot \left[q_Z^F \cdot \Delta \frac{d^2 F}{dt^2} + W_Z^F \cdot \Delta \frac{dF_c}{dt} + \Delta F_c \right].
\end{aligned}$$

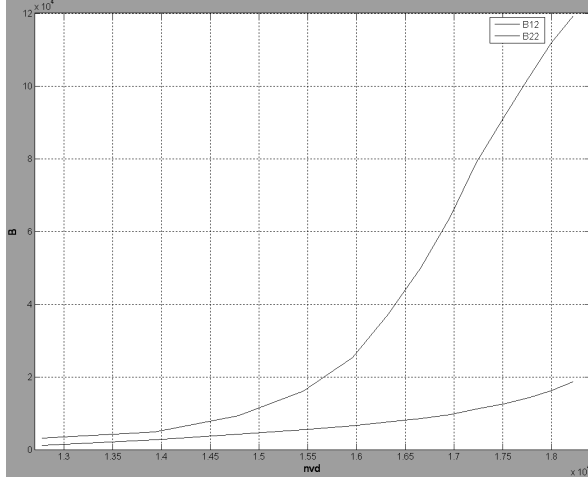


Рис. 3. Распределение элементов матрицы B

Коэффициенты K_Z^j , q_Z^j и W_Z^j представляют собой степень воздействия на контролируемые параметры управляющих и определяются они не только элементами матриц A и B, но и матриц C и D. Изначально находим значения этих коэффициентов для всех контролируемых параметров с помощью полученных матриц A и B, а также матриц C и D исходной модели. Алгоритм их аппроксимации аналогичен указанному выше.

Таким образом, получены матрицы модели в пространстве состояний для стандартных атмосферных условиях, скорости и высоты полета 0. Как видно, процесс получения качественной линейной модели требует значительных затрат времени. Хотя все математические расчеты выполняются при запуске соответствующих программ, автоматизировать его от начала до конца практически невозможно, так как требуется визуальный контроль разработчика за результатами аппроксимации. Но общая трудоемкость проведения подобных расчетов для каждого диапазона режимов недопустимо велика.

Для решения такого рода проблемы воспользуемся теорией газодинамического подобия. Запишем систему уравнений (6), (7), (8) в действительной и приведенной к рассчитанным параметрам форме:

$$\begin{cases}
-\frac{1}{A_{11}} \cdot \Delta \dot{n}_1 + \Delta n_1 = \\
= -\frac{A_{12}}{A_{11}} \cdot \Delta n_2 - \frac{B_{11}}{A_{11}} \cdot \Delta G - \frac{B_{12}}{A_{11}} \cdot \Delta F_c; \\
-\frac{1}{A_{22}} \cdot \Delta \dot{n}_2 + \Delta n_2 = \\
= -\frac{A_{21}}{A_{22}} \cdot \Delta n_1 - \frac{B_{21}}{A_{22}} \cdot \Delta G - \frac{B_{22}}{A_{22}} \cdot \Delta F_c; \\
\Delta Z_j = C_{j1} \cdot \Delta n_1 + C_{j2} \cdot \Delta n_2 + \\
+ D_{j1} \cdot \Delta G + D_{j2} \cdot \Delta F_c;
\end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases}
-\frac{1}{A_{11}^0} \cdot \Delta \dot{n}_{1np} + \Delta n_{1np} = \\
= -\frac{A_{12}^0}{A_{11}^0} \cdot \Delta n_{2np} - \frac{B_{11}^0}{A_{11}^0} \cdot \Delta G_{np} - \frac{B_{12}^0}{A_{11}^0} \cdot \Delta F_{cnp}; \\
-\frac{1}{A_{22}^0} \cdot \Delta \dot{n}_{2np} + \Delta n_{2np} = \\
= -\frac{A_{21}^0}{A_{22}^0} \cdot \Delta n_{1np} - \frac{B_{21}^0}{A_{22}^0} \cdot \Delta G_{np} - \frac{B_{22}^0}{A_{22}^0} \cdot \Delta F_{cnp}; \\
\Delta Z_{jnp} = C_{j1}^0 \cdot \Delta n_{1np} + C_{j2}^0 \cdot \Delta n_{2np} + \\
+ D_{j1}^0 \cdot \Delta G_{np} + D_{j2}^0 \cdot \Delta F_{cnp}.
\end{cases} \quad (11)$$

Запишем известные в теории подобия зависимости между действительными и приведенными параметрами:

$$\begin{cases}
\dot{n}^0 = \frac{\dot{n}}{\delta_{bx}^*}; n^0 = \frac{n}{\sqrt{\theta_{bx}^*}}; G^0 = \frac{\eta_{\Gamma} \cdot G}{\delta_{bx}^* \cdot \sqrt{\theta_{bx}^*}}; \\
T^{*0} = \frac{T^*}{\theta_{bx}^*}; P^{*0} = \frac{P^*}{\delta_{bx}^*}; F_c^0 = F_c.
\end{cases} \quad (12)$$

Здесь параметры с нулем в верхнем индексе – рассчитанные параметра для стандартных атмосферных условий, а без – искомые. Совместно решая системы (10), (11), (12) получаем зависимости расчетных элементов матриц в пространстве состояний от уже рассчитанных. Например:

$$A_{11} = \frac{A_{11}^0 \cdot \delta_{bx}^*}{\sqrt{\theta_{bx}^*}}; A_{12} = A_{12}^0 \cdot \delta_{bx}^*;$$

$$B_{12} = B_{12}^0 \cdot \delta_{bx}^* \cdot \sqrt{\theta_{bx}^*}; \quad C_{12} = C_{12}^0 \cdot \sqrt{\theta_{bx}^*};$$

$$D_{13} = \frac{D_{13}^0 \cdot \eta_{\Gamma}}{\sqrt{\theta_{bx}^*}} \text{ и т.д.}$$

Таким образом, имея текстовый файл с параметрами окружающей среды во всем диапазоне работы двигателя, по составленной компьютерной программе определяются все необходимые для синтеза САУ матрицы пространства состояний.

Выводы

Предложенный метод исследования динамических свойств ГТД путем перевода существующей линеаризованной модели в пространстве состояний в модель в виде передаточных функций оказался достаточно эффективным. Среднее значение погрешности (за эталон принимаем нелинейную модель) составляет 0,1% и только лишь для температуры в моменты ее забросов погрешность достигает значения 5%. Пример для произвольного переходного процесса представлен на рис. 4. Эта точность выше, чем при аппроксимации элементов матриц пространства состояний непосредственно.

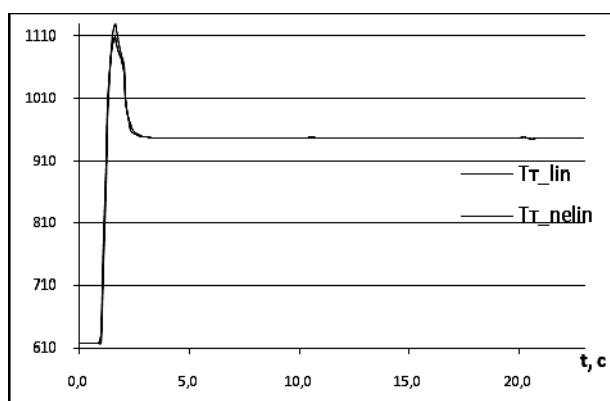


Рис. 4. Сравнение изменений величины температуры за турбиной, рассчитанные по ЛДМ и НДМ

Значит, применение предложенного подхода при незначительном увеличении затрат времени на него по сравнению с существующими, дает значительную экономию времени при доводке систем управления, в частности, на полунатурных стендах.

Литература

1. Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Селиванов О.Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета. — М.: Машиностроение, 1994. — 304 с.
2. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, И.Н. Богаенко, Г.Г. Грабовский. — К.: Техніка, 1998. — 312 с.
3. Иноземцев Н.В. Авиационные газотурбинные двигатели. Теория и рабочий процесс. — М.: Оборонгиз, 1955. — 352 с.
4. Кулагин И.И. Основы теории авиационных газотурбинных двигателей. — М.: Воениздат, 1967. — 327 с.
5. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.2 — М.: Машиностроение, 1978. — 610 с.
6. Сосунов В.А., Литвинов Ю.А. Неуставившиеся режимы работы авиационных газотурбинных двигателей. — М.: Машиностроение, 1975. — 216 с.
7. Черкез А.Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. — М.: Машиностроение, 1975. — 380 с.

Поступила в редакцию 23.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Б.И. Кузнецов, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков.

УДК 621.452.33: 519.876.5

С.В. ЕПИФАНОВ, Р.Л. ЗЕЛЕНСКИЙ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ В СОСТАВЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

Рассмотрены два метода формирования упрощенной математической модели турбовального двигателя в составе силовой установки летательного аппарата: автономный газогенератор с системой СТ-Р-В и автономный двигатель с системой Р-В. Данные модели могут быть использованы на полунатурном стенде при испытании систем автоматического управления. Приведены алгоритмы решений каждого метода. Получены переходные процессы по двум методам и сравнены с результатами моделирования по нелинейной математической модели. В качестве возмущающих факторов были выбраны следующие параметры: по газогенератору - расход топлива, а по винту - угол установки лопастей.

турбовинтовой двигатель, газогенератор, динамическая модель, автономный двигатель, система редуктор-винт

1. Постановка задачи

Проектирование и испытания современных электронных систем управления (САУ) летательных аппаратов и их двигательных установок - сложный и трудоемкий процесс. Его эффективность существенно повышается при широком использовании математического моделирования двигательных установок [1].

На стадии проектирования моделирование позволяет выбрать структуру и параметры и оценить качество САУ.

На ранней стадии испытаний САУ оказывается возможным заменить некоторые испытания полунатурным моделированием, при котором испытываемые элементы САУ представлены натурными образцами, а объект управления и другие элементы САУ - математическими моделями.

Применение полунатурного моделирования особенно эффективно для таких объектов, которые имеют высокую стоимость и натурные испытания которых требуют специального оборудования и расходных материалов. Одним из таких объектов является двигательная установка.

Одним из важнейших требований к математическим моделям, используемым при полунатур-

ных испытаниях, является их функционирование в реальном масштабе времени, что обеспечивает сопряжение моделей с натурными элементами САУ. Для такого сложного объекта, как авиационный газотурбинный двигатель, это требование противоречит требованиям высокой точности и накладывает существенные ограничения на структуру модели.

Так, например, имеющиеся универсальные средства типа ПЭВМ в настоящее время не обеспечивают реализацию в реальном времени динамических моделей ГТД, основанных на решении уравнений динамики роторов совместно с термогазодинамическими уравнениями рабочего процесса.

Поэтому в рассматриваемом случае математическая модель получается путем упрощения исходной нелинейной поэлементной модели рабочего процесса и является результатом компромисса между обеспечиваемым на заданной вычислительной базе быстродействием и достижимой при выбранной структуре модели точностью расчета параметров объекта.

Объект моделирования - турбовинтовая двигательная установка, в состав которой входят двигатель с одновальным газогенератором (ГГ) и свободной турбиной (СТ), редуктор и воздушный винт (рис. 1).

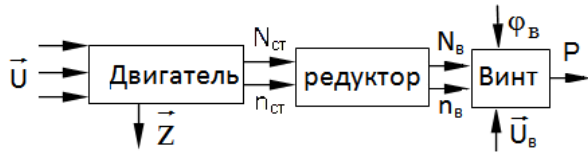


Рис. 1. Структурная схема ТВД:

G_T – расход топлива (управляющее воздействие на двигатель); Φ_v – угловое положение лопастей винта (управляющее воздействие на винт); $\vec{Z}$ – параметры рабочего процесса; $N_{ст}, n_{ст}$ – мощность и частота вращения свободной турбины; N_v, n_v – мощность и частота вращения винта

2. Виды динамических моделей

В зависимости от того, какие динамические свойства реальной двигательной установки учитываются при моделировании, можно выделить следующие виды моделей:

- модель с автономным газогенератором;
- модель с автономным двигателем.

2.1. Модель с автономным газогенератором

Данная модель основана на следующих предположениях:

- работа свободной турбины и выходного устройства не оказывает влияния на параметры газогенератора;
- связи мощности свободной турбины с частотой вращения и параметрами газогенератора на установившихся и переходных режимах одинаковы.

Эти предположения дают возможность считать, что модель двигательной установки состоит из двух независимых моделей (рис. 2) – модели газогенератора и модели системы СТ – редуктор – винт.

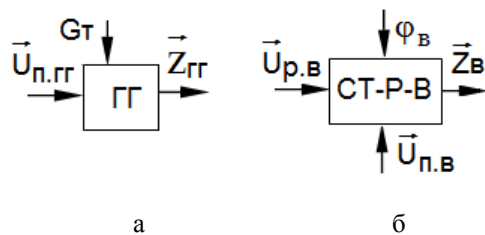


Рис. 2. Структура динамической модели ТВД с автономным газогенератором:
а – газогенератор; б – система СТ – редуктор-винт

2.1.1. Динамическая модель газогенератора.

Входные параметры: G_m – параметр режима, и параметры внешних воздействий

$$\vec{U}_{n.zz} = [H \ \Delta T_{cay} \ M \ \Delta G_{omb} \ N_{omb.zz}]^m,$$

где H и M – высота и скорость полета; ΔT_{cay} – отклонение температуры от значения, соответствующего стандартным атмосферным условиям; ΔG_{omb} и $N_{omb.zz}$ – отборы воздуха и мощности.

Выходные параметры:

$$\vec{Z}_{zz} = [n_{zz}^* \ P_k^* \ T_c^*]^m,$$

где n_{zz} – частота вращения ротора газогенератора; P_k^* – давление за компрессором; T_c^* – температура перед турбиной.

Динамическая модель ГГ формируется традиционным путем [2, 3] с использованием линеаризации термогазодинамической модели. Выходные параметры представляются как сумма статической $\vec{Z}_{cm}$ и динамической $\Delta \vec{Z}$ составляющих:

$$\vec{Z} = \vec{Z}_{cm} + \Delta \vec{Z}. \quad (1)$$

Значения $Z_{cm.i}$ как функции режима и полетных условий представляются нелинейной термогазодинамической моделью в приведенных параметрах:

$$Z_{cm.i.np} = f(G_{m.np}). \quad (2)$$

Динамические отклонения задаются моделью следующего вида:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\vec{X}} &= A \Delta \vec{X} + B \Delta \vec{U}; \\ \Delta \vec{Y} &= C \Delta \vec{X} + D \Delta \vec{U}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $\Delta \vec{X} = \Delta n_{zz}$, $\Delta \vec{U} = [\Delta G_m \ \Delta G_{omb} \ \Delta N_{omb.zz}]^m$,

$\Delta \vec{Y} = [\Delta T_{cm}^* \ \Delta P_k^* \ \Delta T_c^* \ \Delta P_c]$, T_{cm}^* – температура за свободной турбиной; P_c – тяга сопла.

Нелинейные свойства динамической модели учитываются путем динамической задания зависимости коэффициентов матриц A , B , C , D от режима и полетных условий. При этом в качестве параметра режима используется n_{zz} .

2.1.2. Динамическая модель системы СТ-Р-В.

Входные параметры (рис.2, б): $\vec{U}_{p.в} = [G_{m.np} \ \phi_{\theta}]$ и

$$\vec{U}_{n.в} = [H \ \Delta T_{cay} \ M \ \Delta N_{омб.см}]^m.$$

Выходные параметры: $\vec{Z}_{\theta} = [n_{cm} \ N_{cm} \ N_{\theta} \ P_{\theta}]^m$.

Динамическая модель системы СТ-Р-В основана на решении уравнения динамики ротора СТ:

$$J_{cm} \frac{d\omega_{cm}}{dt} = \frac{N_{cm} \eta_{mp} - N_{\theta} - \Delta N_{омб.см}}{\omega_{cm}}, \quad (4)$$

где ω_{cm} - круговая частота вращения ротора СТ,

N_{cm} и N_{θ} - мощность СТ и винта;

η_{mp} - КПД трансмиссии;

J_{cm} - момент инерции вращающихся масс, приведенный к частоте вращения СТ.

Мощность СТ определяется по внешней характеристике двигателя вида

$$N_{cm.np} = f(G_{m.np}, \phi_{\theta}, n_{cm.np}). \quad (5)$$

Мощность винта определяется по формуле

$$N_{\theta} = C_N \rho \ n_{\theta}^3 \ D^5, \quad (6)$$

где $C_N = f(\phi_{\theta}, \lambda)$ - коэффициент мощности;

$\lambda = \frac{V_n}{n_{\theta} D}$ - поступь винта,

$n_{\theta} = \frac{n_{cm}}{i_p}$ - частота вращения винта;

D - диаметр винта,

i_p - передаточное отношение редуктора,

ρ - плотность воздуха.

Таким образом, два выходных параметра системы СТ-Р-В (n_{cm} и N_{θ}) определяются в результате решения уравнения (4) с использованием характеристики винта $C_N = f(\phi_{\theta}, \lambda)$.

Третий выходной параметр (тяга P_{θ}) может быть рассчитан с помощью соответствующей характеристики винта $C_R = f(\phi_{\theta}, \lambda)$:

$$P_{\theta} = C_R \rho \ n_{\theta}^2 \ D^4. \quad (7)$$

2.2. Модель с автономным двигателем

Данная модель (рис. 3) не использует предположений об автономной работе газогенератора и об инвариантности внешней характеристики двигателя.

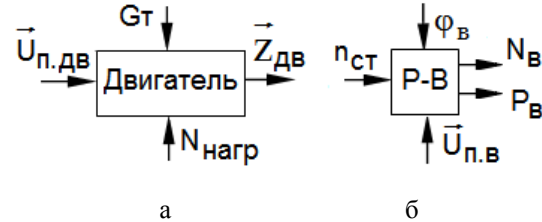


Рис. 3. Структура динамической модели ТВД с автономным двигателем:
а - двигатель; б - система редуктор-винт

Однако, как это видно из анализа рис. 3, двигатель и винт являются автономными лишь с точки зрения описания их свойств, но для моделирования необходимо решать уравнения их работы совместно, так как входной параметр модели двигателя (мощность нагрузки $N_{нагр}$) является выходным параметром винта, а входной параметр системы Р-В (n_{cm}) является выходным параметром модели двигателя.

2.2.1. Динамическая модель двигателя. Входные параметры: G_m и

$$\vec{U}_{n.дв} = [H \ \Delta T_{cay} \ M \ \Delta G_{омб} \ \Delta N_{омб.гг} \ \Delta N_{нагр}]^m,$$

где $N_{нагр}$ - мощность внешней нагрузки на выводном валу СТ:

$$\Delta N_{нагр} = N_{нагр} - \frac{N_{\theta}}{\eta_{mp}} - \Delta N_{смб.см}. \quad (8)$$

Выходные параметры:

$$\vec{Z}_{дв} = [n_{гг} \ n_{cm} \ R_k^* \ T_c^* \ R_c \ N_{cm}]^m.$$

Динамическая модель двигателя формируется из исходной термогазодинамической модели путем ее линеаризации и представляется в форме (1).

Статические составляющие $Z_{cm.i}$ как функции режима и полетных условий представляются нелинейной термогазодинамической моделью или как характеристики в приведенных параметрах

$$Z_{cm.i.np} = f(G_{m.np}, n_{cm.np}), \quad (9)$$

где второй аргумент используется лишь для тех параметров, на которые его влияние существенно.

Динамические отклонения задаются моделью (3),

$$\text{где } \Delta \vec{X} = [\Delta n_{z2} \Delta n_{cm}]^m;$$

$$\Delta \vec{U} = [\Delta G_m \Delta N_{назр} \Delta G_{омб} \Delta N_{омб.з2}]^m;$$

$$\Delta \vec{Y} = [\Delta T_{cm}^* \Delta P_{\kappa}^* \Delta T_{\epsilon}^* \Delta P_{\epsilon} \Delta N_{cm}]^*.$$

Коэффициенты матриц A, B, C, D задаются как функции n_{z2} , n_{cm} и внешних условий.

2.2.2. Модель системы редуктор-винт. Данная система – статическая, так как все динамические свойства регулятора и винта отнесены к СТ и учтены в модели двигателя.

Входные параметры: параметры режима n_{cm} и ϕ_{ϵ} ; параметры внешних воздействий:

$$\vec{U}_{n.\epsilon} = [H \Delta T_{cay} M]^m.$$

$$\text{Выходные параметры: } \vec{Z}_{\epsilon} = [N_{\epsilon} R_{\epsilon}]^n.$$

Мощность и тяга винта определяется по характеристикам винта и входным параметрам с использованием выражений (6) и (7).

3. Анализ результатов

Для сравнительного анализа исследуемых моделей были получены переходные процессы с возмущениями по положению лопастей винта (рис. 4) и по расходу топлива (рис. 5).

Основными преимуществами модели с автономным газогенератором являются:

1) простота - уравнения динамики газогенератора и свободной турбины решаются независимо;

2) возможность разделения ответственности за поставку исходных данных: разработчик двигателя предоставляет динамическую модель газогенератора и внешнюю характеристику двигателя, за качество динамической модели системы СТ-Р-В несет ответ-

ственность поставщик характеристик винта и разработчик САУ.

Основным недостатком данного варианта модели является то, что предложение об автономной работе ГГ и СТ может быть обоснованно применено только к турбовальным двигателям на режимах, близких к расчетному. Это связано с тем, что при проектировании этих двигателей стремятся всю свободную работу расширения газа преобразовать в механическую работу на выводном валу.

В случае турбовинтового двигателя, как известно из теории двигателей, такой вариант не является наилучшим – существует оптимальное распределение энергии газов между винтом и реактивным соплом.

Таким образом, энергия газового потока, выходящего из газогенератора, распределяется между СТ и соплом. Это распределение зависит от условий работы газогенератора, от частоты вращения СТ и от условий работы сопла. Поэтому на переходных и установившихся режимах распределения энергии могут отличаться, вследствие чего внешняя характеристика СТ не может быть использована для моделирования переходных режимов.

Однако для параметров, используемых в САУ двигателя (n_{z2} , n_{cm} , N_{cm}), точность данной модели при анализе управляющего воздействия на газогенератор (в рассматриваемом случае - расхода топлива) может оказаться удовлетворительной, однако при возмущении в системе СТ-Р-В качество модели ухудшается.

Преимуществом модели с автономным двигателем является более высокая точность моделирования. Недостатками являются:

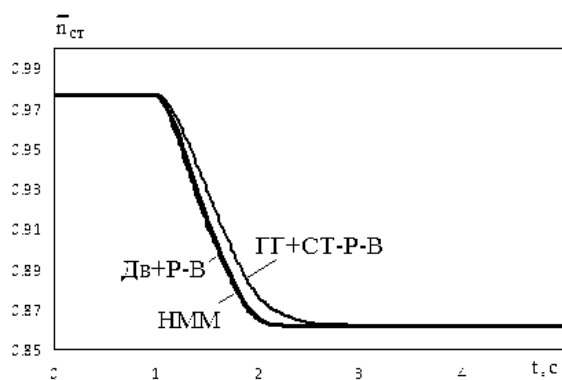
- более высокий (второй) порядок системы дифференциальных уравнений;
- необходимость совместного расчета двигателя и винта при моделировании.

Модель двигателя при этом остается автономной, что упрощает поставку ее параметров разра-

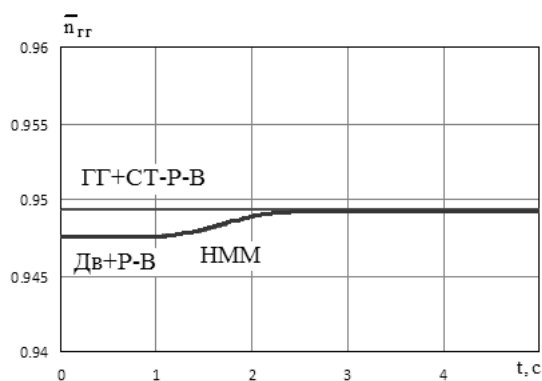
ботчиком двигателя. Качество модели при этом гораздо выше, чем в варианте модели с автономным газогенератором (переходный процесс близок к переходному процессу, который получен в результате моделирования по нелинейной математической модели).

Вывод

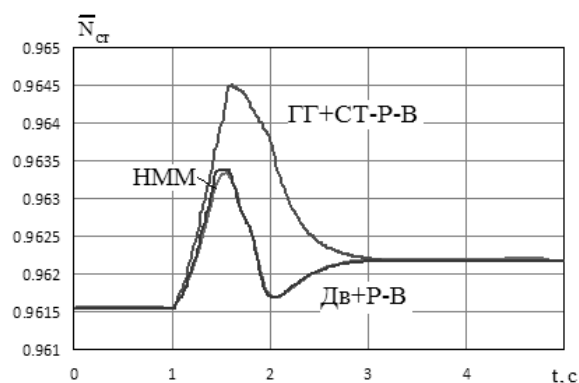
Для более качественного моделирования силовой установки, а следовательно и САУ лучше применять модель автономного двигателя с независимой моделью редуктор-винт.



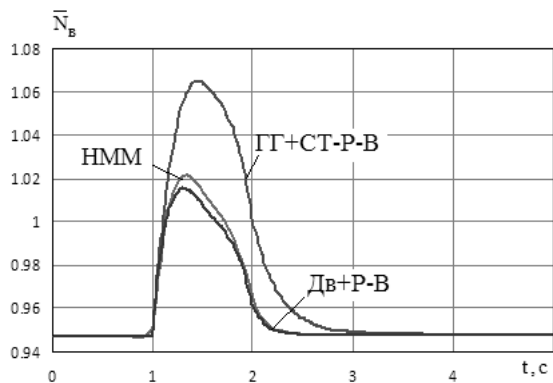
а



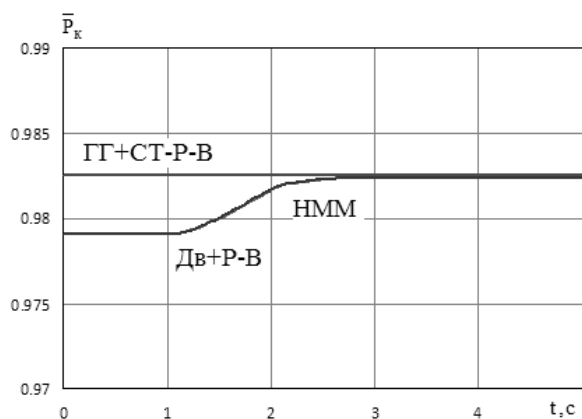
б



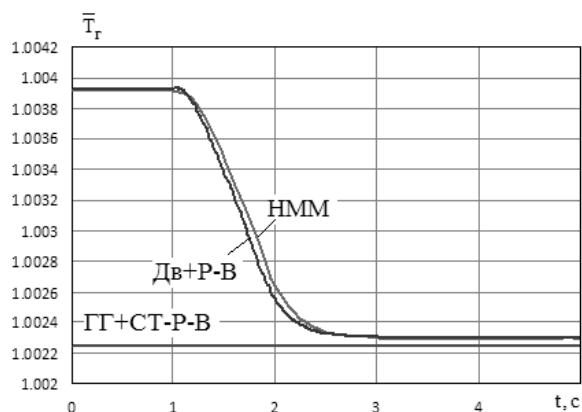
в



г



д



е

Рис. 4. Переходные процессы при возмущении по положению лопасти винта $\Delta\phi_{\theta} = 10^\circ$, $G_T = \text{const}$

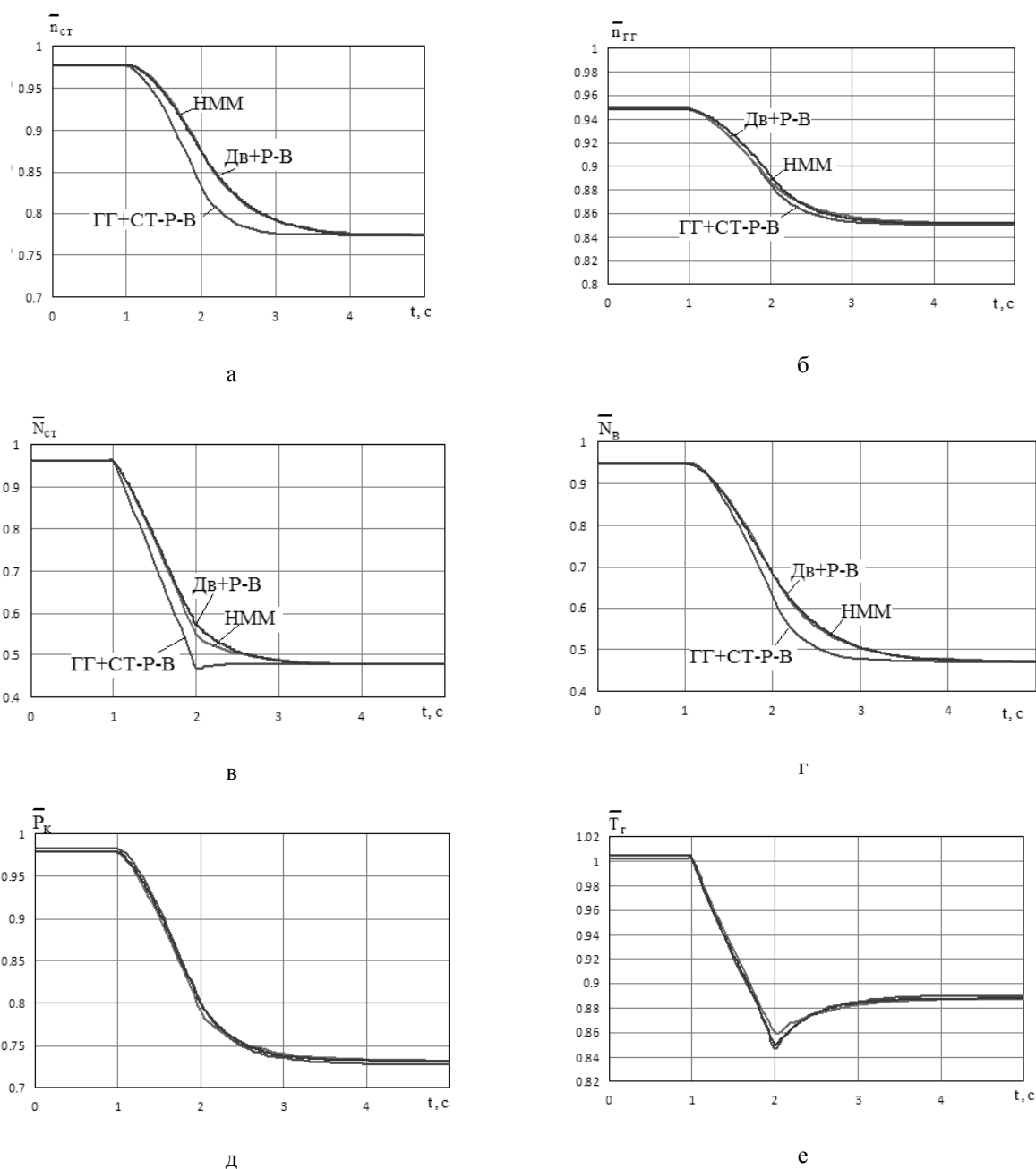


Рис. 5. Переходные процессы при возмущении по расходу топлива $\Delta G_m = -50 \text{ кг/час}$, $\Delta \phi_\theta = \text{const}$

Литература

1. Добрянский Г.В., Мартянова Т.С. Динамика авиационных ГТД. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.
2. Черкасов Б.А., Куликов Г.Г., Свитский О.Л. Об одном методе определения параметров линейной динамической модели ГТД // Труды ЦИАМ. – 1984. – № 1071. – С. 80-90.

3. Куликов Г.Г., Горюнов И.М., Романов М.А. Метод определения динамических параметров ГТД в САПР-Д // Испытания авиационных двигателей: Межвузовский научный сборник. – Уфа, 1986. – Вып. 14. – С. 39-46.

Поступила в редакцию 15.06.2008

Рецензент: канд. техн. наук Е.В. Павлюк, ГП «Харьковское агрегатное конструкторское бюро», Харьков.

УДК 621.452.3:629.8.036

С.В. БЕЗУГЛЫЙ, С.В. ЕПИФАНОВ, С.И. СУХОВЕЙ

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

КОНТУР УПРАВЛЕНИЯ ЧАСТОТОЙ ВРАЩЕНИЯ СВОБОДНОЙ ТУРБИНЫ ТУРБОВАЛЬНОГО ГТД

Рассмотрена обобщенная структурная схема контура управления частотой вращения свободной турбины САУ турбовального авиационного двигателя, предложена математическая модель контура управления. Детально рассмотрены алгоритм управления расходом топлива, математическая модель насоса-дозатора, алгоритм формирования длительности управляющего импульса тока. Предложено в законе управления учитывать компенсирующее воздействие по углу установки винта, определены рациональные значения пропорционального и интегрального коэффициентов. Результаты могут быть использованы при разработке САУ вертолетных и самолетных турбовальных двигателей, а также вспомогательных силовых установок.

турбовальный авиационный двигатель, свободная турбина, контур управления частотой вращения, алгоритм управления расходом топлива, насос-дозатор, управляющий импульс тока, шаг винта

1. Формулировка проблемы

Контур управления частотой вращения свободной турбины n_{ct} является основным на установившихся режимах работы системы автоматического управления (САУ) двигательной установки (ДУ) с турбовальным двигателем. Наиболее интенсивным внешним воздействием на этот контур является изменение угла (общего шага) установки лопастей винта $\varphi_{ош}$. Поэтому динамические свойства САУ определяются тем, что изменение $\varphi_{ош}$ влияет на загрузку винта, его частота вращения изменяется относительно медленно вследствие большого момента инерции; накопленные изменения воспринимаются регулятором n_{ct} , который корректирует расход топлива; затем вследствие изменения расхода топлива частота вращения винта восстанавливается, но это происходит также медленно вследствие ограничений на параметры двигателя. Очевидно, динамические характеристики ДУ с такой САУ могут оказаться неудовлетворительными. Их можно улучшить, если предусмотреть дифференцирующую составляющую в законе регулирования n_{ct} . Однако возможности увеличения этой составляющей могут

быть ограничены тем, что она усиливает шум канала измерения частоты вращения.

Альтернативное направление улучшения динамических свойств САУ основано на использовании дополнительного разомкнутого контура управления, реагирующего на изменение внешнего воздействия по $\varphi_{ош}$. Разомкнутый регулятор (компенсатор) обеспечивает реагирование на воздействие немедленно после его возникновения, что может существенно улучшить динамические качества САУ.

Таким образом, на качественном уровне преимущества использования $\varphi_{ош}$ в регуляторе расхода топлива представляются очевидными. Однако такое решение несколько усложняет систему, в частности, увеличивает количество используемых входных параметров, увеличивает объем вычислений, потребных для формирования управляющего воздействия. Поэтому решение о модификации САУ может быть принято только после количественной оценки динамических характеристик исходной и модифицированной систем. Для этого необходимо:

– получить информацию о статистических характеристиках погрешностей каналов измерения n_{ct} и $\varphi_{ош}$;

– дополнить математическую модель двигателя динамической моделью, учитывающей крутильную жесткость трансмиссии и присоединенный момент инерции винта;

– выбрать характерные режимы для сравнения вариантов САУ;

– сформировать алгоритм согласования работы регулятора $n_{ст}$ и компенсатора изменения $\phi_{ош}$;

– выполнить предварительный синтез САУ;

– определить и сравнить динамические свойства альтернативных вариантов САУ,

– выбрать оптимальный вариант.

Объектом данной работы является математическая модель САУ (рис. 1), построенная с учетом вышеназванных особенностей на базе динамической поузловой модели ДУ, учитывающей крутильную жесткость трансмиссии [1].

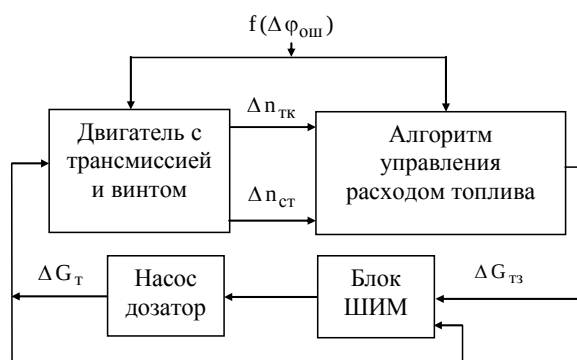


Рис. 1. Обобщенная структурная схема САУ для контура управления $n_{ст}$

Модель контура управления $n_{ст}$ включает в себя алгоритм управления (см. раздел 2.1), математическую модель насоса-дозатора (см. раздел 2.2), а также алгоритм формирования сигнала широтно-импульсной модуляции (ШИМ), управляющего работой насоса-дозатора (см. разд.2.3).

2. Математическая модель контура управления

2.1. Алгоритм управления расходом топлива

Алгоритм формирования управляющего сигнала по расходу топлива представляет собой систему

уравнений, связывающих между собой отклонения частот вращения турбокомпрессора $\Delta n_{тк}$, свободной турбины $\Delta n_{ст}$ и задаваемого расхода топлива $\Delta G_{тз}$ с внешним возмущением $\Delta \phi_{ош}$.

Для улучшения структуры алгоритма и облегчения введения в него дополнительных контуров, таких как, например, $dn_{тк}/dt=f(n_{тк})$, в контур управления $n_{ст}$ введена дополнительная обратная связь по $n_{тк}$.

Уравнение для задаваемого отклонения относительной частоты вращения турбокомпрессора [2]:

$$\Delta \bar{n}_{мкз} = \frac{n_{см0}}{n_{мк0}} \left(K_n \Delta \bar{n}_{смз} + K_u \int_0^t \Delta \bar{n}_{смз} dt \right) + \frac{n_{см0}}{n_{мк0}} \left(K_d \frac{d\bar{n}_{смз}}{dt} + K_\phi \Delta \phi_{ош} \right). \quad (1)$$

Уравнение для задаваемого изменения расхода топлива (управляющего сигнала):

$$\Delta G_{тз} = K_n n_{мк0} (\Delta \bar{n}_{мкз} - \Delta \bar{n}_{мк}), \quad (2)$$

где символы: «0» – значение величины на исходном установившемся режиме;

«з» – задаваемое значение;

«д» – действительное (текущее) значение;

«Δ» – отклонение величины от номинального значения;

$\bar{n}_{мк} = n_{мк} / n_{мк0}$; $\bar{n}_{см} = n_{см} / n_{см0}$ – относитель-

ные частоты вращения;

$\Delta \bar{n}_{смз} = -\Delta \bar{n}_{см}$ – задающий сигнал по частоте вращения свободной турбины;

$\Delta \phi_{ош} = \phi_{ош} - \phi_{ош0}$, где $\phi_{ош}$ – текущее, а $\phi_{ош0}$ – начальное значение угла установки лопастей винта;

K_n, K_u, K_d, K_ϕ – постоянные коэффициенты.

2.2. Математическая модель насоса-дозатора

Математическая модель насоса-дозатора (НД) с непосредственным приводом дозирующего элемента (ДЭ) от электромеханического преобразователя с малой электрической постоянной времени может быть представлена следующей системой уравнений:

$$\frac{d^2 \Delta \alpha}{dt^2} = -\frac{K_v}{J} \frac{d \Delta \alpha}{dt} - \frac{M_{mp}}{J} \operatorname{sign} \left(\frac{d \Delta \alpha}{dt} \right) + \frac{K_i}{J} \cdot i, \quad (3)$$

$$\frac{d \Delta G_m}{dt} = -\frac{1}{T_G} \Delta G_m + \frac{K_G}{T_G} \cdot \Delta \alpha, \quad (4)$$

где i – значение силы тока, причем

$$i = \begin{cases} I_m \operatorname{sign}(S), & \text{если } t_0 \leq t \leq t_0 + |S|; \\ 0, & \text{если } t_0 + |S| < t < t_0 + T_{Ш}. \end{cases} \quad (5)$$

$T_{Ш}$ – период ШИМ;

S – длительность импульса тока;

t_0 – время начала импульса ШИМ;

$\Delta \alpha$ – изменение угла поворота ДЭ, рад;

ΔG_T – действительное (текущее) изменение расхода топлива, кг/час.

Коэффициенты и постоянные величины:

J – момент инерции ДЭ,

$M_{тр}$ – момент сухого трения,

K_i – коэффициент крутящего момента,

K_v – коэффициент вязкого трения,

K_G – коэффициент расхода,

T_G – постоянная времени регулятора перепада давления на ДЭ.

Значение ΔG_m , определяемое по уравнению (4), является выходным параметром, а разность $\delta G = \Delta G_{mз} - \Delta G_m$ служит входным сигналом для формирования закона управления НД.

2.3. Алгоритм формирования длительности импульса тока

Управление расходом топлива НД осуществляют путем изменения длительности импульса тока и его знака, при этом в алгоритме управления знак условно относят к длительности импульса S .

Уравнение для определения длительности импульса с соответствующим знаком:

$$S = \frac{K_{ш}}{I_m K_G} \left(K_{шш} \delta G + K_{шд} \frac{d \delta G}{dt} + K_{шш} \int_0^t \delta G dt \right), \quad (6)$$

где $K_{ш}$ – общий коэффициент пропорциональности;

$K_{шш}, K_{шд}, K_{шш}$ – параметрический, дифференциальный и интегральный коэффициенты соответственно. Абсолютное значение длительности импульса, определенного по формуле (6), должно соответствовать условию:

$$S_{\min} \leq |S| \leq S_{\max}. \quad (7)$$

Если значение $|S|$ не удовлетворяет условию (7), ему присваивается предельное значение из (7) с соответствующим знаком.

Заключение

1. Разработана математическая модель контура управления частотой вращения свободной турбины турбовального двигателя.
2. Сформулирован алгоритм управления контуром подачи топлива.
3. Разработана математическая модель насоса-дозатора с широтно-импульсной модуляцией управляющего сигнала.

Литература

1. Безуглый С.В., Елифанов С.В. Математическая модель вертолетной двигательной установки, учитывающая крутильную жесткость трансмиссии // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 8 (24). – С. 217-220.
2. Павлюк Е.В., Елифанов С.В., Сухолей С.И. Синтез контура управления частотой вращения свободной турбины вспомогательной силовой установки // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8 (16). – С. 110-113.

Поступила в редакцию 25.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Кулик А.С. Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 629.735.015:533.6.013.43

Б.М. ШИФРИН*Государственная летная академия Украины, Кировоград, Украина*

О МОДЕЛИРОВАНИИ КОЛЕБАНИЙ ПНЕВМАТИКОВ И ПНЕВМОКОЛЕСНЫХ МАШИН

Рассмотрены вопросы математического моделирования колебаний пневматика и пневмоколесной машины в целом. Используются простые аналитические модели пневматика, приводимые к дифференциальному уравнению 1-го порядка (системы 1-го порядка); результаты математического моделирования при угловых (верчение) и поперечных колебаниях сопоставлены с экспериментальными и теоретическими данными, полученными на основе континуальной модели «струна». Объяснен эффект зависимости собственной частоты поперечных колебаний опоры шасси самолета от скорости его пробежки. Сделаны замечания об использовании моделей пневматиков при изучении колебаний пневмоколесных машин.

математическое моделирование, пневматик, пневмоколесная машина, модель «струна»

Введение

Вопросы управляемости пневмоколесных машин (автомобилей, автопоездов, движущихся по взлетно-посадочной полосе самолетов и т.п.) и усталостного разрушения их конструктивных элементов требуют теоретического исследования колебаний пневматиков (т.е. колес, снаряженных пневматическими шинами) и пневмомашин в целом, возникающих при их движении. К настоящему времени построена основная аналитическая модель установившегося движения пневматика [1]. Однако, несмотря на значительный прогресс в моделировании движения пневматиков, не существует общепринятой адекватной и удобной для изучения динамики пневмоколесных машин механико-математической модели неустановившихся движений пневматика.

Настоящая работа посвящена математическому моделированию поперечной силы трения (или поворотного усилия) на катящемся с уводом и колеблющемся пневматике, а также вопросам моделирования колебаний пневмоколесных машин в целом. Распространяя гипотезу И. Рокара на неустановившееся движение [2], и, используя модели переходных процессов пневматика [3], описаны уравнение баланса сил на пневматике и его дискретная меха-

нико-математическая модель, могущая использоваться как составной элемент общей механической модели пневмомашин, состоящей из связанных абсолютно твердых тел (в этой части работа является развитием работы [4]). Основное внимание уделено адекватности моделей колебаний пневматика – результаты моделирования для двух видов колебаний пневматика сопоставлены с экспериментальными и теоретическими данными, полученными на основе континуальной модели пневматика «струна» [5]. Объяснен эффект зависимости резонансных частот поперечных колебаний основных опор шасси самолета от скорости движения его центра масс, описанный в [6].

Основной материал

Дискретная модель пневматика и уравнение баланса сил. На рис. 1 показан катящийся с углом увода U пневматик, а на рис. 2 – его дискретная механическая модель.

Поперечная жесткость пневматика обозначена c_n . Пневматик представлен как упругая связка двух твердых тел – тела конечной массы «1» и тела квазинулевой массы «2»; это тело на рис. 1 заштриховано. Поперечные смещения будем обозна-

чать $Z_i(t), i = 1, 2, t$ – время в секундах. Ось пневматика проходит через его центр масс C и движется плоско параллельно полотну дороги, $Z_1(t) \equiv Z_C(t)$. При описании этого плоско параллельного движения за полюс примем точку C . В общем случае рассматриваемого движения

$$V(t) = \text{const}; Z_C(t) \neq \text{const}; \varphi(t) \neq \text{const},$$

где V – продольная скорость точки C , φ – угол вращения колеса. Для дальнейшего введем обозначения:

$$\dot{Z}_C = W,$$

где W – поперечная скорость точки C или, что то же самое, поперечная скорость тела «1»; здесь и далее точка сверху обозначает производную по времени t .

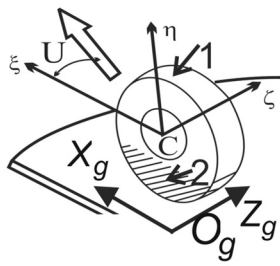


Рис. 1. Катящийся с уводом пневматик

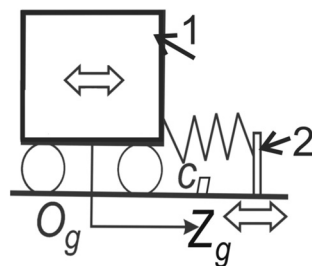


Рис. 2. Дискретная модель пневматика

Удовлетворимся изучением двух случаев:

$$1) \quad Z_C(t) = Z_0 \sin \Omega t, \varphi(t) = \text{const} = 0$$

и

$$2) \quad Z_C(t) = \text{const} = 0, \varphi(t) = \varphi_0 \sin \Omega t,$$

где Z_0, φ_0, Ω – известные постоянные величины.

Случай 1 – есть случай поперечных колебаний, а случай 2 – случай колебаний при верчении. В обоих случаях будем изучать поперечную силу трения на пневматике F . Введем в рассмотрение подлежащие определению функции амплитуды и фазового угла

$$A_i(\bar{\Omega}), \beta_i(\bar{\Omega}), i = 1, 2,$$

где $\bar{\Omega} = \Omega D / V$ – приведенная частота вынужденных колебаний; D – диаметр колеса; индекс «1» будем ставить при рассмотрении случая 1, а индекс

«2» – при рассмотрении случая 2. Введенные функции амплитуды и фазового угла такие, что

$$F / c_n = \begin{cases} Z_0 A_1 \sin(\Omega t + \beta_1); \\ \varphi_0 D A_2 \sin(\Omega t + \beta_2). \end{cases}$$

Объединяя идеи [2, 3], силу трения представим в виде:

$$F = KU, \quad (1)$$

где $K = \text{const}$ – коэффициент увода,

$$U = -\varphi + \dot{Z}_2 / V. \quad (2)$$

Запишем уравнение баланса сил упругости и трения, приложенных к телу «2»:

$$c_n(Z_2 - Z_1) = -F(U = -\varphi + \dot{Z}_2 / V). \quad (3)$$

Уравнение (3) приближенное и его справедливость необходимо проверить путем сопоставления расчетных и экспериментальных данных. Для проверки будем использовать значения поперечной силы трения F .

Совместное рассмотрение уравнений (1) – (3) приводит к дифференциальному уравнению 1-го порядка относительно поперечной силы трения:

$$\dot{F} + (c_n V / K) F = c_n (W - \varphi V). \quad (4)$$

С помощью этого уравнения для обоих изучаемых случаев можно найти функции искомые $A_i(\bar{\Omega}), \beta_i(\bar{\Omega}), i = 1, 2$ [3,4]. В этих зависимостях единственной постоянной пневматика выступает величина

$$K / c_n = \lambda,$$

имеющая размерность длины. На рис. 3, 4 показаны экспериментальные кривые [4] (жирные линии) и теоретические кривые, полученные с помощью уравнения баланса (4) для пневматика, постоянная которого

$$K / (c_n D) = 0,495.$$

Кроме того, на этих рисунках приведены кривые, построенные по теории «струна» [4] при условии, что длина релаксации равна постоянной пневматика λ [2, 3]. Обе теоретические кривые практически совпали.

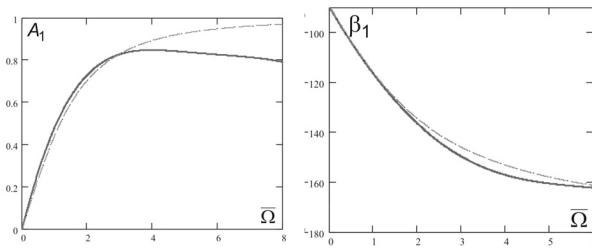


Рис. 3. Поперечные колебания

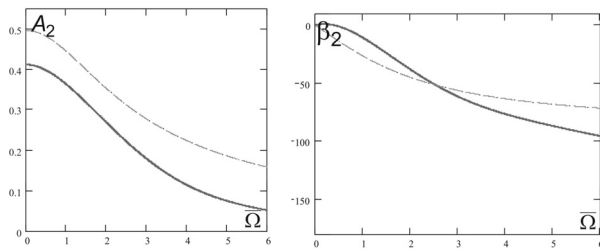


Рис. 4. Колебания верчения

Расхождения экспериментальной и расчетной кривых $A_1(\bar{\Omega})$, наблюдаемые при $\bar{\Omega} \rightarrow \infty$, можно объяснить возникновением скольжения на всем участке контакта пневматика с дорожным полотном и, как следствие, ограничением силы трения, т.к.

$$F \leq \mu N, \quad (5)$$

где μ, N – коэффициент сухого трения и нормальное давление. Расхождения кривых $A_2(\bar{\Omega})$ связаны, по-видимому, с тем, что нужно учитывать крутильную деформацию пневматика и помимо уравнения баланса сил рассматривать и уравнение баланса моментов.

Таким образом, с учетом неравенства (5) при поперечных колебаниях пневматика уравнение баланса сил дает адекватные результаты вплоть до начала полного скольжения. При колебаниях верчения согласование теоретических и экспериментальных значений несколько хуже.

О моделировании поперечных колебаний пневмоколесных машин. Приняв во внимание сказанное в предыдущем параграфе, и, изучая поперечные колебания пневмоколесных машин, можно использовать дискретную модель пневматика (рис.2). При этом, очевидно, уравнение поперечного движения тела «2» будет иметь вид:

$$m_2 \ddot{Z}_2 + c_n (Z_2 - Z_1) = -F(U = \dot{Z}_2 / V). \quad (6)$$

Физически оправдано считать $m_2 = 0$ или $m_2 \rightarrow 0$, где m_2 – масса тела «2». В первом случае получим механическую систему с нецелым числом степеней свободы, во втором – уравнение движения, содержащее малый множитель при высшей производной. При принятии $m_2 = 0$ уравнение движения (6) совпадает с уравнением баланса сил (3).

Сделаем несколько замечаний о правой части уравнения (6). Графики 3, 4 были построены с использованием коэффициента увода K , экспериментально найденного при установившемся движении пневматика. Располагая зависимостями $F(U)$ для установившегося движения $F = F_{ss}$ (к примеру [1, 7]), и, изучая колебания вблизи основного угла увода U_0 , можно либо использовать зависимости [1, 7] и решать задачу в нелинейной постановке, либо приближенно полагать

$$F = K_0 U, K_0 = dF_{ss} / dU|_{U=U_0}.$$

О зависимости собственной частоты опоры шасси от скорости пробежки пневмомашин. Рассматриваем колебания основной опоры шасси самолета в направлении оси Z при пробежках самолета со скоростями $V = const$ по взлетно-посадочной полосе (рис. 5, а). Замечено, что при этом резонансная частота колебаний уменьшается по мере увеличения скорости пробежки (рис. 5, б [5]).

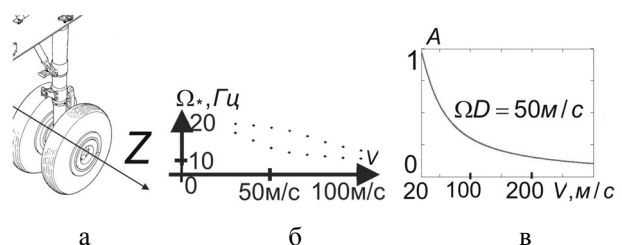


Рис. 5. О зависимости собственной частоты опоры от скорости пробежки

Для объяснения этого обстоятельства на рис.5в приведена зависимость

$$A_2 = A = A(V), \Omega = \text{const},$$

полученная после решения уравнения (4). Из рис. 5, в видно, что по мере увеличения скорости пробежки уменьшается амплитудное значение поперечного трения. При «малых» скоростях V трение значительно и в зоне контакта пневматика с дорожным полотном реализуются условия близкие к условиям жесткого защемления. При «больших» скоростях реализуются условия близкие к условиям свободно-го края. Поэтому следует ожидать, что при росте скорости резонансная частота будет иметь тенденцию уменьшения в два раза, что и наблюдается на рис. 5, б.

Выводы

1. Сопоставлены теоретические решения о колебаниях пневматика, полученные на основе теории струны и уравнения баланса сил упругости и трения (или дискретной модели пневматика). Упомянутые теоретические решения сопоставлены с экспериментальными данными и проанализированы их расхождения. Установлена близость решений, полученных на основе теории струны и уравнения баланса, и показана адекватность дискретной модели пневматика.

2. Пояснена зависимость собственной частоты поперечных колебаний основных опор шасси самолета от скорости пробежки самолета [5]. Эта зависимость является следствием изменения соотношения адгезии и скольжения на участке контакта пневматика с полотном дороги.

Литература

1. Pacejka H.B., Sharp R.S. Shear force development by pneumatic tires in steady-state conditions. A review of modeling aspects // Vehicle system dynamics. – 1991. – V. 20, № 3-4. – P. 121-176.
2. Рокар И. Неустойчивость в механике: автомобили, самолеты, висячие мосты. – М.: Изд. иностранной литературы. 1959. – 287 с.
3. Lateral stiffness, cornering stiffness and relaxation length of the pneumatic tire / J.S. Loeb, D.A. Guenther, Hung-Hsu F. Chen, J.R. Ellis // SAE Technical Paper Series. – № 900129. – 9 p.
4. Плахтиєнко М.П., Шифрин Б.М. Модель відведення пневматика при вимушених коливаннях // Автоматизація виробничих процесів у машинобудуванні та приладобудуванні: Зб. наук. праць. – Львів. – 2006. – № 40. – С. 190-195.
5. Clark S., Dodge R., Nybakken G. Dynamic properties of aircraft tires // J. aircraft. – 1974. – Vol. 11, № 3. – P. 166-172.
6. Van der Valk R., and Pacejka H.B. An analysis of a civil main gear shimmy failure // Vehicle System Dynamics. – 1993. – Vol. 22. – P. 97-121.
7. Плахтиенко Н.П., Шифрин Б.М. Одноступенная модель колебаний опоры шасси самолета // Техническая механика. – 2006. – № 1. – С. 16-25.

Поступила в редакцию 26.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук Г.Б. Филимоныхин, Кировоградский национальный технический университет, Кировоград.

УДК 621.165

К.Н. БОРИШАНСКИЙ*ОАО «Силовые машины» «ЛМЗ», Санкт-Петербургский филиал, Россия***ОСОБЕННОСТИ РЕГИСТРАЦИИ С ПОМОЩЬЮ ДИСКРЕТНО-ФАЗОВОГО МЕТОДА КОЛЕБАНИЙ ЛОПАТОК И ВАЛОПРОВОДА ПРИ ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ ТУРБОАГРЕГАТА**

Рассмотрено влияние нестабильности угловой скорости ротора мощной паровой турбины на точность регистрации колебаний рабочих лопаток с помощью дискретно-фазового метода. Рекомендовано изменение методики измерений, позволяющее повысить их точность. Показано, что с помощью датчиков, контролирующих вибрационное состояние лопаток, можно одновременно получить ценную информацию о некротных крутильных колебаниях валопровода. Изложенная методика может быть эффективно использована при определении с помощью дискретно-фазового метода вибрационного состояния лопаток и роторов мощных паровых турбин, например, при сбросе нагрузки.

колебания, турбина, лопатка, ротор, датчик, контроль, дискретно-фазовый метод

Одним из наиболее перспективных методов контроля вибрационного состояния рабочих лопаток турбин в эксплуатационных условиях является так называемый дискретно-фазовый (ДФМ), при котором о колебаниях судят по показаниям неподвижных датчиков, расположенных против торцов вращающихся лопаток [1]. При использовании ДФМ для контроля вибрационного состояния лопаток последних ступеней мощных паровых турбин необходимо учитывать, что лопатки в большинстве случаев соединяются замкнутыми на круг связями и поэтому наибольший интерес представляют совместные колебания лопаточного венца с различными числами узловых диаметров, но без узловых окружностей. При этих колебаниях периферийные сечения лопаток перемещаются практически строго в аксиальном направлении, что учитывается при разработке методики измерений [2]. При испытаниях бандажированных лопаток в пределах полукруга устанавливают магниты малого диаметра, а поперечные сечения сердечников индукционных датчиков выполняют в виде вытянутых прямоугольников, минимальная ось инерции которых составляет определённый угол с осью турбины. Для повышения точности измерительная пара составляется из двух датчиков, распо-

ложенных на небольшом, порядка 50 мм, расстоянии друг от друга (база пары S), причём поперечные сечения сердечников датчиков расположены под углами $\pm \beta$ к оси турбины. Для более полной информации о колебаниях устанавливается несколько, обычно 3 пары датчиков по окружности колеса. Колебания небандажированных лопаток, соединённых замкнутыми на круг связями, регистрируются индукционными датчиками с круглыми сердечниками, а база датчиков S выбирается значительно большей. Это вызвано тем, что для получения максимального сигнала необходимо, чтобы фаза колебаний за время перемещения лопатки на расстояние S изменилась на 180° .

При проведении вибрационных испытаний в эксплуатационных условиях на ЛМЗ используется аппаратура НПП «Мера», в которой интервалы времени измеряются с помощью частоты 40 МГц. Это позволяет измерять амплитуды колебаний даже самых длинных лопаток с точностью до 0,0165 мм, а обороты – с точностью до 0,00375 об/мин. Обороты определяются как с помощью «обычного» оборотного датчика, расположенного в районе полумуфты ротора, так и с помощью одного из «лопаточных» датчиков при условии учёта сигнала только от од-

ной лопатки. Так как при использовании ДФМ регистрируется не весь процесс, а только его дискретные значения, то при обработке результатов считается, что угловая скорость ω на протяжении i -го оборота сохраняется неизменной и может получить небольшое приращение $\Delta\omega$ на протяжении $I + 1$ -го оборота. Пример записи оборотов при нагрузке турбины около 10% приведён на рис. 1.

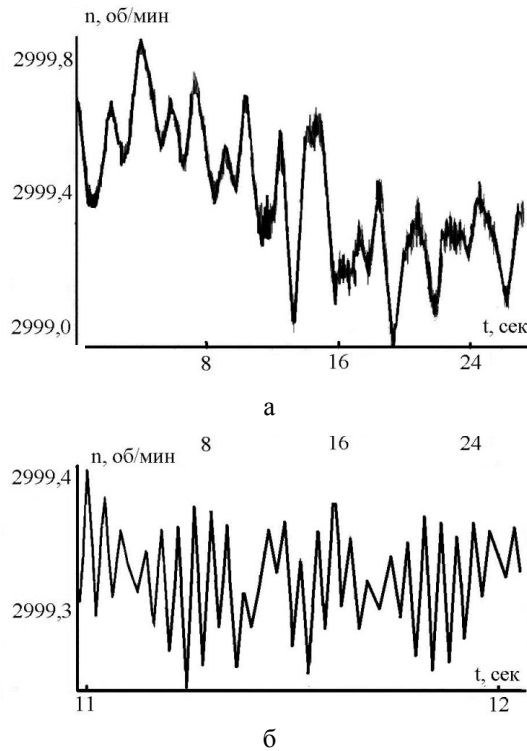


Рис. 1. Зависимость от времени числа оборотов в течение 27 секунд (а) и 1 секунды (б)

Как видно, имели место низкочастотные изменения оборотов, определяемые нестабильностью сети, и сравнительно высокочастотные, с «измеренной» частотой ($f_{изм}$) около 20 Гц, определяемые некрательными колебаниями ротора. Гармонический анализ сигнала оборотного датчика позволил установить, что имелись 2 частоты: $f_{1изм} \approx 6$ Гц и $f_{2изм} \approx 23,5$ Гц, причём величина второй гармоники была больше.

При использовании ДФМ между истинной частотой f и величиной $f_{изм}$ имеет место соотношение:

$$f = k \cdot n \pm f_{изм}, \quad (1)$$

где $k = 0; 1; 2; 3 \dots, n$ – число оборотов в секунду.

Для перехода к частоте f необходимо использовать результаты дополнительных измерений. Кроме того, необходимо оценить возможные погрешности измерения колебаний лопаток, вызванные изменением угловой скорости ротора на протяжении оборота. Сопоставление показаний оборотного датчика и лопаточного, используемого в качестве оборотного, позволило установить, что имели место некрательные крутильные колебания ротора, а не его несинхронная прецессия.

Оценим погрешности измерения колебаний лопаток при условии, что угловая скорость ротора изменяется по закону

$$\omega(t) = \omega_0 + b \sin(\omega_1 t + \alpha), \quad (2)$$

где $b \ll \omega_0$, ω_1 .

Если какая-либо j -ая лопатка расположена под углом φ от точки, определяющей начало оборота, то при условии, что угловая скорость ротора выражается формулой (2), будет меняться отношение t_i / T_i , где t_i и T_i – время поворота ротора на угол φ и 2π при i -м замере. Так как времени T_i соответствует длина окружности $2\pi R$ (где R – радиус установки лопаточных датчиков ДФМ), то, при изменении угловой скорости за оборот, расстояние S_i , соответствующее повороту ротора на угол φ , будет зависеть от номера замера. Различия в величинах S_i при последующих замерах рассматриваются как колебания лопатки.

Погрешность при определении расстояния S_i (δS_i) будет равняться следующей величине:

$$\delta S_i = \frac{Rb}{\omega_1} \left[\frac{\phi}{\pi} \sin \frac{\pi \omega_1}{\omega_0} \cos \left(\frac{\pi \omega_1}{\omega_0} + \alpha_i \right) - 2 \sin \frac{\phi \omega_1}{2 \omega_0} \cos \left(\frac{\phi \omega_1}{2 \omega_0} + \alpha_i \right) \right]. \quad (3)$$

Из формулы (3) следует, что, независимо от отношения ω_1 / ω_0 и начальной фазы α_i , погрешность измерений стремится к нулю в двух случаях: при $\varphi \rightarrow 0$, т.е. при малых $S = R\varphi$, а также при $\varphi \rightarrow 2\pi$.

Для некротных колебаний максимальная за оборот величина погрешности $\delta S_{\max}$ будет равна:

$$\delta S_{\max} = \frac{Rb}{\omega_1} \sqrt{A^2 + B^2}, \quad (4)$$

$$A = \left(\frac{\phi}{2\pi} \sin \frac{2\pi\omega_1}{\omega_0} - \sin \frac{\phi\omega_1}{\omega_0} \right),$$

$$B = \left(\frac{\phi}{\pi} \sin^2 \frac{\pi\omega_1}{\omega_0} - 2 \sin^2 \frac{\phi\omega_1}{2\omega_0} \right).$$

Так как величины δS_i при последующих оборотах могут геометрически суммироваться, то максимально возможная погрешность $\delta S_{1\max}$ будет связана с величиной $\delta S_{\max}$ приближённым соотношением:

$$\frac{\delta S_{\max}}{\delta S_{1\max}} \approx 2 \sin \frac{\pi\omega_1}{\omega_0}. \quad (5)$$

Если определяются расстояния между j -й и k -й лопатками, расположенными под углами ϕ_1 и ϕ_2 к точке, определяющей начало оборота, то максимальная погрешность за оборот будет равна:

$$\delta S_{\max}(kj) = RbC/\omega_1, \quad (6)$$

$$C = \sqrt{C_1^2 + C_2^2};$$

$$C_1 = \frac{(\phi_2 - \phi_1)}{2\pi} \sin \frac{2\pi\omega_1}{\omega_0} - \sin \frac{\phi_2\omega_1}{\omega_0} + \sin \frac{\phi_1\omega_1}{\omega_0};$$

$$C_2 = \frac{(\phi_2 - \phi_1)}{\pi} \sin^2 \frac{\pi\omega_1}{\omega_0} - 2 \sin^2 \frac{\phi_2\omega_1}{2\omega_0} + 2 \sin^2 \frac{\phi_1\omega_1}{2\omega_0}$$

При выполнении условия (2) максимальные отклонения от среднего значения за оборот угловой скорости ($\Delta\omega_{\max}$) и числа оборотов ротора в секунду ($\Delta n_{\max}$) будут определяться формулами:

$$\Delta\omega_{\max} \approx \frac{b\omega_0}{\pi\omega_1} \sin \frac{\pi\omega_1}{\omega_0};$$

$$\Delta n_{\max} \approx \frac{30b\omega_0}{\pi^2\omega_1} \sin \frac{\pi\omega_1}{\omega_0}. \quad (7)$$

Связь между величинами $\Delta\omega_{\max}$ и $\Delta n_{\max}$ и максимальными отклонениями от средних значений за всё время измерений – $\Delta\omega_{1\max}$ и $\Delta n_{1\max}$ – будут определяться приближённой формулой (5).

Используя формулы (5) – (7), найдём связь между максимальными отклонениями оборотов от сред-

него и максимальными погрешностями измерений при определении расстояния между лопатками.

$$\frac{\delta S_{1\max}}{\Delta n_{1\max}} = \frac{\delta S_{\max}}{\Delta n_{\max}} = \frac{\pi^2 RC}{30\omega_0 \sin \frac{\pi\omega_1}{\omega_0}} =$$

$$= \frac{\pi^2 R}{30\omega_0} \left(\frac{\delta S}{\Delta n} \right)_{отн}, \quad (8)$$

где величина C входит в формулу (6).

Соотношение (8) можно использовать при решении двух задач: оценки погрешностей при определении колебаний лопаток и определения истинной частоты крутильных колебаний ротора. В качестве примера рассмотрим данные о вибрации лопаток в период времени, для которого на рис.1, б показано изменение оборотов. Зависимость отклонений показаний от среднего – ΔS – приведены на рис. 2.

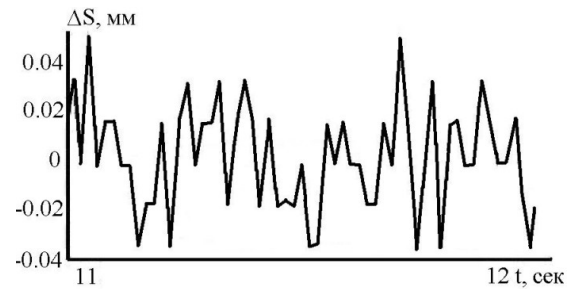


Рис. 2. Зависимость ΔS от времени

Как видно, величины ΔS_i оказались весьма малы. Из 6 датчиков ДФМ, составляющих 3 «обычные» пары, можно составить 15 различных пар, отличающихся как базами, так и углами установки сердечников по отношению к оси турбины. Например, можно составить пары с базами более 1000 мм и одинаковыми углами установки сердечников датчиков. Особенности измерений с помощью подобных пар совпадают с особенностями измерений колебаний небандажированных лопаток. Программа обработки результатов измерений позволяет использовать 1 датчик ДФМ в качестве оборотного и лопаточных и с его помощью определять взаимные смещения лопаток, расположенных на различных угловых расстояниях друг от друга. Так как колебания лопаток почти полностью отсутствовали (рис. 2), то

изменение величин «измеренных взаимных смещений» для различных пар лопаток будет означать изменение погрешности измерений и её зависимость от величин φ_1 , φ_2 и ω_1/ω_0 в соответствии с формулой (6). Величины φ_1 и $\varphi_2 - \varphi_1$ в формуле (6) могут изменяться в диапазоне от 0 до 2π , что соответствует изменению номеров лопаток и углового расстояния между лопатками, для которых определяются взаимные смещения. Так как «измеренные» частоты колебаний ротора составляли примерно 6 и 23,5 Гц, то, в соответствии с формулой (1), необходимо при различных φ_1 и $\varphi_2 - \varphi_1$ определить зависимость величины $(\delta S / \Delta n)_{\text{отн}}$ для $\omega_1/\omega_0 = 0,12; 0,47; 0,53; 0,88; 1,12; 1,47$ и т.д. Результаты вычислений величин $(\delta S / \Delta n)_{\text{отн}}$ приведены на рис. 3.

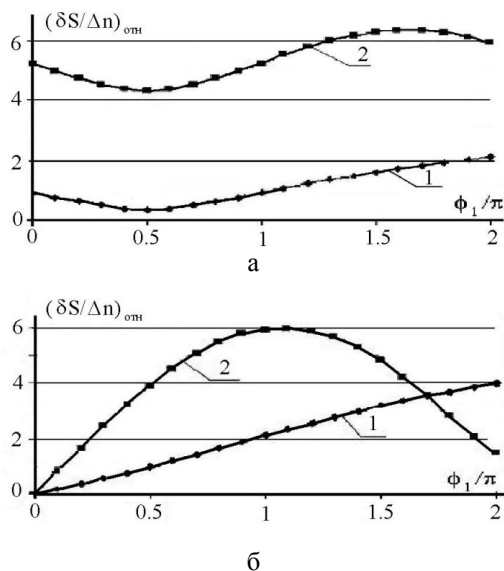


Рис. 3. Расчётная зависимость величин $(\delta S / \Delta n)_{\text{отн}}$ от ω_1/ω_0 при различных значениях φ_1 и φ_2 :
а – $\varphi_2 - \varphi_1 = \pi$; б – $\varphi_2 - \varphi_1 = 2\pi$;
1 и 2 соответствуют значениям $\omega_1/\omega_0 = 0,47$ и $0,88$.

Определив экспериментальную зависимость ΔS и $\Delta S / \Delta n$ от φ_1 и φ_2 и сопоставив её с расчётными данными, подобными изображённым на рис.3, можно найти отношение ω_1/ω_0 , обеспечивающее наилучшее согласование экспериментальных и расчётных величин, т.е. определить истинную частоту колебаний. Сопоставление экспериментальных и рас-

чётных результатов позволило установить, что фактически имело место отношение $\omega_1/\omega_0 = 0,88$, т.е. колебания ротора происходили с частотой 44 Гц. Как следует из рис.3, при $\varphi_1 = 0,5\pi$, $\varphi_2 = 2,5\pi$ на показания лопаточных датчиков должны сказаться колебания ротора с частотой 44 Гц, а при $\varphi_1 = 2\pi$, $\varphi_2 = 4\pi$ – с частотой 23,5 Гц. Экспериментальная зависимость изменения показаний лопаточного датчика от времени представлена на рис. 4.

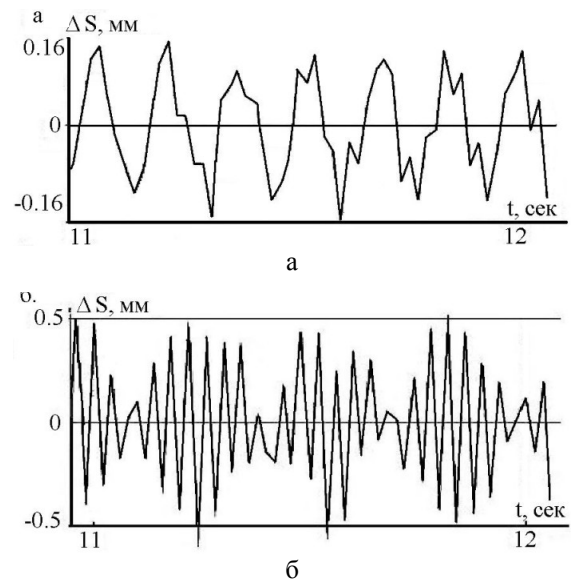


Рис. 4. Экспериментальная зависимость показаний от времени:
а – $\varphi_1 \approx 0,5\pi$, $\varphi_2 \approx 1,5\pi$;
б – $\varphi_1 \approx 2\pi$, $\varphi_2 \approx 4\pi$

Расчётные результаты рис. 3 полностью подтвердились: на рис.4, а «взаимные смещения» лопаток происходили в основном с $f_{\text{изм}} = 6$ Гц ($f = 44$ Гц), на рис.4, б – с частотой 23,5 Гц и определялись нестабильностью угловой скорости ротора.

Учитывая, что при изменении угловой скорости ротора по закону (2) амплитуда крутильных колебаний в месте установки лопаточных датчиков равняется $A = Rb/\omega_1$ и используя соотношения (5), (7) и (8), получим следующую формулу:

$$A = \frac{2\delta S_{1\text{max}}}{(\delta S / \Delta n)_{\text{отн}}}. \quad (9)$$

Определив экспериментально $\delta S_{1\text{max}}$ для конкретных значений φ_1 и φ_2 и вычислив для этого

случая по формулам (6) и (8) величину $(\delta S/\Delta n)_{\text{отн}}$, можно найти амплитуды крутильных колебаний ротора. Таким образом, показания лопаточных датчиков ДФМ можно использовать в качестве усилителя и анализатора сигналов колеблющегося ротора. Ценность подобной информации определяется тем, что стандартная виброаппаратура вообще не регистрирует крутильные колебания ротора. Сопоставление данных рис.2 и 4 свидетельствует о том, что при больших базах пар датчиков нестабильность угловой скорости ротора может привести к значительным погрешностям. При некоторых режимах работы возможно появление угловых ускорений ε , постоянных на протяжении оборота. В этом случае при определении расстояния между лопатками с координатами ϕ_1 и ϕ_2 возникнет погрешность:

$$\delta S(kj) = \frac{R\varepsilon}{\omega_0^2} \left(\pi\phi_2 - \frac{\phi_2^2}{2} - \pi\phi_1 + \frac{\phi_1^2}{2} \right). \quad (10)$$

Для устранения погрешностей, определяемых формулами (6) и (10), необходимо изменить методику измерений. Многократного уменьшения погрешностей можно достичь, если измерять не амплитуды, а взаимные смещения лопаток, практически одновременно проходящих мимо датчиков пары. Окружное расстояние между датчиками следует выбирать так, чтобы лопатки, одновременно проходящие мимо датчиков, колебались в противофазе. Погрешности измерений, определяемые формулами (3) или (4), при $\varphi \approx 0$ будут весьма малы даже при больших величинах b и ε . В качестве примера на рис.5 представлены результаты измерения взаимных смещений лопаток с помощью пары, база которой в 22 раза превышала базу датчиков на рис. 2.

Как видно, результаты измерений на рис. 2 и 5 оказались значительно меньшими, чем на рис. 4.

Частота некрatных крутильных колебаний ротора f может быть определена с помощью двух оборотных датчиков, расположенных на угловом расстоянии ϕ друг от друга.

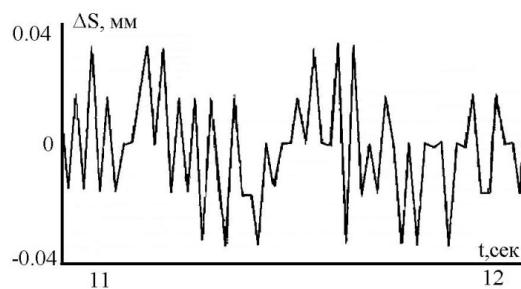


Рис. 5. Зависимость ΔS от времени при измерениях с помощью пары датчиков с большой базой

Если погрешности при измерениях с помощью каждого датчика являются случайными некоррелированными величинами, то погрешность при определении частоты (δf) будет пропорциональна следующей величине:

$$\delta f \sim \frac{1}{\phi} \operatorname{ctg} \frac{\phi f}{n}. \quad (11)$$

Величины δf могут оказаться чрезмерно большими при регистрации низких частот или одновременном возникновении двух частот. Анализ информации, полученной от лопаточных датчиков ДФМ, позволит не только отказаться от установки дополнительных оборотных датчиков, но и обеспечит значительно более высокую точность измерений.

Литература

1. Заблочкий И.Е., Коростелёв Ю.А., Шипов Р.А. Бесконтактные измерения колебаний лопаток турбомашин. – М.: Машиностроение, 1977. – 160 с.
2. Боришанский К.Н. Методика контроля вибрационного состояния рабочих лопаток турбомашин. – МО РФ, 2003. – 111 с.
3. Устройство для замера амплитуд колебаний бандажированных лопаток турбины дискретно-фазовым методом / К.Н. Боришанский, С.Ю. Григорьев и др. // Патент РФ №2143103, 1999г.

Поступила в редакцию 22.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.М. Вохмянин, Санкт-Петербургский институт машиностроения, Санкт-Петербург.

УДК 534:629.7.036.3

А.Л. МИХАЙЛОВ, О.Л. ПОСАДОВА

ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия

ВЛИЯНИЕ РАСПОЛОЖЕНИЯ ВИБРОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ НА СТАТОРЕ ТРДД НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ДИАГНОСТИКИ АВТОКОЛЕБАНИЙ ВЕНТИЛЯТОРА В РЕЖИМЕ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ

Определяющим фактором своевременной и надежной диагностики флаттера рабочих лопаток вентилятора авиационного ГТД является уровень диагностируемого сигнала, регистрируемого вибропреобразователем, установленным на корпусе. В статье рассмотрены результаты вибрографирования ТРДД на различных режимах его работы большим количеством вибропреобразователей, расположенных в различных местах корпуса компрессора низкого давления. Установлена зависимость информативности диагностического сигнала возникновения флаттера рабочих лопаток вентилятора от места расположения и ориентации вибропреобразователя. Определен механизм передачи энергии колебаний на корпус компрессора низкого давления, как при флаттере рабочего колеса, так и вибрации от неуравновешенности ротора.

газотурбинный двигатель, лопатка вентилятора, автоколебания, вибродиагностика, вибропреобразователь

Введение

подавляющее большинство поломок рабочих лопаток осевых компрессоров авиационных ГТД имеет усталостный характер и связано с переменными напряжениями, возникающими в лопатках при колебаниях. Особый случай представляют автоколебания (АК) – нерезонансные самовозбуждающиеся (без внешних периодических воздействий) колебания лопаток с незатухающей амплитудой, поддерживаемые переменными аэродинамическими силами, возникающими при колебательном движении лопаток из-за упругих обратных связей [1]. Наиболее часто в рабочих лопатках компрессора ГТД возникают низкочастотные АК лопаток, происходящие по первым трем низшим формам колебаний – первой изгибной, первой крутильной и второй изгибной.

Все типы АК характеризуются лавинообразным ростом амплитуды вибронпряжений во всех элементах рабочего колеса ГТД (лопатках, замках, дисках и др.) до опасных значений. Поэтому повышение информативности измерения в реальном времени динамических сигналов различной природы, сопровождающих АК является важной задачей.

1. Обзор публикаций и выделение нерешенных задач

Традиционно для диагностики АК лопаток вентилятора ТРДД используют динамическое тензометрирование. Однако, сложность тензометрирования лопаток компрессора (трудоемкость препарирования и прокладки коммуникаций, наклейки тензорезисторов) привела к необходимости поиска бесконтактных методов диагностики АК, среди которых наибольшее развитие получили методы, основанные на использовании датчиков пульсаций статического давления потока, размещенных на корпусе вблизи исследуемой ступени компрессора и анализе корпусной вибрации. В [2] приведен обзор этих методов. В [3] рассмотрены метод вибродиагностики АК и механизмы передачи на корпус компрессора вибрации, генерируемой колеблющимися лопатками. Отмечено, что при возникновении АК РК возникает вперед бегущая синусоидальная волна перемещений лопаток, движущаяся относительно колеса в направлении вращения с числом узловых диаметров m и с диагностической частотой f_0 , которая превышает частоту собственных колебаний лопатки f_m на величину произведения числа узловых диаметров m на частоту вращения РК f_p .

Появление волны перемещений лопаток приводит к появлению дополнительной волны давления воздуха, которая вызывает колебания корпуса. Амплитуда этой волны в свою очередь пропорциональна амплитуде вибронапряжений в лопатках. Это предполагает наличие пропорциональной зависимости между вибронапряжениями в лопатках и вибрациями корпуса на частоте f_o .

Возможны два механизма передачи волны перемещения лопаток на корпус (один из которых может доминировать): во-первых, механический, через диск, вал и опоры, во-вторых, аэродинамический, через поток. В обоих случаях откликом колебаний лопаток вентилятора при АК на частоте f_m являются колебания корпуса на частоте f_o , с уровнем сигнала, зависящим от амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) корпуса, на котором установлен вибропреобразователь. Для своевременной и надежной вибродиагностики АК амплитуда этих колебаний должна превышать установленный пороговый уровень, а это, в свою очередь, зависит от места расположения и ориентации вибропреобразователя.

2. Решение проблемы. Описание технических средств, используемых при вибрографировании корпусов ГТД

Для контроля уровня вибрации в процессе стендовых испытаний и в эксплуатации используются, как правило, вибропреобразователи, устанавливаемые: на корпуса ГТД в плоскостях расположения опор роторов, в местах подвески двигателя в мотогондолу самолета, на корпус подшипников. Выбор типа вибропреобразователей осуществляется с учетом их электрических и массогабаритных характеристик с целью обеспечения корректного съема информации быстропеременного процесса в конкретной точке измерения вибрации. Для измерения и контроля вибрации рассматриваемого компрессора низкого давления (рис. 1) ТРДД были использованы вибропреобразователи ведущих фирм-разработ-

чиков – «БРЮЛЬ и КЪЕР» (B&K) и «ВИБРОМЕТР». Контроль корпусной вибрации выполнялся по информации, зарегистрированной со штатных вибропреобразователей, установленных (рис. 1) в вертикальном и горизонтально-поперечном относительно оси двигателя направлении:

- на корпусе подшипника №1, Vibrometer CA-186 (поз. 4,11);
- на фланце промежуточного корпуса, B&K 7704A-50 (поз. 5, 6);
- на корпусе подшипника №3, B&K 2221F (поз. 9,10).

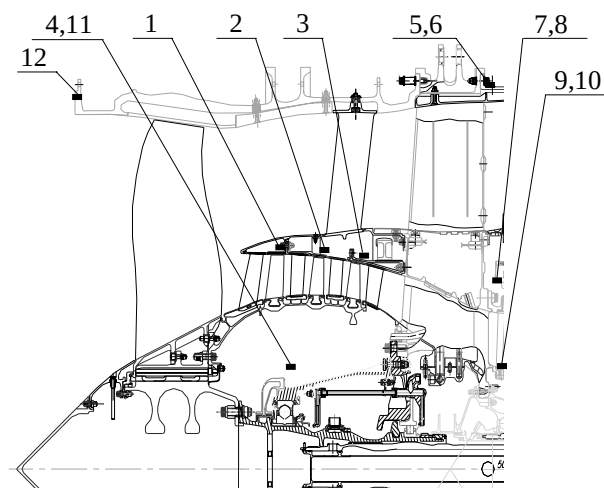


Рис. 1. Схема расположения вибропреобразователей, используемых для диагностики АК вентилятора ТРДД

Кроме штатных вибропреобразователей, по которым осуществлялся контроль вибрации ГТД, в процессе стендовых испытаний были установлены дополнительные вибропреобразователи (поз. 1, 2, 3, 7, 8) для более широкого исследования информации о вибрационных характеристиках компрессора низкого давления ТРДД при доводке двигателя.

Регистрация вибраций выполнялась как на установившихся, так и переходных режимах работы двигателя во всем диапазоне частот вращения роторов. При этом использовалась измерительная система для исследования динамических процессов DDS (Dynamic Data System) фирмы LMS (Бельгия).

Диагностика АК производилась в соответствии с методикой [4], разработанной на основе способа диагностики АК рабочего колеса турбомашин [5].

3. Результаты, полученные при исследовании корпусной вибрации при АК

На рис. 2 приведены результаты спектрального анализа вибрации в момент возникновения АК вентилятора на частоте вращения ротора каскада низкого давления $n_{нд} = 5350$ об/мин. Амплитуда вибрации при АК на частоте $f_0 = 292$ Гц (при $f_m = 114$ Гц, $m = 2$, $f_p = 89$ Гц) отображена в единицах «дюйм в секунду» – ips PK (1 ips PK = 25,4 мм/с).

Анализ результатов вибрографирования показал, что среди штатных вибропреобразователей наиболее информативен вибропреобразователь Vibrometer SA-186, установленный на корпусе подшипника № 1 в вертикальном направлении (поз. 4), амплитуда виброскорости на частоте f_0 (292 Гц) по которому составила 5,7 мм/с (0,22 ips PK). При этом, по вибропреобразователю B&K 7704A-50, установленному на корпусе подшипника № 1 в горизонтально-поперечном направлении (поз.11), амплитуда виброскорости – составила лишь 2,4 мм/с (0,09 ips PK). По корпусу подшипника № 3, B&K 2221F (поз.9, 10) амплитуда виброскорости на частоте f_0 составила 2,5 – 3,2 мм/с. Вибропреобразователь B&K 7704A-50 (поз.5), установленный в вертикальном направлении на фланце промежуточного корпуса № 2 зарегистрировал в этот же момент времени амплитуду виброскорости на частоте f_0 равную 5,1 мм/с (0,2 ips PK). При этом амплитуда виброскорости на частоте f_0 по вибропреобразователю, установленному на фланце промежуточного корпуса № 2 в горизонтально-поперечном направлении (поз. 6) составила 3,3 мм/с (0,13 ips PK).

Среди вибропреобразователей, установленных дополнительно для исследовательских целей вблизи источника возбуждения АК вентилятора наиболее

информативными для диагностики АК оказались вибропреобразователи, установленные в вертикальном направлении на корпусе бустера (поз. 1-3). Наиболее информативными среди них являются вибропреобразователи B&K2221D, установленные в вертикальном направлении на корпусе бустера (поз. 1). Причем, по мере удаления от источника возбуждения амплитуда виброскорости на частоте f_0 заметно уменьшается.

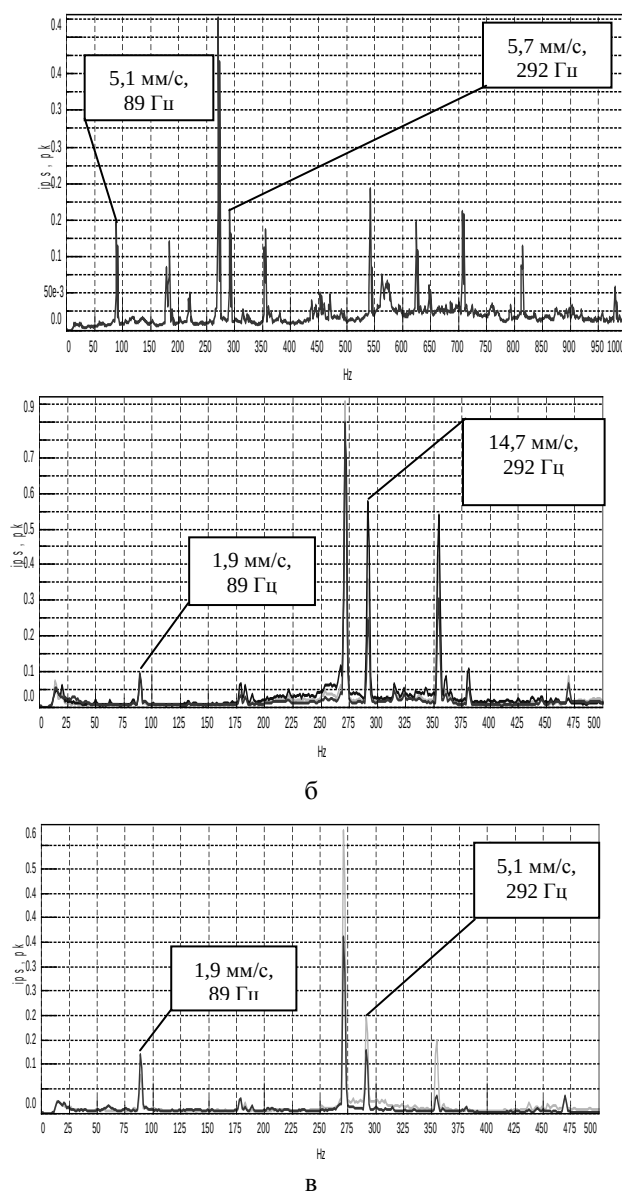


Рис. 2. Спектры вибрации при АК с вибропреобразователей, расположенных в вертикальном направлении:
а – на корпусе бустера (поз. 1);
б – на корпусе подшипника №1 (поз. 4);
в – на фланце промежуточного корпуса № 2 (поз. 5)

Если по вибропреобразователю, установленному на корпусе бустера над 1-й ступенью НА (поз.1) амплитуда виброскорости на диагностической частоте f_0 составляла 14,7 мм/с (0,58 ips PK), то над 2-й ступенью НА (поз.2) – 9,1 мм/с (0,36 ips PK), а над 3-ей (поз.3) – 6,4 мм/с (0,25 ips PK). В этот же момент по вибропреобразователям B&K 7704A-50 (поз.7, 8), установленным на промежуточном корпусе амплитуда виброскорости на частоте f_0 составила менее 3,2 мм/с.

Результаты спектрального анализа вибраций приведены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты спектрального анализа вибраций

№ поз. рис. 1	Место расположения и тип вибропреобразователя в соответствии с рис. 1	Амплитуда вибрации на частоте f_0 при АК, мм/с
1	Корпус бустера в районе 1 НА, вертикально, B&K 2221D	14,7
2	Корпус бустера в районе 2 НА, вертикально, B&K 2221D	9,8
3	Корпус бустера в районе 3 НА, вертикально B&K 2221D	6,4
4	Корпус подшипника № 1, вертикально, Vibrometer CA-186	5,7
5	Фланец № 2, вертикально, B&K 7704A-50	5,1
6	Фланец № 2, горизонтально, B&K 7704A-50	3,3
7	Промежуточный корпус вертикально, B&K 7704A-50	3,2
8	Промежуточный корпус горизонтально, B&K 7704A-50	3,2
9	Корпус подшипника № 3, вертикально, B&K 2221F	3,1
10	Корпус подшипника № 3, горизонтально, B&K 2221F	2,5
11	Корпус подшипника № 1, горизонтально, B&K 7704A-50	2,4

Установлено [4], что для надежного распознавания момента возникновения АК в режиме реального

времени величина амплитуды виброскорости на частоте f_0 на фоне шумов, должна составлять не менее 4 мм/с.

Для вибропреобразователей (позиции 1-5), приведенных в таблице 1, справедливо следующее: уровень вибрации V_{f_0} на диагностической частоте превышает установленное пороговое значение 4 мм/с, что позволяет их использование для диагностики АК рабочего колеса вентилятора. Вибропреобразователи поз. 6-11 табл. 1, не отвечают указанным требованиям и их использование для диагностики АК менее эффективно.

Из результатов вибрографирования следует отметить, что информированность сигнала с диагностической частотой АК существенно зависит от места установки вибропреобразователя, чем ближе к источнику возбуждения, тем сигнал больше. Вибропреобразователи, установленные на корпусах в вертикальном направлении были более информативны чем установленные в горизонтально-поперечном направлении. В связи с тем, что уровень вибрации на частоте f_0 по вибропреобразователям, установленным на подшипниковых опорах значительно ниже, чем на корпусах ГТД, можно предположить, что основной путь передачи энергии колебания лопаток на корпус – не механический. На аэродинамический путь передачи возбуждения указывает и информация, полученная с вибропреобразователей, установленных на корпусе бустера – вблизи источника возбуждения АК вентилятора. Характер изменения вибрации по указанным вибропреобразователям – уменьшение уровня вибрации с частотой f_0 по мере удаления от источника возбуждения свидетельствует о том, что энергия от колеблющихся лопаток на корпус рассматриваемого ТРДД в основном передается потоком воздуха.

Анализ вибрации с частотой вращения ротора КНД в момент возникновения АК $f_p = 89$ Гц регистрируемой вибропреобразователями как штатными, так и дополнительными показал, что наибольшая

амплитуда виброскорости (5,1 мм/с) была зафиксирована: вибропреобразователем поз. 4 установленном на корпусе подшипника в вертикальном направлении, другие вибропреобразователи в этот же момент времени показывали: в горизонтальном направлении поз. 4 - (1,9 мм/с); поз. 5 - (1,9 мм/с) все остальные менее 3 мм/с.

Спектр роторной вибрации при штатной работе ГТД на частоте вращения ротора КНД $n = 5250$ об/мин показан на рисунке 3 (а, б и в – 1-я, 2-я и 3-я роторные гармоники КНД, d – 1-я роторная гармоника ротора КВД). Аналогичное соотношение уровня вибрации от ротора КНД наблюдается и на других режимах работы ТРДД.

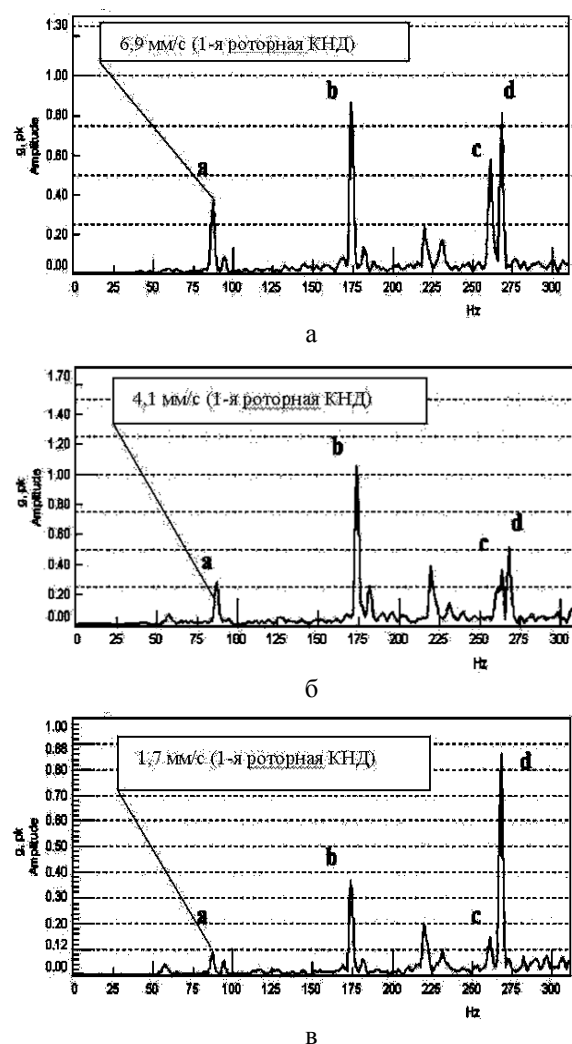


Рис. 3. Спектры роторной вибрации с вибропреобразователей, расположенных в вертикальном направлении: а – на корпусе подшипника №1 (поз. 4); б – на фланце промежуточного корпуса №1 (поз. 12); в – на фланце промежуточного корпуса № 2 (поз. 5)

Следует отметить снижение уровня вибрации по мере отдаления точки замера от места приложения возбуждающей силы, по-видимому, из-за демпфирования колебаний конструкцией деталей статора ГТД.

Выводы

В результате исследования вибрационного состояния КНД ТРДД большим количеством вибропреобразователей можно отметить:

1. Уровень вибрационного сигнала существенно зависит от места расположения вибропреобразователя.
2. Установлен механизм передачи возбуждения колебаний различной природы на корпус КНД:
 - аэродинамический при АК РК КНД;
 - механический при вибрации от неуравновешенности ротора.

Литература

1. Динамика авиационных газотурбинных двигателей / Под ред. И.А. Биргера, Б.Ф. Шорра. – М.: Машиностроение, 1981. – 232 с.
2. Михайлов А.Л., Посадова О.Л. Вибродиагностика автоколебаний рабочего колеса вентилятора ТРДД в режиме реального времени // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 9(45). – С. 110-114.
3. Сачин В.М., Туманов Н.В., Шатохин А.Г. Бесконтактная вибродиагностика флаттера рабочих колес компрессоров. Аэроупругость лопаток турбомашин. Вып. 4 // Труды ЦИАМ № 1221. – С. 195-206.
4. Михайлов А.Л., Посадова О.Л. Методика вибродиагностики автоколебаний рабочего колеса вентилятора ТРДД в режиме реального времени // Сборка в машиностроении, приборостроении. – М.: Машиностроение, 2007. – № 11. – С. 30-31.
5. Патент РФ на изобретение № 2296970 Способ диагностики автоколебаний рабочего колеса турбомшины (варианты) А.Л. Михайлов, В.В. Посадов, В.В. Воинов, А.В. Фирсов, дата публ. 10.04.2007.

Поступила в редакцию 22.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук В.И. Богданов, ОАО НПО «Сатурн», Рыбинск.

УДК 539.3:620.178

Л.Л. ЯЦКО¹, Н.И. БУРАУ², Ю.В. СОПИЛКА²¹ОАО «НТК «Электронприлад», Украина²Национальный технический университет Украины «КПИ», Украина

ДИАГНОСТИКА ТРЕЩИНЫ ВАЛА ПО УРОВНЮ НЕЛИНЕЙНОСТИ ВИБРАЦИИ ПРИ СУБГАРМОНИЧЕСКИХ РЕЗОНАНСАХ

Рассматриваются возможности применения вибрационных методов для диагностики трещин валов роторов ГТД на нестационарных режимах эксплуатации. Поперечная трещина моделируется функцией «дыхания», изменение жесткости вала зависит от взаимной ориентации сечения с трещиной и областей растяжения-сжатия вала. Моделируется ускоренное вращение поврежденного вала. Для диагностики трещины предлагается использовать уровни нелинейности вибрации при субгармонических резонансах порядка $1/2$ и $1/3$. Показано, что уровни нелинейности вибрации зависят от ориентации сечения с трещиной по отношению к областям растяжения-сжатия и ориентации несбалансированной массы.

вибрационная диагностика, трещина вала, нестационарный режим, субгармонический резонанс

Введение

Как известно [1], надежность и ресурс систем и элементов газотурбинных двигателей (ГТД) в значительной степени определяются уровнем вибрационной напряженности двигателей. Постоянное усовершенствование двигателей сопровождается увеличением скоростей вращения, усложнением рабочих процессов и конструктивных схем ГТД, что приводит к усложнению характера вибрации и увеличению ее интенсивности. Таким образом, эксплуатация ГТД сопровождается колебаниями его отдельных агрегатов, систем, узлов и деталей, вследствие чего возникает множество так называемых вибрационных дефектов, которые непосредственно вызваны действием вибрационных нагрузок и, как правило, находят свое отображение в общем вибрационном состоянии двигателя.

В настоящее время непрерывно совершенствуются методы и средства оценки общего вибрационного состояния двигателя и определения технического состояния (ТС) его систем, узлов и элементов. Использование контроля вибрации ГТД позволяет выявить дефекты опор роторов, неуравновешенность роторов, дефекты насосов, повреждения зуб-

чатых передач, обрывы лопаток и т.п. эксплуатационные повреждения и дефекты, которые могут привести к отказу двигателя.

С точки зрения вибрационной диагностики повреждений роторного оборудования наиболее информативными составляющими в общем спектре вибраций ГТД являются роторные гармоники [1, 2]. При использовании роторных гармоник в качестве диагностических признаков дефектов или повреждений в основном анализируются их уровни на резонансных режимах и характеристики их изменения в соответствии с изменением частоты вращения ротора. Кроме этого, важным является выбор режима работы двигателя. В реальных условиях эксплуатации ГТД режимы работы не являются стационарными (установившимися), или являются таковыми в течении ограниченного времени с последующим изменением. При этом, современные используемые средства вибрационного контроля и методы диагностики на основе анализа роторной вибрации и обобщенных спектров вибрации позволяют определить лишь предаварийные ситуации роторных элементов и не обеспечивают раннюю диагностику повреждений, в том числе и таких опасных, как повреждения валов роторов. Такие повреждения до

критических размеров не приводят к существенному увеличению уровней вибраций, поэтому для их раннего обнаружения и прогнозирования необходимо использование новых подходов и методов анализа вибрационных процессов, сопровождающих функционирование ГТД на стационарных и нестационарных режимах эксплуатации.

1. Формулирование проблемы

Методы вибрационной диагностики, относящиеся к непрямым методам определения ТС контролируемого объекта, позволяют определить наличие повреждения, оценить его параметры и месторасположение по изменению вибрационных характеристик объекта, обусловленном возникновением в нем повреждения. Преимуществами методов являются возможность оценивать степень поврежденности всей конструкции в целом или ее элементов в результате одного цикла виброиспытаний, относительно невысокая стоимость, возможность проведения диагностики в процессе эксплуатации за относительно короткий промежуток времени, способность выявлять дефекты в скрытых и труднодоступных местах. Указанные качества делают вибрационные методы практически безальтернативными для диагностики начальных повреждений конструктивно и функционально сложных динамических объектов, работающих на стационарных и нестационарных режимах.

Не смотря на значительный научный и практический интерес к данным методам, остается не решенной задача анализа вибрационных сигналов и надежного выявления информативных составляющих колебаний при появлении повреждения. Как показали исследования в [3], намного более высокой чувствительностью к наличию трещин усталости, чем изменения собственных частот и форм колебаний, обладают нелинейных эффектов при колебаниях элементов конструкций с трещинами. Изменение жесткости на полупериодах деформирования вследствие наличия трещины приводит к тому, что колеба-

тельная система становится нелинейной и в ней возникают суб- и супергармонические резонансы.

Данная статья посвящена исследованиям нелинейных эффектов вибраций вала с поперечной трещиной при его нестационарном вращении (с ускорением).

2. Решение проблемы

2.1. Моделирование нестационарного вращения поврежденного вала

В работе [4] приведена упрощенная модель поврежденного вала и уравнения его вращения с ускорением с учетом гравитационных сил, влияния несбалансированной массы в неподвижной и вращающейся вместе с валом системах координат. Для получения более общих результатов, удобства моделирования и интерпретации результатов запишем уравнения динамики в подвижной системе координат для относительных координат ξ_0 и η_0 (относительно статического прогиба $\eta_{ст}$) и безразмерного времени $\tau = \omega_{кр} t$, связанного со значением критической скорости вращения $\omega_{кр}$:

$$\begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\xi}_0 \\ \ddot{\eta}_0 \end{Bmatrix} + \begin{pmatrix} 2\zeta & -2R \\ 2R & 2\zeta \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\xi}_0 \\ \dot{\eta}_0 \end{Bmatrix} + \begin{pmatrix} 1 - f(\psi)\Delta K - R^2 & -2\zeta R - \lambda \\ 2\zeta R + \lambda & 1 - R^2 \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \xi_0 \\ \eta_0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \cos \Phi \\ -\sin \Phi \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} qR^2 \cos \beta + q\lambda \sin \beta \\ qR^2 \sin \beta - q\lambda \cos \beta \end{Bmatrix}. \quad (1)$$

В уравнениях обозначены: ξ_0 и η_0 соответственно относительное виброперемещение по оси, связанной со срединной линией трещины, и по ортогональной ей; ζ – относительный коэффициент демпфирования; $f(\psi)$ – ступенчатая функция, учитывающая влияние трещины на жесткость в соответствии с ее угловым положением ψ относительно вектора вибрации; q – относительный дисбаланс; β – угол ориентации несбалансированной массы (эксцентриситет e) по отношению к срединной линии трещины; Φ – мгновенное значение углового положения вращающейся системы координат относительно неподвижной при ускоренном движении ва-

ла; ΔK – относительное изменение жесткости вала в направлении ξ , вызванное наличием трещины; R – отношение мгновенного значения угловой скорости вращения ротора к частоте $\omega_{кр}$; λ – отношение ускорения вращения к квадрату $\omega_{кр}$.

Преобразование координат в плоскости вращения неподвижной и вращающейся с ротором систем координат происходит в соответствии с выражением:

$$\begin{pmatrix} z \\ y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Phi & -\sin \Phi \\ \sin \Phi & \cos \Phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \end{pmatrix}. \quad (2)$$

Расчет относительных виброперемещений

$$z_0 = z/\eta_{ст} \text{ и } \xi_0$$

в зависимости от отношения частот R для бездефектного вала и вала с трещиной проведен путем численного моделирования уравнений (1) с дальнейшим преобразованием (2) в среде MatLAB Simulink.

Для расчетов использованы следующие значения параметров модели (1): $\Delta K=0,01; 0,05; 0,1$; $\zeta=0,05$; $q=0,01; 0,05$; $\beta=0; 90; 135; 180$ (град); $\psi=0; 30; 45; 90; 135; 180$ (град); параметр R изменялся от 0 до 1,6 с шагом $\Delta\tau=0,001$, что соответствует изменению относительного времени τ от 0 до 1600 с шагом $\Delta\tau=1$. Значение $R=1$ ($\tau=1000$) соответствует переходу через критическую частоту вращения.

2.2. Анализ нестационарных вибрационных колебаний поврежденного вала

На рис. 1 приведены результаты, иллюстрирующие изменение вибрации z_0 в зависимости от τ , а на рис. 2 – результаты, иллюстрирующие изменение вибрации ξ_0 для значений $\psi = \beta = 0^0$; $q = 0,05$.

Как видно (рис. 1), появление и начальное развитие трещины приводит к повышению уровня основного резонанса при $\tau=1000$, а также к явному появлению нелинейных эффектов – на частоте вращения ротора, равной 1/2 значения критической частоты вращения ($\tau=500$) появляется нелинейный резонанс, амплитуда которого при $\Delta K=0,1$ составляет около 70% амплитуды основного резонанса.

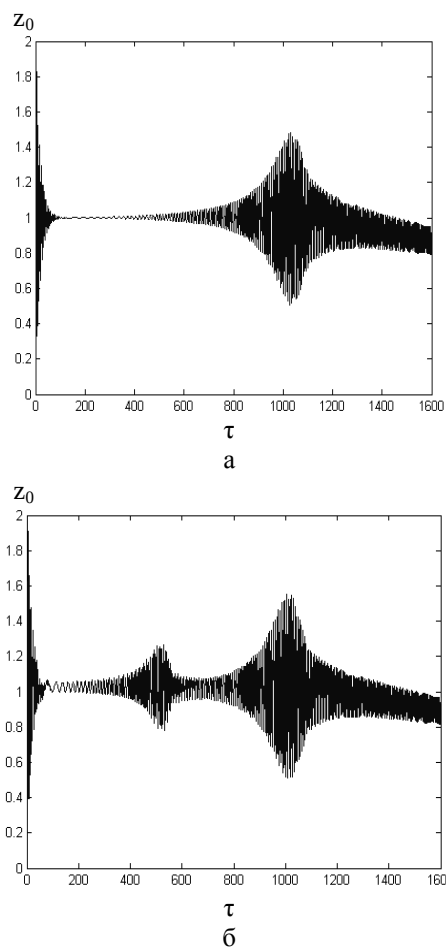


Рис. 1. Вибрация z_0 при вращении вала с ускорением: а – $\Delta K=0$; б – $\Delta K=0,05$

Результаты, приведенные на рис. 2, показывают, что колебания с амплитудой ξ_0 при ускорении ротора происходят с изменяющейся во времени частотой, появление и развитие повреждения приводят к возникновению нелинейного резонанса ($\tau=500$), амплитуда которого при $\Delta K=0,1$ практически совпадает с амплитудой основного резонанса.

На рис. 3 приведены графики зависимостей приведенных величин пиковых значений вибрации (по отношению к бездефектному состоянию) в окрестностях основного резонанса и нелинейного резонанса кратности 1/2 от относительного изменения жесткости вала при наличии трещины. Как видно, начальное повреждение вала ($\Delta K=0,01, \dots, 0,1$) вызывает значительное увеличение (до 65%) пикового значения амплитуды вибрации в области нелинейного резонанса кратностью 1/2.

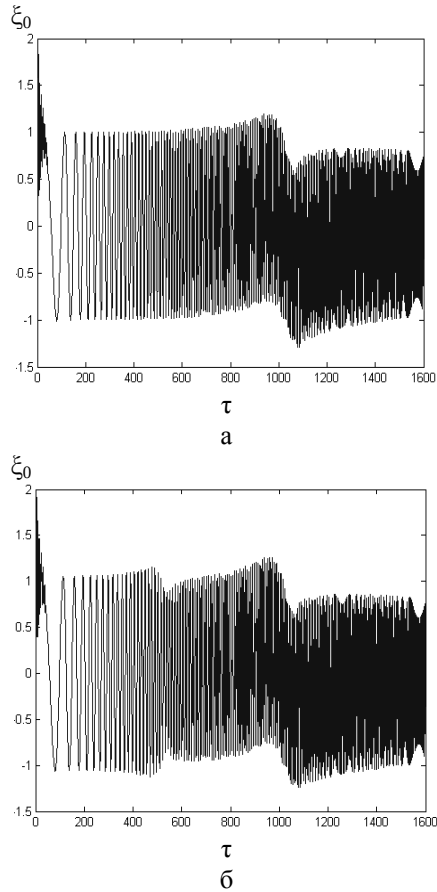


Рис. 2. Вибрация ξ_0 при вращении вала с ускорением: а – $\Delta K=0$; б – $\Delta K=0,05$

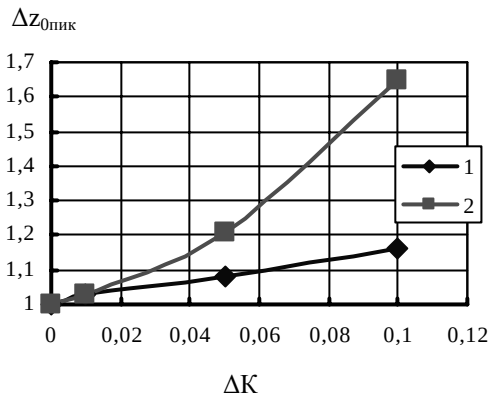


Рис. 3. Графики зависимостей $\Delta z_{0\text{пик}}$ вала от ΔK для основного резонанса (1) и нелинейного резонанса кратностью 1/2 (2)

Наличие и развитие трещины может привести к возникновению нелинейных резонансов и других порядков. Так, при расположении трещины с противоположной стороны вала (угол расположения трещины по отношению к вектору вибрации $\psi=180^\circ$) и при расположении несбалансированной массы по

отношению к трещине под углом $\beta=135^\circ$ (под углом 45° по отношению к вектору вибрации), кроме резонанса кратностью 1/2 наиболее выраженным является резонанс кратностью 1/3 при $\tau=333$ (рис. 4).

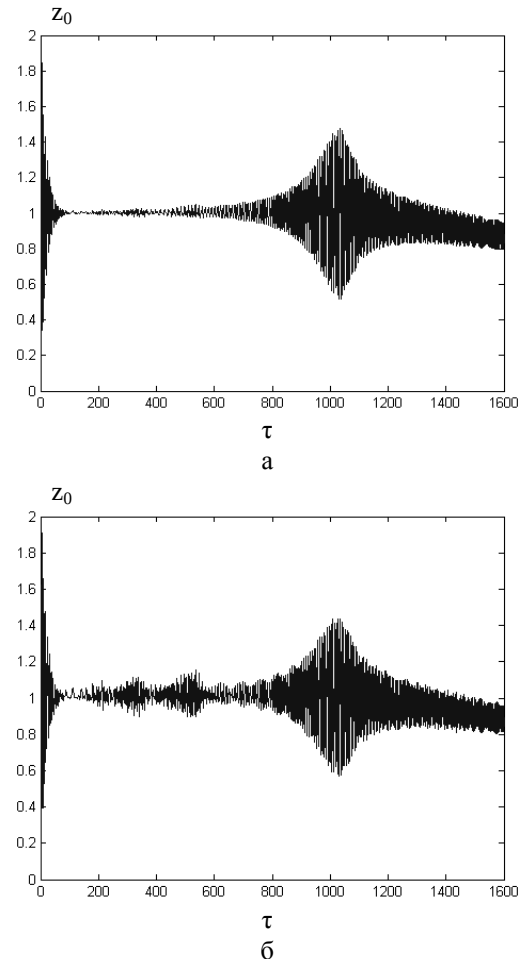


Рис. 4. Вибрация z_0 при вращении вала с ускорением при $\psi=180^\circ$, $\beta=135^\circ$: а – $\Delta K=0,01$; б – $\Delta K=0,05$

При этом увеличение пиковых значений амплитуды нелинейных резонансов до 30% сопровождается уменьшением пикового значения амплитуды основного резонанса в пределах до 6% в рассмотренном интервале значений параметра ΔK (рис. 5).

Угол ψ оказывает наиболее существенное влияние на характер вибрации при вращении ротора с ускорением.

Меньшее влияние оказывает угол, под которым расположена несбалансированная масса β .

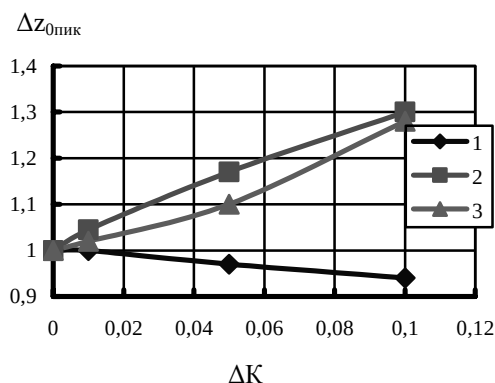


Рис. 5. Графики зависимостей $\Delta z_{0\text{пик}}$ вала от ΔK для основного резонанса (1), нелинейного резонанса кратностью 1/2 (2) и нелинейного резонанса кратностью 1/3 (3)

Например, при $\psi = 90^\circ$ срединная линия трещины ортогональна к вектору вибрации, трещина представляет собой разрез, часть которого находится в области растяжения, а часть – в области сжатия. В большей степени на раскрытие трещина работает при $\psi = 30^\circ$ и $\psi = 45^\circ$. Особенности вибрации (колебания типа биений) при ориентации $\psi = 45^\circ$ повреждения с параметром $\Delta K = 0,1$ показаны на рис. 6.

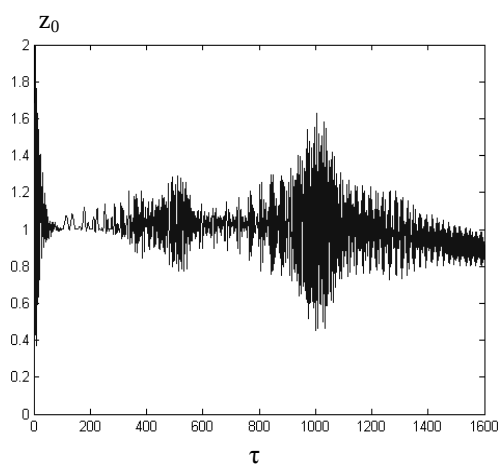


Рис. 6. Вибрация z_0 при вращении с ускорением поврежденного вала ($\Delta K = 0,1$) при $\beta = 0^\circ$ и $\psi = 45^\circ$

Уменьшение относительного дисбаланса в 5 раз примерно в 1,3 уменьшает пиковое значение амплитуды вибрации в области основного резонанса для бездефектного вала. При этом повышается чувствительность нелинейного резонанса кратностью 1/2 к

появлению трещины. Уже при $\Delta K = 0,01$ амплитуда нелинейного резонанса составляет половину амплитуды основного резонанса.

Заключение

Повреждение вала приводит к появлению нелинейных нестационарных вибрационных колебаний вала при его вращении с ускорением. Особенностью их является наличие нелинейных эффектов, а именно нелинейных резонансов при отношении частот 1/2, 1/3 и т.п. Чувствительность нелинейных эффектов к наличию трещины во много раз превосходит чувствительность собственных частот и форм колебаний. Поэтому их использование является эффективным для диагностики начальных трещин вала в процессе функционирования ГТД.

Литература

1. Дорошко С.М. Контроль и диагностирование технического состояния газотурбинных двигателей по вибрационным параметрам. – М.: Транспорт, 1984. – 128 с.
2. Карасев В.А., Ройтман А.Б. Доводка эксплуатируемых машин. Вибродиагностические методы. – М.: Машиностроение, 1986. – 192 с.
3. Бовсуновский А.П., Матвеев В.В. Вибрационные характеристики усталостного повреждения стержневых элементов конструкций // Проблемы прочности. – 2002. – № 1. – С. 52-70.
4. Бурау Н.И., Яцко Л.Л., Сопилка Ю.В., Бакалор Т.О. Влияние поперечной трещины ротора на его модальные и вибрационные характеристики // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 8/44. – С. 124-128.

Поступила в редакцию 22.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Дмитриев, Национальный авиационный университет, Киев.

УДК 621.45.01

В.Ю. БЕРЕЖНОЙ¹, О.Д. ДЕГТЯРЁВ², М.М. КУДИН², О.П. САВЕЛЬЕВ²¹ГП НПКГ «Зоря»-«Машироjekt», Украина,²Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ МЕТОДОВ АНАЛИЗА НЕСТАЦИОНАРНЫХ СИГНАЛОВ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВИБРАЦИИ ГТД НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ

Использование комбинации непрерывного вейвлет-преобразования, преобразования Габора и кепстрального анализа сигналов датчиков давления и акселерометров упростило интерпретацию результатов измерений на переходных режимах ГТД. Комбинация преобразования Габора и вейвлет-преобразования позволяет существенно упростить анализ нестационарных сигналов, применение кепстрального анализа дает возможность отсеять дополнительную порцию ненужной информации. Кепстр в современной интерпретации понимается как обратное преобразование Фурье логарифмического спектра.

газотурбинный двигатель, виброакустическая диагностика, непрерывное вейвлет-преобразование, преобразование Габора, кепстральный анализ

Введение

Основным «поставщиком» аэродинамических источников вибрации, существенно влияющих также и на работу камеры сгорания, является компрессор. При запуске двигателя клапаны перепуска и направляющие аппараты управляются по программе, предотвращая срыв потока и помпаж, при этом сами могут их вызвать [1]. Для анализа работы этих устройств на переходных режимах применяются виброакустические методы, использующие сигналы малоинерционных датчиков давления и акселерометров. Спектры этих сигналов имеют сложный вид, в них присутствуют гармонические составляющие, эхо, широкополосные и узкополосные шумы. Во время запуска двигателя эти составляющие динамически изменяются, возникают и исчезают. Усложняет анализ и то, что несколько роторов двигателя разгоняются каждый со своей скоростью.

Формулирование проблемы

Применение псевдостационарного спектрального анализа (на коротких участках с использованием авторегрессионных методов) [2] в данном случае затруднено, так как требует анализа множества спек-

тров, в которых присутствует большое количество перемещающихся друг относительно друга гармонических составляющих и узкополосных шумов.

Задача исследования состояла в выборе математического инструмента анализа, который позволил бы просто и наглядно представлять информацию, содержащуюся в сигналах датчиков на переходных режимах работы двигателя.

Решение проблемы

Для анализа нестационарных сигналов было выбрано преобразование Габора [3]. Спектрограмма тестового «chirp»-сигнала, частота которого увеличивается линейно, показана на рис.1.

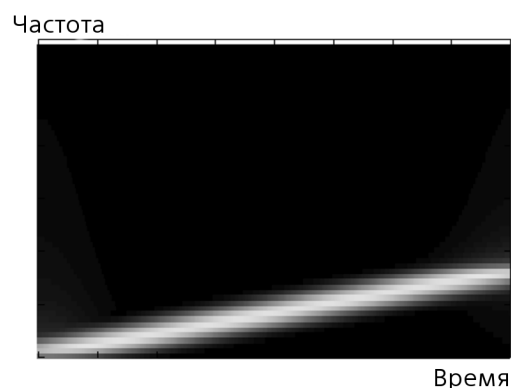


Рис. 1. Результат преобразования Габора тестового сигнала

При разгоне двигателя гармоника оборотных частот роторов и частот прохождения рабочих лопаток на спектрограмме выглядят как ряд расходящихся непрерывных кривых (рис.2, а), что существенно упрощает анализ. На рисунке изображена спектрограмма малоинерционного (до 5 кГц) пьезоэлектрического акселерометра, установленного в области переходного канала между каскадами компрессора двигателя ГТД 10000 (Николаев) [1]. Частота дискретизации 2048 Гц. На рисунке частота изменяется в пределах Найквиста. Динамика разгона роторов двигателя представлена на рис.3.

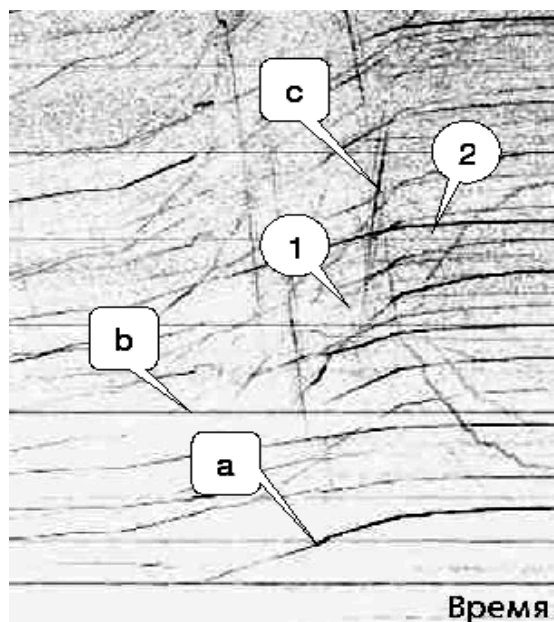


Рис. 2. Спектрограмма сигнала пьезокерамического акселерометра при разгоне двигателя

Отдельные спектры имели бы сложный вид, а на спектрограмме видны гармоника оборотных частот роторов, гармоника сетевой наводки 50Гц (рис.2,b) и несколько спектральных составляющих (рис.2,c) поведение которых было бы затруднительно проанализировать с помощью отдельных спектров.

Однако преобразование Габора не дает информации о фрактальной структуре изучаемых явлений в процессе их возникновения и развития. Для этого было применено непрерывное вейвлет-преобразование сигнала [3]

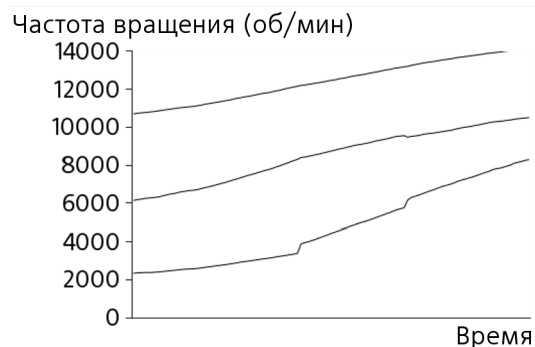


Рис. 3. Изменение частот вращения роторов ГТД на переходном режиме

Результаты непрерывного вейвлет-преобразования тестового сигнала представлены на рис. 4.

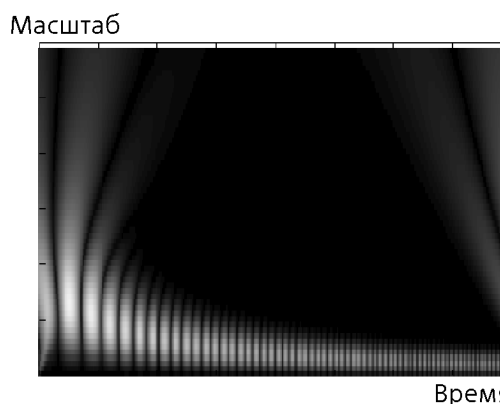


Рис.4. Непрерывное вейвлет-преобразование тестового сигнала. Вейвлет «мексиканская шляпа»

Здесь видна и структура колебаний и уменьшение их масштаба со временем. На рис. 5 показано, что результаты зависят от соответствия типа вейвлета форме сигнала. Применение прямоугольного вейвлета Хаара к синусоидальному тестовому сигналу сразу усложнило анализ результатов.

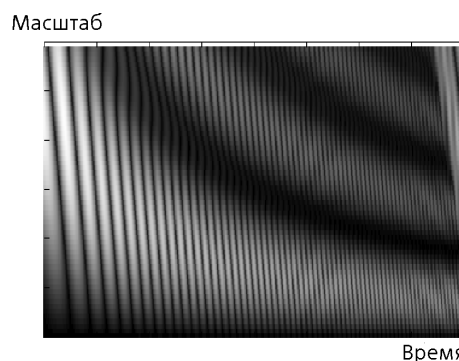


Рис. 5. Непрерывное вейвлет-преобразование тестового сигнала. Вейвлет Хаара

На рис. 6 приведена спектрограмма датчика давления (полоса 1.2 кГц), установленного на кор-

пусе камеры сгорания двигателя ГТД 10000. Частота дискретизации 2048 Гц.

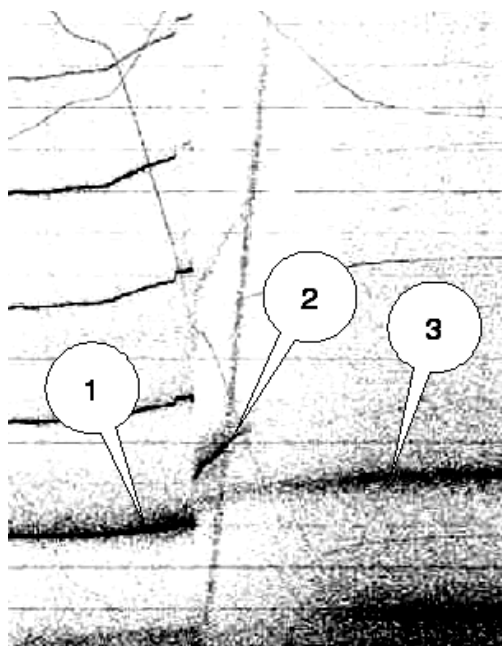


Рис. 6. Спектрограмма сигнала датчика давления

Открытие клапанов перепуска воздуха привело к возникновению пульсационного горения. На спектрограмме видны гармоники этих пульсаций (1). При закрытии клапанов пульсации исчезают, однако происходит некоторый переходный процесс с быстро растущей частотой (2) а затем остается лишь узкополосный шум (3).

Результаты вейвлет-преобразования для этих участков представлены на рис. 7 – 9.

На рис. 7 отчетливо видна структура пульсаций, занимающих диапазон масштабов.

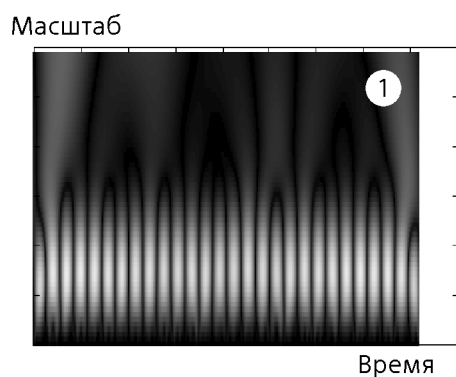


Рис. 7. Вейвлет-преобразование сигнала давления

На переходном участке эти пульсации распадаются на мелко масштабные и крупномасштабные и носят более нерегулярный характер (рис. 8).

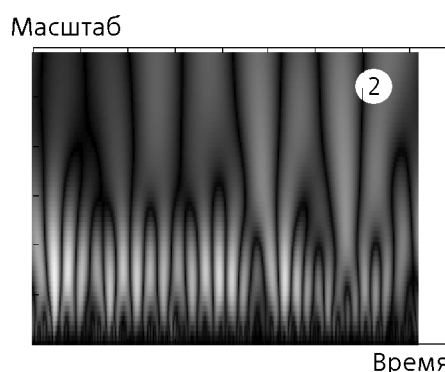


Рис. 8. Вейвлет-преобразование сигнала давления

На рис. 9 и 10 представлены вейвлет-преобразования и спектрограммы сигналов пьезокерамического микрофона, расположенного вблизи компрессора двигателя АИ-8 и СВЧ-тахометра, антенна которого была направлена на его рабочие лопатки во время запуска и остановки. Частота дискретизации составляла 44100 Гц. На рисунках частота изменяется в пределах частоты Найквиста. Как и на предыдущих спектрограммах отчетливо видны составляющие спектров, вызванные различными событиями: гармоники, связанные с оборотной частотой и частотой прохождения лопаток, широкополосные электромагнитные импульсы, возникающие при включении силовых коммутаторов, низкочастотный шум камеры сгорания.

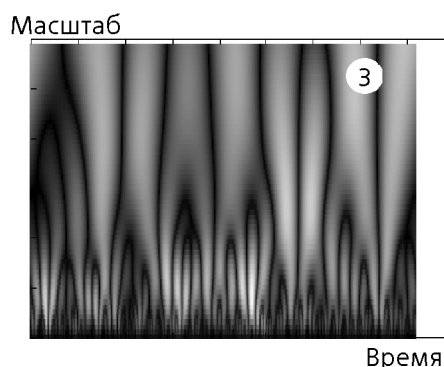


Рис. 9. Вейвлет-преобразование сигнала давления

Несмотря на то, что комбинация преобразования Габора и вейвлет-преобразования позволяет существенно упростить анализ нестационарных

сигналов, применение кепстрального анализа дает возможность отсеять дополнительную порцию ненужной информации [4]. В данной статье использован кепстр мощности. На рис. 11 представлены кепстры мощности сигнала датчика давления на участках 1 и 3 (рис.6).

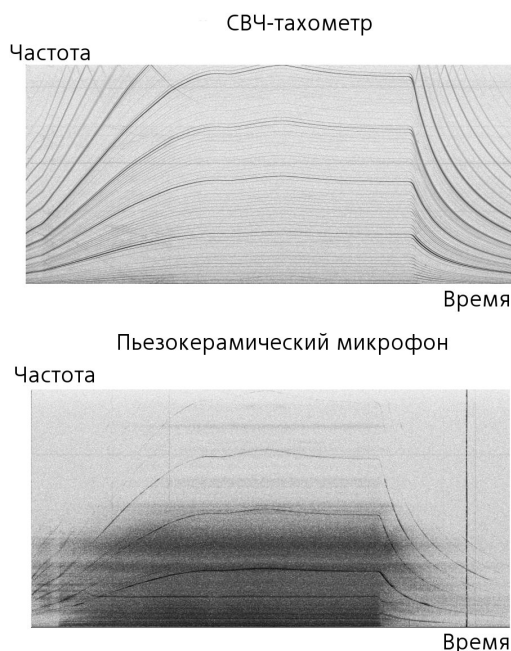


Рис.10. Спектрограммы сигналов датчиков при запуске и остановке двигателя АИ-8

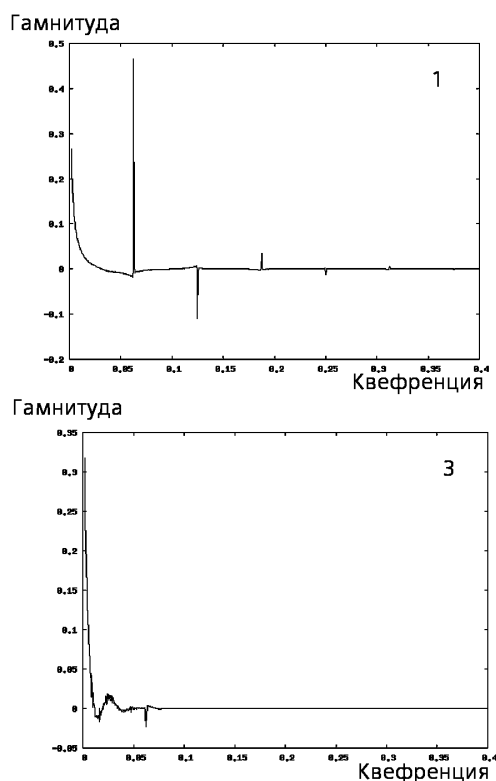


Рис. 11. Кепстры мощности сигнала давления

Из рисунка видно, что сигнал, особенно когда в нем присутствуют мощные пульсации (1) содержит свое эхо (гармоники при больших квефренциях). Одно из назначений этого вида анализа — устранение эха, тем самым из сигнала удаляется лишняя информация. Для анализа удобно использовать и кратковременный кепстр, построенный по аналогии с преобразованием Габора.

Кепстр построен с десятикратным прореживанием данных на участке затухания пульсаций давления.

Заключение

Как показали проведенные исследования, наиболее удобным математическим инструментом для анализа сигналов малоинерционных датчиков на переходных режимах ГТД является комбинация преобразования Габора, непрерывного вейвлет-анализа и кратковременного кепстрального анализа. Ее применение позволяет существенно упростить анализ результатов. Для программной реализации такой комбинации была использована открытая программа OCTAVE.

Литература

1. Определение источника повышенных пульсаций давления на входе в камеру сгорания газотурбинного двигателя / А.А.Филоненко, В.Ю.Бережной, О.Д. Дегтярев, М.М. Кудин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 7(33). – С. 98-101.
2. Марпл-мл. С.Л. Цифровой спектральный анализ и его приложения. – М.: Мир, 1990. – 584 с.
3. Штарк Г.Г. Применение вейвлетов для ЦОС. – М.: ТЕХНОСФЕРА, 007. – 192 с.
4. Рандалл Р.Б. Частотный анализ. – М.: АО К. Ларсен и сын, ДК2600 Глострун, Дания. – 389 с.

Поступила в редакцию 25.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., В.П. Герасименко, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 621.516+621.791: 620.4

И.И. КРЮКОВ¹, С.А. ЛЕОНТЬЕВ², Р.Ш. АТАЯН³, А.В. МОШНИКОВ¹¹*ОАО «НПО по исследованию и проектированию энергетического оборудования им.И.И. Ползунова», Санкт-Петербург, Россия*²*ОАО «Силовые машины» «ЛМЗ», Санкт-Петербургский филиал, Россия*³*ДОО «ОРГЭНЕРГОГАЗ», Санкт-Петербург, Россия*

ТЕХНИЧЕСКАЯ ДИАГНОСТИКА И ВОССТАНОВИТЕЛЬНЫЙ РЕМОНТ НАГНЕТАТЕЛЕЙ ПРИРОДНОГО ГАЗА

В настоящее время наработка стационарных газовых турбин на магистральных газопроводах в большинстве случаев превышает 100000 ч. Проблема продления их ресурса становится актуальной. Рассматриваются вопросы, связанные с применением неразрушающих методов контроля при восстановительном ремонте литых корпусов нагнетателей природного газа, эксплуатирующихся на магистральных газопроводах. Проведен анализ характерных повреждений. Рассмотрены особенности качественного ремонта корпусов с особо крупными дефектами в условиях компрессорных станций. При ремонте корпусов нагнетателей методом электросварки необходимо проведение проковки валиков сварных слоев с помощью электроломатки. Это необходимо для снятия остаточных сварочных напряжений.

корпус нагнетателя, диагностика, структура металла, продление ресурса, восстановительный ремонт, заварка, проковка

Введение

В настоящее время наработка стационарных ГТУ с нагнетателями природного газа, эксплуатирующихся на магистральных газопроводах, в большинстве случаев превышает 100000ч. И проблема продления их ресурса становится актуальной.

Центробежный нагнетатель (ЦБН) представляет собой корпус, в котором газ перемещается через рабочее колесо от центра к периферии, основными несущими элементами которого являются цилиндрический корпус и торцевая крышка, и предназначен для сжатия природного газа до определенного давления и дальнейшего транспортирования по сети магистрального газопровода..

Корпуса нагнетателей природного газа типа Н-370, Н-235, Н-300 и др. производства НЗЛ и ТМЗ изготавливаются из сталей 25Л, 20ГСЛ методом литья. Сложная геометрия отливки и большой объем металла отливок корпусов (до 12-20 т) делают технически сложной задачу обеспечения высокого качества и бездефектности отливок корпусов [1 – 3].

В настоящей работе рассматриваются вопросы

обеспечения надежности выявления опасных дефектов в корпусах нагнетателей природного газа методами неразрушающего контроля (НК) и проведения их качественного восстановительного ремонта в условиях компрессорных станций.

Анализ характерных дефектов

В результате обследования технического состояния корпусов более 300 нагнетателей природного газа на компрессорных станциях ОАО "Газпром" неразрушающими методами контроля (визуальный контроль, цветная дефектоскопия, магнитопорошковая дефектоскопия, травление, измерение твердости и др.) и статистической обработки полученных результатов был выявлен ряд характерных дефектов, отличающихся лишь количеством, природой и степенью развития [2].

Часть этих дефектов появляется в процессе сборочно-разборочных работ. Другая часть дефектов проявляется в условиях эксплуатации, причем имеется вероятность подрастания и увеличения дефек-

тов типа трещин. Они подразделяются на допустимые, недопустимые ремонтпригодные и недопустимые неремонтпригодные. Первые две группы составляют большую часть выявленных дефектов.

При обследовании корпусов нагнетателей выявляется относительно небольшое количество (около 3-5%) допустимых ударно-механических дефектов типа забоин и других мелких поверхностных дефектов, легко устранимых механической зачисткой без существенного отклонения от установленных геометрических размеров. Остальные дефекты любых размеров устраняются методами сварки в соответствии с «Инструкцией по ремонту нагнетателей природного газа (Н-280, Н-370, Н-260, Н-520, Н-235, Н-650) производства ПО "Невский завод" в условиях компрессорных станций магистральных газопроводов ОАО "Газпром", 2003г.

Наиболее опасными с точки зрения прочности и надежности нагнетателей типа Н-370-18-1, Н-300-1 и др. являются трещины в районе радиусного перехода от цилиндрического участка поверхности корпуса к поверхности торцевой стенки и ориентированные как в окружном, так и в осевом направлении, а также трещины, расположенные в районе сопряжения нагнетательного и всасывающего патрубков с цилиндрическим участком.

Эти дефекты связаны с технологическими (литейными) проблемами при изготовлении и могут достигать очень больших размеров (от десятков до сотен мм). Они подразделяются [3]:

- **усадочные раковины и рыхлоты** - часто образуются в процессе кристаллизации жидкого металла;
- **газовая пористость** – возникает в результате выделения газов, растворившихся в процессе плавки;
- **«горячие» трещины** - появляются в процессе затвердевания легированных сплавов, кристаллизующихся в значительном интервале температур. При разрушении непрочного «скелета» первичных кристаллов по границам зерен и образуются горячие трещины с сильно окисленной поверхностью;

- **«холодные» трещины** - образуются в отливке после затвердевания металла. Их появление связано с тем, что по мере дальнейшего охлаждения отливки внутри металла возникают знакопеременные напряжения различной величины в результате взаимодействия поверхностных и глубинных слоев, стремящихся к расширению или сжатию.

Поэтому нередко в таких зонах корпусных элементов нагнетателей, как подприбыльные места отливок, массивные узлы, переходы от больших толщин к малым, которые не имеют достаточного питания и где возникают большие напряжения при затвердевании, при неразрушающем контроле обнаруживаются дефекты металла с рыхлотами, повышенной пористостью и трещинами самых разных размеров [2].

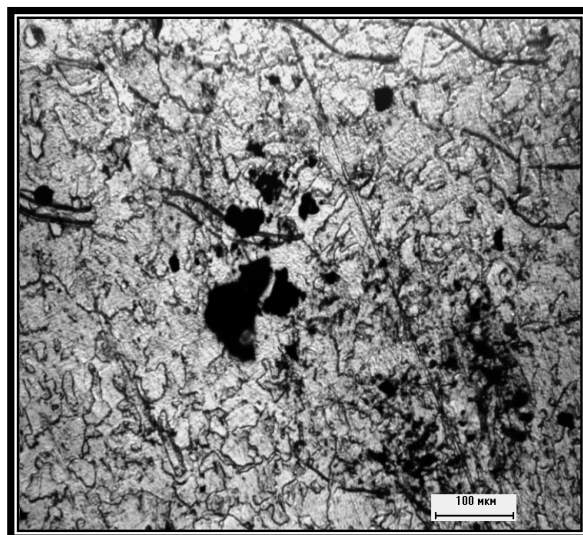


Рис. 1. Микроструктура металла корпуса нагнетателя Н-370-18-1 в районе трещины

На рис.1 приведена микроструктура металла нагнетателя Н-370-18-1 из стали 20ГСЛ, полученная в районе трещины. Видны литейные раковины черного цвета размером 5-120 мкм.

2. Неразрушающий контроль

На основании накопленного опыта диагностики в местах, где наиболее часто образуются дефекты, проводят контроль различными неразрушающими

методами (визуальный контроль, цветная дефектоскопия, магнитопорошковая дефектоскопия и др.).

На рис. 2 приведена обнаруженная при обследовании в ООО «Тюментрансгаз» трещина длиной 45 мм, расположенная на внутренней поверхности всасывающего патрубка в районе отверстий под крепежные шпильки. В этих местах дефекты могут образовываться из-за двух причин. Во-первых, из-за утонения стенок корпуса при механической обработке отверстий на заводе, когда при подаче резца в этих местах не учитывается реальная толщина. В результате толщина стенки корпуса в районе шпилечных отверстий становится меньше допустимой. А проводимые на стенде завода-изготовителя гидротестирования не всегда позволяют выявить это утонение. Во-вторых, внутренние микроскопические дефекты литья (поры и рыхлоты) в процессе длительной эксплуатации под воздействием знакопеременных нагрузок (пуски - остановки) развиваются, превращаясь в трещины, которые в зависимости от различных факторов могут и не иметь выхода на поверхность.

Трещина (рис. 2) не была сразу обнаружена при применении капиллярной цветной дефектоскопии (ЦД). Однако с помощью магнитопорошковой дефектоскопии (МПД) эта подповерхностная трещина была зафиксирована.

Значит, комплексное применение неразрушающих методов контроля повышает надежность выявления опасных дефектов.



Рис. 2. Индикаторный след подповерхностной трещины, обнаруженной методом МПД в корпусе нагнетателя Н-370-18-1

На месте обнаруженной трещины длиной 45 мм при механической выборке поврежденного металла размер дефектной зоны составил: длина 210 мм, ширина 50 мм и глубина 35 мм.

Это говорит о том, что нередко ремонтные участки с небольшими трещинами или порами на поверхности при ремонтной разделке под заварку увеличиваются многократно как по площади, так и по глубине (вплоть до сквозной прорезки) [2].

Восстановительный ремонт

На первом этапе восстановительного ремонта осуществляют выборку поврежденного металла шлифмашинкой с абразивными кругами толщиной 3-6 мм с целью полного удаления дефекта и подготовки поверхности под сварку. Для дефектов особо крупных размеров допускается при разделке применение газовой и дуговой строжки с последующей абразивной обработкой внутренней полости выборки до полного удаления зоны термического влияния (не менее 4 мм).

На втором этапе проводят заварку ремонтного участка корпуса в следующей последовательности:

- нагрев газовой горелкой ремонтного участка до температуры 150-200⁰С с постоянным контролем нагрева термопирометрами;
- непрерывная наплавка ручным электродугowym способом, постоянная зачистка поверхности валиков от шлака, брызг и абразивной пыли при многослойной наплавке;
- укрытие теплоизолирующими материалами ремонтного участка после окончания заварки;
- снятие усиления наплавки механической зачисткой после полного остывания.

Но кроме этого, для снятия остаточных сварочных напряжений, при заполнении выборки применяют способ существенного их уменьшения (в 2 - 2,5 раза), без снижения механических характеристик наплавленного металла, заключающийся в проковке каждого последующего валика на-

плавленного слоя механическим электрололкотом с зубилом [2, 4], за исключением облицовочного и покрывающего слоев.

Ремонтно-восстановительные работы по ремонту корпусов нагнетателей Н-370-18-1 с особо крупными дефектами были успешно проведены в ООО «Баштрансгаз» и ООО «Уралтрансгаз» [2].

В первом случае ремонт по новой технологии проводился после двух предыдущих неудачных. При этом ремонтная выборка составила: максимальная длина 420 мм, ширина 110 мм и глубина ~80 мм. Место расположения несквозного дефекта - выборка снаружи: на корпусе справа между верхней частью передней лапы и сопряжением корпуса с нагнетательным патрубком; толщина невыбранного металла приблизительно была равна 4-5мм.

Во втором случае – ремонтная сквозная выборка: максимальная длина 450 мм, ширина 200 мм и глубина ~100 мм, со сквозным отверстием размером 50х180 мм. Место расположения дефекта - выборка снаружи: - на корпусе слева между фланцем и радиусным приливом корпуса ЦБН к всасывающему патрубку; выборка изнутри: левее и чуть выше верхней части всасывающего патрубка (между патрубком и фланцем) с захватом оснований 2-х отверстий под крепежные шпильки.

Весь процесс непрерывной ремонтной заварки с проковкой перечисленных корпусов достигал 20-26 часов при участии двух-трех сварщиков и двух-трех слесарей, не считая времени выборки дефектного металла на первом этапе.

После завершения заварки обеспечивалось замедленное остывание металла с помощью укутывания его теплоизолирующим материалом (скорость охлаждения не должна превышать 30⁰С/мин). После полного охлаждения покрывающий слой шлифовывался. Восстанавливались геометрические размеры корпуса. Осуществлялся контроль на отсутствие трещин на отремонтированных участках методом ЦД.

Проведенная после ремонта опрессовка корпусов нагнетателей рабочим давлением не выявила никаких дефектов заваренного участка.

Ресурс отремонтированных корпусов нагнетателей был продлен на 25000 часов. При этом необходимо постоянное наблюдение за состоянием отремонтированного участка корпуса методами НК.

Выводы

Для надежного выявления дефектов в корпусах нагнетателей природного газа необходима комплексная диагностика различными методами НК.

При проведении ремонтно-восстановительных работ корпусов с дефектами большого размера методом заварки необходимо проведение проковки валиков сварных слоев для снятия остаточных сварочных напряжений.

Литература

1. Егоров И.Ф., Калинин Н.А., Чернышев В.И. Прочность корпусов нагнетателей природного газа // Труды ЦКТИ. – 2002. – Вып. 286. – С. 223-229.
2. Гонсеровский Ф.Г., Платонов В.С., Крюков И.И., Калинин Н.А., Станюкович Б.А., Чуров В.П. Восстановительный ремонт корпусов нагнетателей природного газа // Наука и техника в газовой промышленности. – 2005. – № 4. – С. 59-61.
3. Металлография железа. Т. I. Основы металлографии (с атласом микрофотографий) / Под ред. Ф.Н. Тавадзе. – М.: Металлургия, 1972. – 240 с.
4. Гонсеровский Ф.Г. Влияние послойной проковки на качество металла аустенитных швов // Автоматическая сварка. – 1959. – № 9. – С. 81-87.

Поступила в редакцию 30.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.Б. Гецов, ОАО «НПО по исследованию и проектированию энергетического оборудования им. И.И. Ползунова», Санкт-Петербург.

UDC 621.43.004.62

I. LOBODA, I.K. TRAHYN AMESCUA*National Polytechnic Institute, School of Mechanical and Electrical Engineering, Mexico***COMPRESSOR FOULING IDENTIFICATION ON GAS TURBINE FIELD DATA**

Gas turbine fault isolation or identification generally uses a model-based classification of gas path faults. This classification is not too exact because of model errors. The present paper looks at the possibility to create a fault class on the basis of gas turbine real data containing cycles of a compressor fouling and washing. The concerned data-driven fouling class formation is realized in the space of deviations of measured gas path quantities. Analyzing deviation plots for different fouling cycles, we have confirmed identifiability of the fouling. In order to draw sound conclusions, the analysis was conducted for two gas turbines of different application.

gas turbine, field data, compressor fouling, deviations of measured variables**Introduction**

In modern gas turbine health monitoring systems, the algorithms of fault identification based on treatment of gas path measured quantities (pressures, temperatures, rotation speeds, fuel consumption, etc.) are considered as principal and sufficiently complex techniques [see, for example, 1]. These algorithms are capable to identify (isolate) such gas turbine performance deterioration (degradation) mechanisms as fouling, tip rubs, seal wear, and erosion in different gas path components e.g. compressors, turbines, and a combustor. The degradation mechanisms (let's call them faults) evolve gradually over the long time of operation and induce increasing deviations of measured gas path variables. Above these gas path faults, measurement system malfunctions can also be isolated on the measured quantities [2].

To build a classification required for fault identification, various gas path mathematical models are widely used [see 2 and 3] because of high cost of physical simulation of the degradation mechanisms and infrequent fault displays. In this case, model errors are transmitted to the model-based classification and the problem arises to make the fault classification more exact using real data. Moreover, the necessary model can not sometimes be available and real data on fault displays can be unique information to build the classification.

It is famous that the most common cause of station-

ary gas turbines' deterioration is a compressor fouling. The impact of the fouling on gas turbine performance is well described [4,5] and data with fouling and washing cycles are widely used in order to verify diagnostic techniques [see, for example, 6 and 7].

In the previous papers [8,9], we also involved maintenance data (field data) with influence of the fouling into diagnostic analysis. Deviations of measured quantities from their baseline (reference) values were employed as fouling indicators. The analysis objective was to ensure high quality of the deviations by detecting measurement errors, extracting them from analyzed data, and enhancement of a baseline function. Possible error sources were examined and some methods were proposed to compute this function.

Proceeding with our work on field data with fouling and washing cycles, the present paper looks at the deviations as patterns to construct a data-driven class of the fouling. It is supposed to incorporate this class into the fault classification for gas turbine diagnostics instead a model-based fouling class. The objective of the paper is to verify whether the fouling can be well identifiable on the background of other degradation mechanisms. To that end, we study its properties by means of analyzing numerous 2D and 3D deviation plots. In section 2, the analysis is performed on field data of two industrial gas turbines and in section 3 field and model data are compared.

1. Fouling Analysis on Real Data

1.1. Approach Applied

A deviation calculation is an important preliminary operation before the stages of gas turbine monitoring, diagnostics, and prognostics. A relative deviation δY^* of a measured gas path variable Y^* can be computed as

$$\delta Y^* = \left(Y^* - Y_0(\vec{U}) \right) / Y_0(\vec{U}), \quad (1)$$

where $Y_0(\vec{U})$ is a baseline function, which corresponds to a healthy engine. The function's arguments united in a vector $\vec{U}$ are atmospheric conditions and engine control variables known all together as operating conditions. The deviations δY^* computed for all monitored variables are mostly free of the influence of operating conditions and can be good engine performance deterioration indicators.

A deviation value always contains random errors caused by measurement inaccuracy and baseline function uncertainty. Being great, these errors can mask the deterioration effect, in particular, the fouling influence. Hence, it is of great importance to reduce the errors and make the fouling more identifiable.

Let's denote the highest possible random error in deviation (1) by σ_Y and calculate a normalized deviation

$$\delta Y_N^* = \delta Y^* / \sigma_Y = \frac{Y^* - Y_0(\vec{U})}{Y_0(\vec{U}) \sigma_Y}. \quad (2)$$

As maximum error of each normalized deviations is equal to one, the fault class description will be uniform for all monitored variables. That is why in the present paper, the fouling class is described and analyzed in the diagnostic space of the deviations (2). The normalized deviations of all monitored variables computed for one measurement time section compose the vector that is a point in the diagnostic space and a pattern to be recognized. Every fault class including the fouling class is presented by a set of patterns.

During the computing the deviations, it is a main problem to get an adequate baseline function. Polyno-

mials and artificial neural networks are usually applied to that end and a learning set of real data is used to identify them. We showed in previous works [8,9] that the second order full polynomials adequately describe behaviour of a healthy engine. We also revealed that the learning set generated by a gas turbine thermodynamic model permits to get a good baseline function. That is why the second order polynomials and the thermodynamic model are employed in the present paper. In addition to generating the learning set, this model is applied for simulating the compressor fouling.

The model has the following structure

$$\vec{Y} = F(\vec{U}, \vec{\Theta}) \quad (3)$$

and relates the gas path variables with the operating conditions and fault parameters $\vec{\Theta}$. These parameters are used to displace performance maps of engine components and simulate different faults in this way.

In the present paper, fouling analysis on real data will be carried out in the space of the deviations by plotting data with different fouling cycles and by the visual examination of suitability of the plotted data for construction of a representative fouling class. In particular, the properties will be verified of (a) deviation sensibility to the fouling, (b) low deviation errors, (c) uniform pattern distribution in the fouling class area, and (d) repeatability of the class area for various fouling cycles.

Two following subsections deal with the data analysis for two free turbine power plants of different application. The first of them called in this paper as Engine 1 drives a centrifugal compressor in natural gas pipelines, while the second called Engine 2 is a driver of an electrical generator. During prolonged periods of time, field data of these engines were registered in special diagnostic databases within an hour interval. The data cover numerous cycles of the fouling and washing. Our preliminary analysis shows that engines' performances are recovered after the washings. That is why the fouling can be considered as a unique degradation mechanism affecting the engines during the registration periods.

1.2. Engine 1 Data Analysis

For Engine 1, a total registration period embraces 2605 hours of operation and consists of two intervals of the fouling with the washing between them. The washing takes place after the 1010th hour of operation.

As described before, the chosen baseline function presents the second order full polynomial. To introduce engine operating conditions into the function, four arguments have been selected for Engine 1: fuel consumption, free turbine (power turbine) rotation speed, inlet temperature, and atmospheric pressure. These arguments almost completely determine an engine operating point and ensure the smallest deviation errors. To calculate polynomial's coefficients, the data generated by the thermodynamic model of type (3) was employed.

On the basis of the calculated baseline functions, deviations (1) have been computed for all monitored gas path variables. As a result of analyzing and comparing deviation plots, four most informative deviations were selected for further analysis and their highest possible errors were estimated. Table 1 specifies the deviations and their error parameters.

In Fig.1, time plots of the selected deviations are presented. As can be seen for all deviations, an influence of the fouling and washing is clearly visible in the background of random fluctuations. However, gas turbine faults are usually identified and a fault classifica-

tion is constructed in the multidimensional space of normalized deviations (2). For this reason, we also plotted 3D and 2D diagrams of normalized deviations (patterns) without a time variable.

Table 1

Deviations analyzed for Engine 1

Deviation notation	Name of monitored variable	Error σ_Y
dTt	High pressure turbine temperature	0,0050
dTpt	Power turbine temperature	0,0060
dPt	High pressure turbine pressure	0,0055
dPc	Compressor pressure	0,0090

Note: The name of variable references to an outlet section of the corresponding engine component.

Fig. 2 shows the 3D diagram for the first three variables of Table 1. Patterns of the first and the second fouling intervals are marked here and below as F1 and F2 correspondingly.

As one 3D diagram does not give a full picture of a pattern distribution, three projections are also given in Fig. 3. It can be seen in the both figures that the fouling patterns create a compact and elongated areas. This means that the chosen deviations are sensible to the fouling and the deviation errors are relatively small. In other words, the signal-to-noise ratio is relatively great. It can additionally be stated that the pattern areas of two fouling intervals are pulled out in the same direction, namely the fouling influence on the monitored variables does not change with the gas turbine operation time.

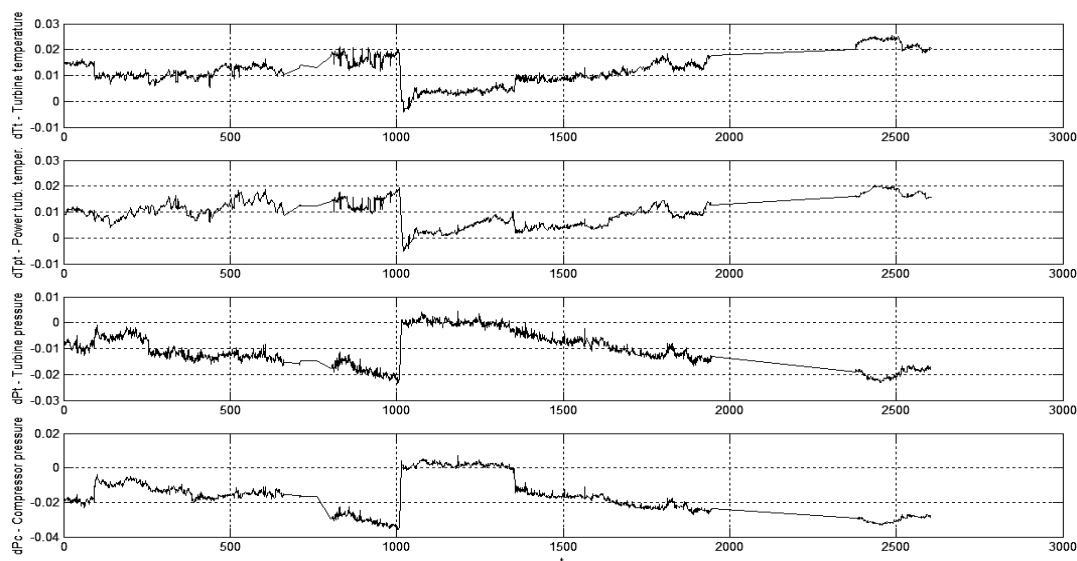


Fig. 1. Time plots of Engine 1 deviations

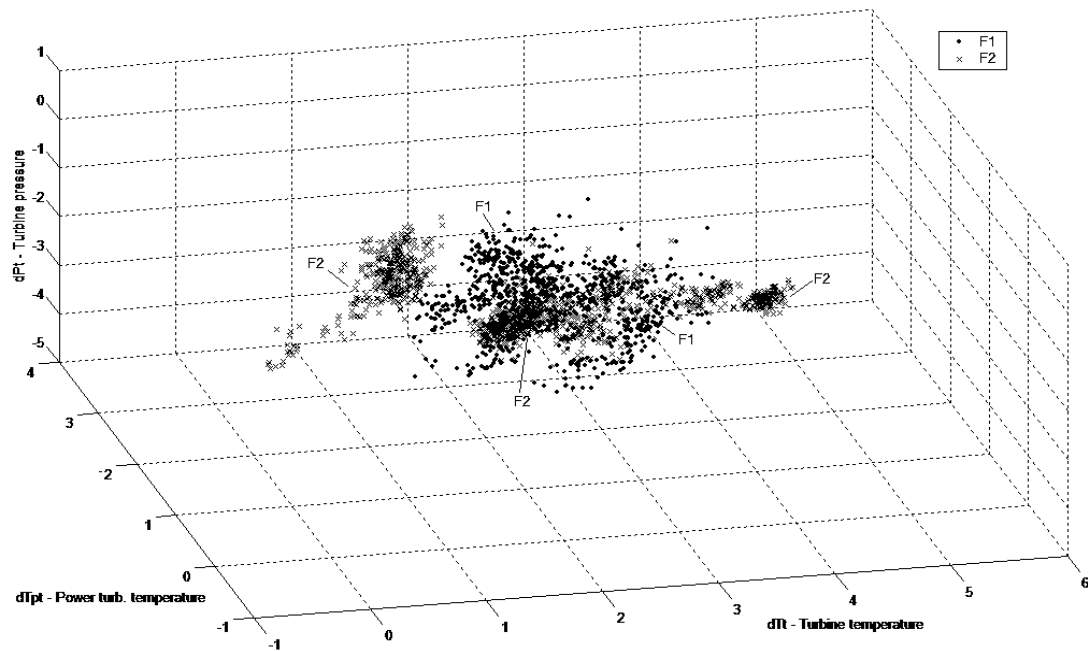


Fig. 2. 3D diagram of Engine 1 normalized deviations

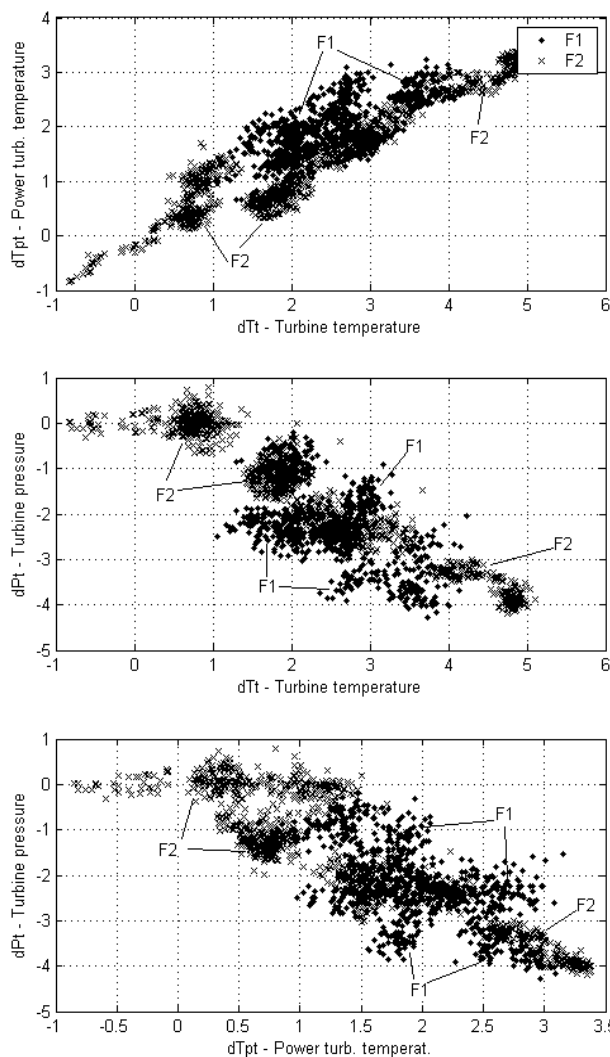


Fig. 3. 2D diagrams of Engine 1 normalized deviations

Engine 2 data are also attracted in order to generalize the analysis and conclusions. For this engine, the fouling analysis is conducted in the next subsection in the same manner as for Engine 1.

1.3. Engine 2 Data Analysis

A total period of Engine 2 field data registration includes 4914 hours of operation and consists of five intervals of the fouling with the washings at the time points $t = 803, 1916, 3098$, and 4317 .

For the need of an electrical generator, a free turbine rotation speed is maintained constant. Therefore, the baseline function has only three arguments. The chosen arguments that ensure the smallest deviation errors are free turbine power, atmospheric temperature, and inlet pressure.

A thermodynamic model was not available for Engine 2 and a learning set for computing baseline function coefficients was composed from field data.

Only three deviations were found to be informative for the considered engine. These deviations and their errors are specified in Table 2.

Fig. 4 shows time plots of the selected deviations. One can see that an influence of the fouling and washing is as clearly visible as in the case of Engine 1.

Table 2
Deviations analyzed for Engine 2

Deviation notation	Name of monitored variable	Error σ_Y
dTc	Compressor temperature	0,0080
dTt	High pressure turbine temperature	0,0060
dTpt	Power turbine temperature	0,0110

In Fig. 5 and 6, the 3D diagram and the projection graphs are presented. The fouling interval are marked

here as F1, F2, ..., F5. As can be seen in the figures, the distribution of Engine 2 patterns confirms the conclusions drawn for Engine 1: the deviations are sensible to the fouling, the errors are relatively small, the patterns are uniformly distributed, and the fouling influence on the deviations is the same for all five intervals.

Availability of the Engine 1 thermodynamic model allows comparing real fouling displays with simulated data.

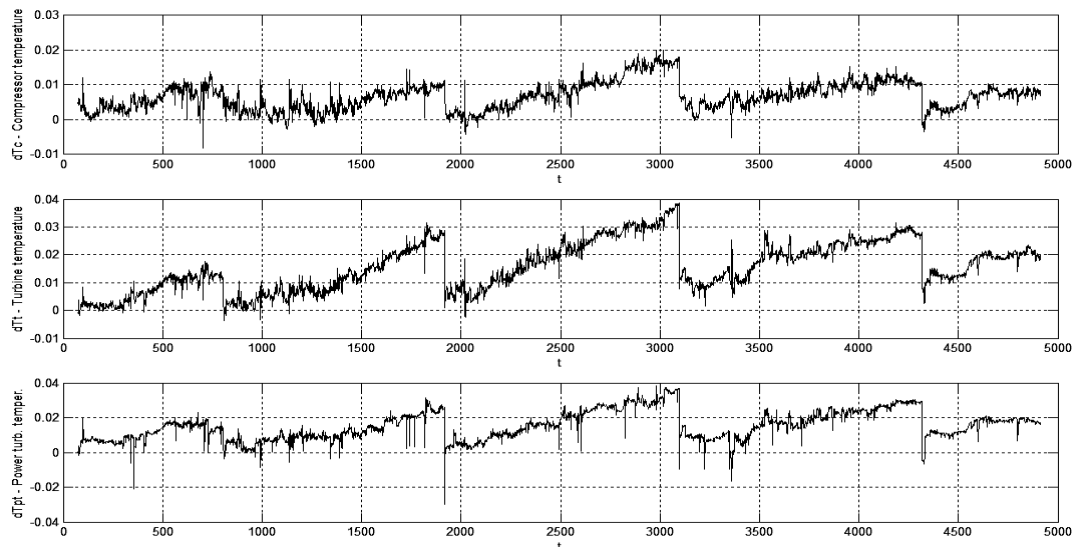


Fig. 4. Time plots of Engine 2 deviations

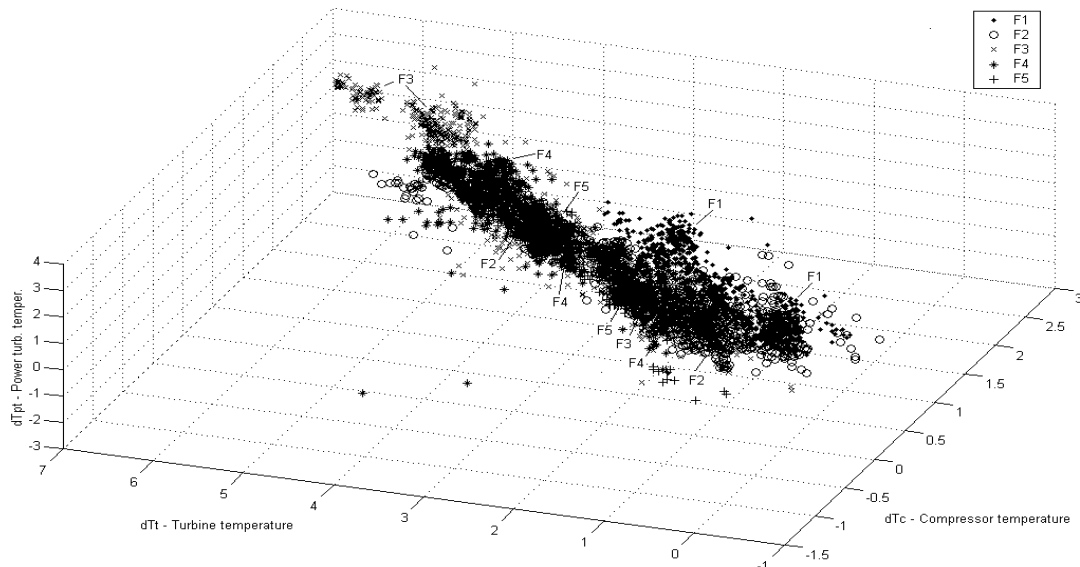


Fig. 5. 3D diagram of Engine 2 normalized deviations.

2. Comparison of Real and Simulated Engine 1 Fouling Data

Software of the thermodynamic model permits to calculate a linear model

$$\vec{\delta Y} = H \vec{\delta \Theta}, \quad (4)$$

which connects small changes of fault parameters $\vec{\delta \Theta}$ and gas path variables $\vec{\delta Y}$ by an influence matrix H for fixed operating conditions. This linear model was used in the presented analysis on order to simplify the fouling simulation by calculating numerous patterns.

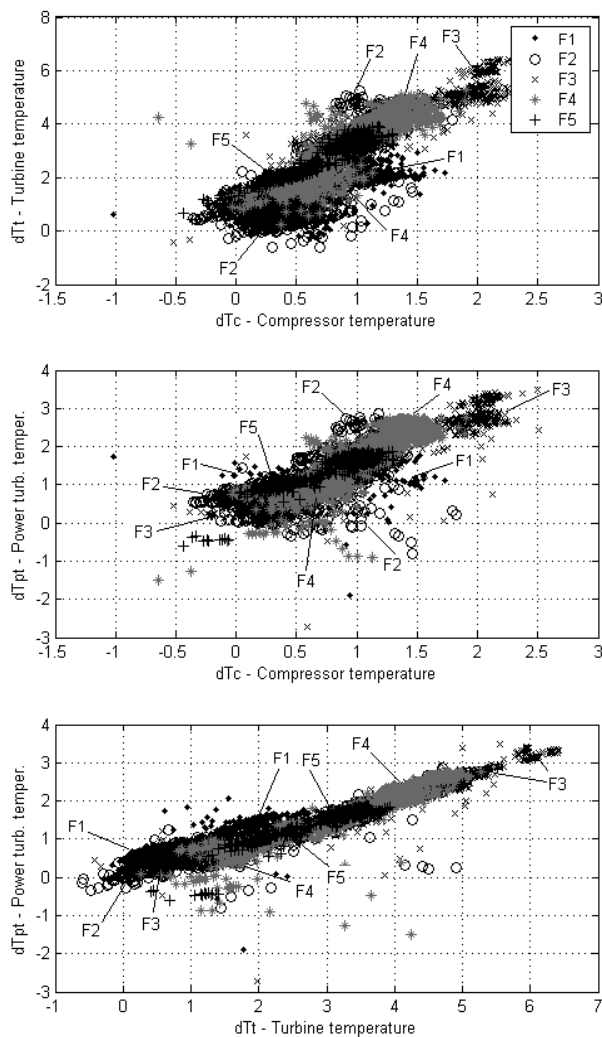


Fig. 6. 2D diagrams of Engine 1 normalized deviations

To conserve fouling influence, the engine operating point for calculating the influence matrix was given by the fixed values of the same variables that were used in subsection 2.2 as the arguments of a baseline function. The fouling was simulated by gradual changes $\delta\Theta_1$ and $\delta\Theta_2$ of the compressor fault parameters, compressor flow decrease and compressor efficiency decrease, from zero to their minimal values -0.030 and -0.015.

The deviations $\delta \vec{Y}$ induced by $\delta\Theta_1$ and $\delta\Theta_2$ were normalized then. In order to estimate the model accuracy, the normalized simulated deviations with and without errors were finally compared with real fouling data.

With the purpose of better comparison, the model-based deviations and data-driven ones are plotted together in common coordinates. Two 3D diagrams are presented in Fig. 7 and 8.

In Fig.7, simulated deviations without errors are given in the plane that is parallel to the line of fouling severity increase while Fig.8 presents a transversal view where the simulated fouling is projected to a point. The simulated data are marked here and below by “M”-letter.

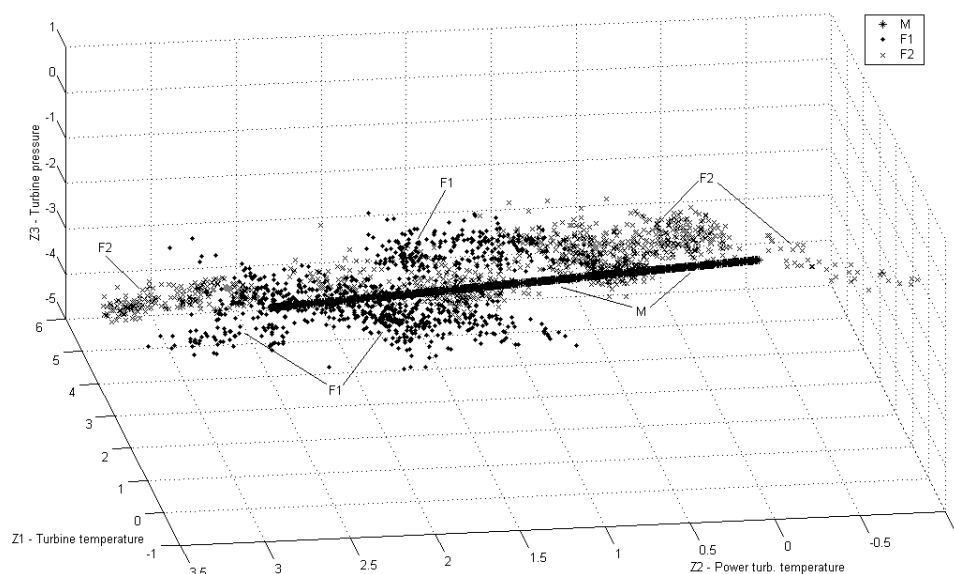


Fig. 7. 3D diagram of Engine 1 real and simulated fouling data (longitudinal view)

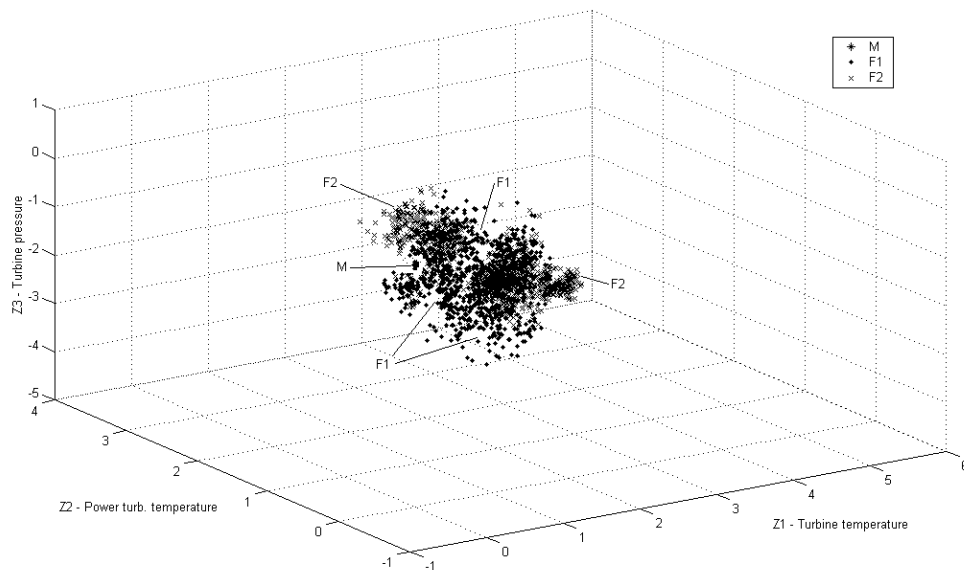


Fig. 8. 3D diagram of Engine 1 real and simulated fouling data (transversal view)

In Fig. 9 and 10, 2D graphs are presented.

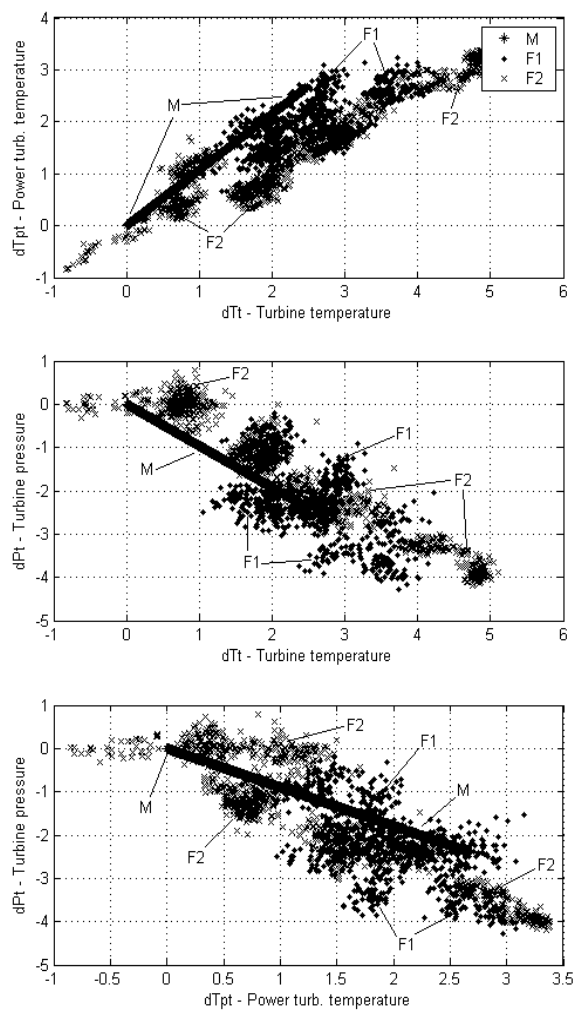


Fig. 9. 2D diagrams of Engine 1 real fouling data and results of the deviations simulation without errors

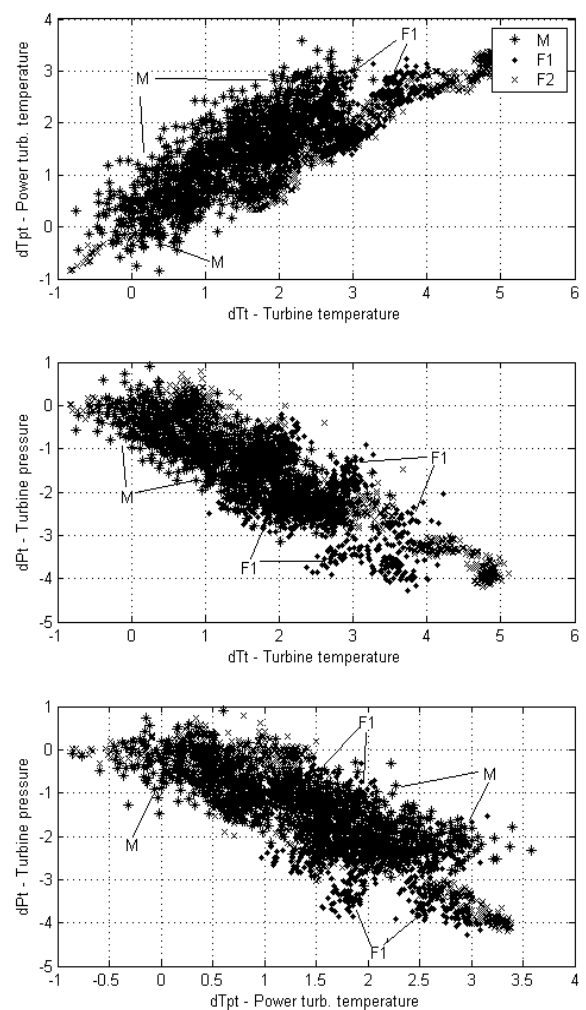


Fig. 10. 2D diagrams of Engine 1 real fouling data and results of the deviations simulation with errors

Figure 9 illustrates the case of simulated data without errors and in Fig. 10 the data with errors are shown. It can generally be concluded from observing all plots that the thermodynamic model correctly reflects the fouling influence on monitored variables despite of a slight displacement of simulated data.

Conclusions

Thus, analyzing deviation plots based on real gas turbine data, we have demonstrated the possibility to create well recognizable class of compressor fouling. The deviations were found to be sensible to the fouling and a class area was compact and time stable. To better study the foiling class' properties, the analysis was performed on field data of two different gas turbines.

Comparing real and simulated data of one of the analyzed gas turbines, we have also shown that the thermodynamic model satisfactorily describes the fouling influence on gas turbine performance.

The above conclusions support the idea of a mixed fault classification that incorporates both model-based and data-driven fault classes. Such a classification will combine a profound common diagnosis with an elevated diagnostic accuracy for the data-driven classes.

The present paper can be considered only as the first attempt to analyze data-driven fault classes. Visual qualitative analysis will be accompanied by quantitative estimations of class properties in our future works.

Acknowledgments

The work has been carried out with the support of the National Polytechnic Institute of Mexico (project 20080974).

References

1. Boyce, Meherwan P. Gas Turbine Engineering Handbook. – Gulf Publishing Company. – 1995.

2. Romesis C., Mathioudakis K. Setting up of a probabilistic neural network for sensor fault detection including operation with component fault // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 125. – 2003. – P. 634-641.

3. Roemer M.J., Kacprzynski G.J. Advanced diagnostics and prognostics for gas turbine engine risk assessment // Proc. ASME Turbo Expo Conf., Germany. – 2000. – 10 p.

4. Saravanamuttoo H.I.H., MacIsaac B.D. Thermodynamic models for pipeline gas turbine diagnostics // ASME Journal of Engineering for Power. 105. – 1983. – P. 875-884.

5. Tarabrin A.P., Schurovsky V.A., Bodrov A.I., Stalder J.P. An analysis of axial compressor fouling and a blade cleaning method // ASME Journal of Turbomachinery. 120. – 1998. – P. 256-261.

6. Kacprzynski Gregory J. et al. A prognostic modelling approach for predicting recurring maintenance for shipboard propulsion system. – Proc. ASME Turbo Expo Conf., USA. – 2001. – 7 p.

7. Lord B., Bennett J. Equipment health monitoring failure mode characteristics case study // Proc. 17th National Petroleum Show, Canada. – 2000. – 25 p.

8. Hernández González J.C., Loboda I. Carlos de la Cruz Alejo. Development of normal state model for gas turbine performance monitoring // Memorias del 3^{er} Congreso Internacional de Ingeniería Electromecánica y de Sistemas, México. – 2002. – P. 243-246.

9. Loboda I., Yepifanov S., Feldshteyn Y. Deviation problem in gas turbine health monitoring // Proc. IASTED International Conference on Power and Energy Systems, USA. – 2004. – 6 p.

Поступила в редакцию 28.04.2008

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.А. Гусев, Национальный аэрокосмический университет им. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.396

О.О. КУЗНЕЦОВ

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Україна

ДОСЛІДЖЕННЯ ДИФЕРЕНЦІЙНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ МІНІВЕРСІЙ БЛОЧНО-СИМЕТРИЧНИХ ШИФРІВ AES І ADE

Розглянуто мініверсії блочно-симетричних шифрів: національного стандарту шифрування США AES (Advanced Encryption Standard) (FIPS - 197) та блочно-симетричного шифру ADE (Algorithm of Dynamic Encryption) – кандидата на національний стандарт шифрування України. Досліджуються особливості перевірки стійкості блочно-симетричних шифрів до атак диференційного криптоаналізу для зменшених моделей. Викладається методика статистичних досліджень диференційних властивостей блочно-симетричних шифрів та наводяться результати порівняльних досліджень мініверсій шифрів AES і ADE.

алгоритм блочного симетричного шифрування, диференційний криптографічний аналіз, розподіл різниць, мініверсії шифрів, статистичні дослідження диференційних властивостей

Вступ

Відповідно до рішення Державної служби спеціального зв'язку та захисту інформації в Україні проводиться відкритий конкурс блочних симетричних криптоалгоритмів [1]. Однією з пропозицій є алгоритм шифрування із динамічно керованими криптопримітивами ADE (Algorithm of Dynamic Encryption) [2]. В даній роботі розглядаються криптографічні властивості шифру ADE, оцінюється стійкість до диференційного криптоаналізу у порівнянні із аналогічними характеристиками національного стандарту шифрування США AES.

Диференційні властивості мініверсій шифрів AES і ADE

Сутність диференційного криптоаналізу полягає у використанні специфічних входів в так звані таблиці розподілу різниць S-блоків, що використовуються блочним шифром [3, 4]. Таблиця розподілу різниць S-блоку $n \times s$ – це матриця розміру $2^n \times 2^s$, рядки матриці індексовані векторами, що представляють вхідні різниці, колонки індексовані векторами, що є вихідними різницями. Комірка в таблиці індексована парою входів (α, β) і вказує число пар вхідних векторів що мають вхідну різницю α які

переходять у вихідну різницю β . Таблиця дозволяє знайти найбільш вірогідні значення переходів вхідної різниці у вихідну, які використовуються для побудови відповідних одноциклових диференційних характеристик.

Атака диференційного криптоаналізу здійснюється шляхом пошуку диференційних характеристик, які дозволяють фіксовану вхідну різницю довести з ймовірністю, більшою, ніж дає атака прямого перебору ключів, до фіксованої різниці на вході передостаннього циклу. Якщо таку характеристику вдається знайти, то на основі вивчення статистики проходження пар відібраних відкритих текстів через останній цикл шифрування будується процедура визначення ключових біт шифру.

Оскільки диференційний криптоаналіз відновлює біти ключа на останньому циклі, то для успішної атаки на шифр необхідний багатоцикловий диференціал (диференційна характеристика), який покриває майже всі цикли шифру і має вірогідність, яка значно перевищує значення 2^{-n} (тут n – розмір ключа в бітах). Відповідно, за критерій захищеності g -циклового шифру від атак диференційного криптоаналізу вважається виконання нерівності $P^{(r-1-q)} \leq 2^{1-n}$, де $q=1$ або $q=2$ визначається

можливістю реалізації NR-атаки з різною кількістю циклів (атаки з $N = q$ підібраними завершальними циклами). Значення $P^{(r-l-q)}$ характеризує складність виконання найбільш ресурсоємного етапу диференційного криптоаналізу – підбору правильної пари відкритих текстів. Правильна пара дозволяє припустити значення бітів підключа останнього циклу.

При визначенні стійкості S-блоків до атак диференційного криптоаналізу використовується поняття диференційної δ -рівномірності [3, 4].

Нехай F буде $n \times s$ S-блоком, де $n \geq s$. δ – найбільше значення в диференційній таблиці:

$$\delta = \max_{\alpha \in V_n, \alpha \neq 0} \max_{\beta \in V_s} |\{x | F(x) \oplus F(x \oplus \alpha) = \beta\}|.$$

Тоді S-блок F є диференційно δ -рівномірний. Очевидно, що диференційна рівномірність S-блока міститься в межах $2^{n-s} \leq \delta \leq 2^n$. S-блок вважається за хороший по цьому показнику, якщо значення δ достатньо мале.

По аналогії з цим визначенням розглянемо умовну Δ_k - рівномірність всього набору шифруючих перетворень.

Для блокового симетричного шифру $n = \{K, M, C, T\}$, де K , M і C – кінцеві множини, що позначають ключовий простір, простір повідомлень і простір шифртекстів, а $T: K \times M \rightarrow C$ – шифруюче перетворення таке, що для $x \in M$ маємо. Значення

$$\Delta_k = \max_{\alpha \in V_n, \alpha \neq 0} \max_{\beta \in V_s} |\{x | T_k(x) \oplus T_k(x \oplus \alpha) = \beta\}|$$

є умовною Δ_k – рівномірністю шифру.

Отже, сутність виконання атаки диференційного криптоаналізу для зменшених моделей шифрів зводиться до визначення максимального значення кількості переходів фіксованої різності на вході шифру в фіксовану різність на виході шифру.

У проведених дослідженнях в якості S-блока розглядався цілком весь набір шифруючих перетворень для одного ключа, так що загальне число різних під-

становок дорівнює потужності ключового простору K , і для зменшених версій шифрів таблиця диференціалів має розмір $2^{16} \times 2^{16}$ (у мініверсіях використовуються 16-бітові блоки даних [5]), тобто можливо 2^{16} варіантів вхідних і стільки ж вихідних різниць.

При проведенні статистичного експерименту побудовано 1000 варіантів таблиць, кожна для випадково вибраного значення 16-бітового ключа шифрування. Визначалися наступні показники:

– середнє по множині з 1000 випадково вибраних ключів шифрування (по множині таблиць) значення Δ^r - рівномірності r -циклового шифру

$$\Delta^r = \frac{1}{1000} \sum_{i=1}^{1000} \Delta_{k_i}^r, \quad (1)$$

де $\Delta_{k_i}^r$ – значення показника рівномірності (максимальне значення заповнення кожної з таблиць) для r -циклового шифру з ключем шифрування k_i , $r = 2, 4, 6, 8$;

– $\Delta_{k_i}^r$ – рівномірність r -циклового шифру при порядковому розгляді таблиць розподілу диференціалів (виконувалося усереднювання значень максимального числа переходів фіксованої вхідної різниці (XOR) відкритих текстів у вихідну різницю відповідних шифртекстів для рядків таблиць диференціалів);

– середньоквадратичне відхилення умовної Δ_k^r - рівномірності для вибірки з 1000 ключів;

– абсолютні значення умовної Δ_k^r - рівномірності r -циклового шифру по вибірці з 1000 ключів зашифрування;

– математичне очікування мінімальних значень максимумів числа переходів r -циклового шифру.

Оскільки в експерименті брало участь тільки 1000 реалізацій ключів зашифрування, то використовувався метод довірчих інтервалів, що є методом математичної статистики, спеціально призначеним для побудови множини наближених значень невідомих параметрів імовірнісних розподілів.

Таблиця 1

Δ' - рівномірність r –циклового шифру.

Шифр	Кількість раундів						
	2	3	4	5	6	7	8
babyADE	3254±59	301,3±7,3	20,064±0,348	19,170±0,124	19,120±0,092	19,166±0,093	19,106±0,091
miniAES	4955±24	640,6±4,6	43,066±0,999	20,538±0,202	19,082±0,093	19,122±0,092	19,122±0,096

Таблиця 2

Δ' - рівномірність r –циклового шифру при порядковому розгляді таблиць розподілу диференціалів.

Шифр	Кількість раундів						
	2	3	4	5	6	7	8
babyADE	61,2±0,5	13,475±0,047	11,3559±0,0006	11,3459±0,0004	11,3456±0,0004	11,3458±0,0004	11,3458±0,0004
miniAES	77,3±0,2	16,103±0,01	11,4065±0,0012	11,3488±0,0004	11,3456±0,0004	11,3458±0,0004	11,3456±0,0004

Таблиця 3

Середньоквадратичне відхилення умовної Δ'_k - рівномірності для вибірки з 1000 ключів.

Шифр	Кількість раундів						
	2	3	4	5	6	7	8
babyADE	154,9	11,815	1,213	1,209	1,208	1,208	1,208
miniAES	182,2	20,609	1,355	1,211	1,208	1,208	1,208

Таблиця 4

Абсолютні значення умовної Δ'_k - рівномірності r –циклового шифру по вибірці з 1000 ключів шифрування.

Шифр	Кількість раундів						
	2	3	4	5	6	7	8
babyADE	5632	1088	72	40	24	22	26
miniAES	5632	768	108	36	24	24	28

Таблиця 5

Математичне очікування мінімальних значень максимального числа переходів r –циклового шифру.

Шифр	Кількість раундів						
	2	3	4	5	6	7	8
babyADE	16,5±0,2	10,00±0,005	8,93±0,08	8,89±0,08	8,85±0,08	8,91±0,08	8,90±0,08
miniAES	18,6±0,4	10,00	9,01±0,08	8,85±0,08	8,93±0,08	8,92±0,08	8,86±0,08

Нехай $X_1, X_2, \dots, X_n$, $n \geq 2$ – незалежні випадкові величини, що підкоряються одному і тому ж нормальному закону з невідомими параметрами $EX_i = \theta_1$ і $DX_i = \theta_2$, причому потрібно побудувати інтервальну оцінку $u(\theta) = \theta_1$. Нехай

$$\bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i, \quad s^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2.$$

Випадкова величина $T = \sqrt{n}(\bar{X} - \theta) / s$ підкоряється розподілу Ст'юдента з $n-1$ ступенями свободи, яке не залежить від невідомих параметрів θ_1 і θ_2 ($\theta_1 < \infty, \theta_2 > 0$), і при будь-якому позитивному t вірогідність події

$$\left\{ \bar{X} - \frac{t \cdot s}{\sqrt{n}} < \theta_1 < \bar{X} + \frac{t \cdot s}{\sqrt{n}} \right\}$$

залежить лише від t . Якщо вказаний інтервал прийняти за інтервальну оцінку для θ_1 , то йому відповідає тиме довірча ймовірність

$$P_c(\theta_1, \theta_2) = P\{|T| < t\} = 1 - \alpha,$$

що не залежить від параметрів $\theta = \{\theta_1, \theta_2\}$.

В результаті, задаючись довірчою вірогідністю $P_c(\theta_1, \theta_2) = 0,99$, тобто $\alpha = 0,01$, на підставі таблиці розподілу Ст'юдента для заданих значень α і $n = 1000$ отримуємо $t = 2,576$, і, отже

$$\frac{t \cdot s}{\sqrt{n}} = \frac{2,576 \cdot s}{\sqrt{1000}} = 0,081 \cdot s.$$

Результати статистичних досліджень диференційних властивостей міні-шифрів BABY-ADE і mini-AES приведені в таблицях 1–5.

Характеристики, представлені в них, були отримані при обробці 1000 реалізацій таблиць диференціалів. Довірчий інтервал був заданий рівнем значущості $\alpha = 0,01$, що відповідає довірчій вірогідності $P = (1 - \alpha) \cdot 100\% = 99\%$.

Висновки

Представлені результати свідчать, що диференційні властивості шифру BABY-ADE не гірші за диференційні властивості шифру mini-AES. Якщо

бути точнішим, то можна відзначити, що введені в шифр BABY-ADE механізми динамічного (ключового) управління привели до невеликого покращання його диференційних властивостей. Представляється, що ці висновки можна перенести і на повні версії шифрів.

В цілому, по представлених результатах можна зробити висновок, що для шифрів AES і ADE складність атаки диференційного криптоаналізу (якби можна було реалізувати атаку на повні диференціали) декілька менше складності атаки повного перебору ключів (для малих версій шифру, судячи за даними таблиці 4, не більше ніж в декілька десятків разів). Якщо це співвідношення зберігається і для великих шифрів, то шифри AES і ADE дійсно є стійкими до атак диференційного криптоаналізу.

Література

1. Сайт Державної Служби Спеціального зв'язку та захисту України [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://dstszi.gov.ua>.
2. Кузнецов А.А., Сергиенко Р.В., Наумко А.А. Симметричный криптографический алгоритм ADE (Algorithm of Dynamic Encryption) // Прикладная радиоэлектроника. – 2007. – Т. 6. № 2. – С. 241-249.
3. Biham E., Shamir A. Differential Cryptanalysis of DES-like Cryptosystems // The Weizmann Institute of Science, Israel – July 19, 1990 [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://citeseer.ist.psu.edu>
4. K.Nyberg, L. Rnudsen, "Provable Security Against Differential Cryptanalysis" // Proc. of Crypto '92. – Springer-Verlag, 1998. – P. 566-574.
5. Кузнецов А.А., Онищенко В.В., Сергиенко Р.В. Исследование дифференциальных характеристик шифра BABYADE // Проблеми інформатики і моделювання. – Х.: НТУ „ХПІ”. – 2007. – С. 12.

Надійшла до редакції 30.05.2008

Рецензент: д-р фіз.-мат. наук, проф. В.В. Погосов, Запорізький національний технічний університет, Запоріжжя.

УДК 656.7: 629.7.072

О.М. РЕВА, О.М. МЕДВЕДЕНКО

Кіровоградський національний технічний університет

КРИТЕРІЇ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ В МОНІТОРИНГУ АВІАЦІЙНИХ ПОДІЙ (АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД)

Спираючись на статистичні і імовірнісні критерії безпеки польотів, пропоновані ІКАО та Міждержавним авіаційним комітетом, розглянуті питання моніторингу авіаційних подій та контролю факторів ризику. Визначені вимоги до системи управління безпекою польотів, яка має забезпечувати вияв фактичних і потенційних загроз безпеці; гарантію прийняття і реалізації заходів корегування, потрібних для зменшення факторів ризику / небезпеки і безперервний моніторинг і регулярну оцінку досягнутого рівня безпеки польотів. Наведені конкретні норми безпеки, яких мають дотримуватись і постійно збільшувати експлуатанти авіаційної техніки. Подані схеми циклу безпеки та процесу керування безпекою.

критерії безпеки польотів, авіаційні події, людський фактор, моніторинг, контроль факторів ризику, система управління безпекою

1. Актуальність проблеми

Авіаційна транспортна система (АТС) завжди була і буде джерелом підвищеної небезпеки для життя і здоров'я людей, незважаючи на суттєве збільшення надійності її технічних складових [1 – 3]. Тому АТС має властивість *небезпеки*, а безпека польотів (БП), у її нинішнім розумінні, фактично характеризує наскільки вона (АТС) *небезпечна*. Природно, що відповідний моніторинг реального стану системи, вдосконалення її ланок та забезпечення ефективності, у т.ч. за показником безпеки, неможливо здійснити без виявлення та аналізу певних кількісних характеристик – критеріїв БП (КБП). Враховуючи системні особливості функціонування ергатичної системи "екіпаж (пілот) – повітряне судно (ПС)" [4], проблема набуває особливої значущості при виконанні польотів в екстремальних умовах експлуатації (ЕУЕ) [5].

2. Аналіз досліджень та публікацій

На жаль, вітчизняні дослідники останнім часом приділяють недостатньо уваги характеристиці АТС за відповідними узагальненими показниками КБП. Залишаючись поки в рамках існуючих на даний момент уявлень, розглянемо, як можна кількісно характеризувати цю небезпеку (або безпеку).

Традиційно, "для оцінки БП і виявлення її залежності від властивостей АТС використовуються статистичні і імовірнісні критерії" (рис. 1) [3].

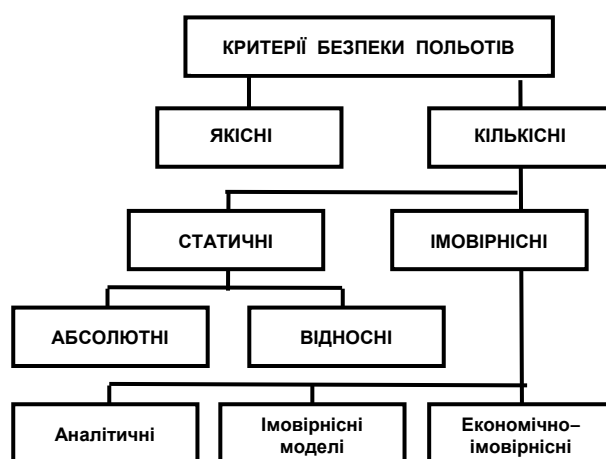


Рис. 1. Традиційна класифікація критеріїв безпеки польотів

Метою *якісної* оцінки БП – є виявлення потенційно небезпечних груп несприятливих факторів для системи "екіпаж – ПС", причин їхнього виникнення і можливих наслідків. При її проведенні визначаються часові показники особливої ситуації (ОС), імовірності виникнення несприятливих факторів, ступінь їхньої потенційної небезпеки для польоту, що є еквівалентом умовної імовірності аварійного/безаварійного наслідку прояву несприятливого фактору (відмовлення авіаційної техніки (АТ), помилки льотного складу

(ЛС) і т.п.). Тому прийнята назва *якісної* оцінки є досить умовною. У результаті оцінки не визначається кількісно рівень БП (РБП), а лише висловлюється судження про ступінь потенційної небезпеки різних несприятливих факторів, намічаються заходи щодо підвищення БП з урахування наявних ресурсів і заданої ефективності використання ПС. Якісна оцінка БП повинна застосовуватися при проведенні всіх розслідувань авіаційних подій (АП).

Критерії *кількісної* оцінки РБП ґрунтуються на розвитку методів математичної статистики і теорії імовірностей і застосовуються при аналізі стану проблеми БП у кожній країні й ІКАО в цілому. І оскільки АП має всі ознаки випадковості, то для обліку її наслідків або імовірності її прояву застосовуються *статистичні* і *імовірнісні* критерії.

Статистичні КБП застосовуються для розрахунку показників БП за всю передісторію існування АТ або за спостережений період її експлуатації. Такі критерії формуються на базі інформації про втрати і корисну роботу цивільної авіації (ЦА). Статистичні критерії підрозділяються на *абсолютні* і *відносні*. Перші враховують абсолютне число втрат N , а інші, крім того, корисну роботу ЦА Ξ . Існують два методи побудови *відносних* КБП:

$$k_1 = \frac{N}{\Xi} \cdot M, \quad k_2 = \frac{\Xi}{N}, \quad (1)$$

де $M = 10^5 \dots 10^8$ – масштабний коефіцієнт КБП.

Основними *імовірнісними* КБП є: P – імовірність благополучного завершення (результату) та $Q=1-P$ – ступінь ризику або імовірність неблагополучного результату польоту.

Кількісні методи оцінки БП припускають розробку нових видів статистичних і імовірнісних КБП і комплексування, а також розробку математичних моделей, що враховують складні аспекти відносин складових системи "екіпаж – ПС" у польоті при виконанні функцій керування ПС і виживання [3,4,7-17].

Статистичні критерії безпеки польотів формуються на базі даних статистики про АП і корисну роботу парку ПС за визначений календарний період

їхньої експлуатації. При цьому до *загальних абсолютних* статистичних КБП віднесені: $N_{АП}$ – загальна кількість АП за визначений період ΔT ; кількість аварій – $N_{авар.}$; поломок – $N_{пол.}$; катастроф – $N_{кат.}$; загальну кількість інцидентів – $N_{ін.}$; число загиблих в АП членів екіпажів (ЧЕ) і пасажирів – $I_{загибл.}$

До *частинних абсолютних* статистичних КБП можна віднести: $N_{АП_j}$ – кількість АП, викликаних яким-небудь j -м фактором; кількість АП на i -м етапі польоту $N_{АП_i}$ та ін.

У різних установах використовуються різні статистичні критерії. Наприклад, у звітах МАК у якості абсолютних статистичних КБП використовуються: $N_{АП}$, $N_{кат.}$ і $I_{загибл.}$ [16, 17].

Абсолютні статистичні КБП відрізняються простотою розуміння і формування. За їхньою допомогою можна оцінювати загальні втрати і робити загальну оцінку стану БП за визначений період. Однак вони не враховують обсяг роботи ЦА, не повно відбивають РБП. Тому більш універсальними слід вважати *відносні статистичні* КБП, у яких число несприятливих подій із ПС співвідноситься з визначеним обсягом робіт (нальотом, кількістю перевезених пасажирів, вантажів і т.п. При цьому можливі два підходи до формування *відносних статистичних* КБП. Перший підхід пропонує кількісне співвідношення втрат, а другий – кількісне співвідношення корисної роботи до понесених при цьому втратах (людей, АТ, матеріальних засобів і т.п.).

У якості основних КБП при регулярних повітряних сполученнях ІКАО рекомендує використовувати: K_T – число катастроф на 100000 год. нальоту, K_N – число катастроф на 100000 польотів, K_L – число катастроф на 100 млн. км нальоту, обумовлених виразами:

$$K_T = \frac{N_{кат.}}{T} \cdot 10^6 \quad (2)$$

$$K_N = \frac{N_{кат.}}{N_G} \cdot 10^6 \quad (3)$$

$$K_L = \frac{N_{кат.}}{L} \cdot 10^8 \quad (4)$$

де T – сумарний наліт в год. парка ПС за період, що аналізується; N_G – сумарне число польотів парка ПС за період, що аналізується; L – наліт за період, що аналізується, км.

Разом з тим у країнах ІКАО використовуються критерії, що характеризують відношення кількості загиблих в авіакатастрофах пасажирів до корисного наробітку: K_{11} – число загиблих пасажирів на 1 млн перевезених; K_{12} – число загиблих пасажирів на 100 млн. пас./км, обумовлених виразами:

$$K_{11} = \frac{I_{\text{заг.бл.}}}{I_{\text{пас.}}} \cdot 10^6 \quad (5)$$

$$K_{12} = \frac{I_{\text{заг.бл.}}}{G} \cdot 10^8 \quad (6)$$

де $I_{\text{пас.}}$ – число пасажирів, перевезених за аналізований період; G – обсяг пасажиро-кілометрів за цей же період.

Окремими країнами при статистичній обробці даних по БП використовується індекс утрат, що враховує не тільки кількість загиблих, але і поранених. Наприклад, показник кількість постраждалих пасажирів на 100 млн. пас.-км:

$$K_{\text{постражд.}} = \frac{I_{\text{пас.}} K_{\text{пас.}} + I_{\text{ТП}} K_{\text{ТП}} + I_{\text{ЛП}} K_{\text{ЛП}}}{G} \cdot 10^8 \quad (7)$$

де $I_{\text{ТР}}$, $I_{\text{ЛР}}$ – відповідно число тяжкопоранених і легкопоранених; $K_{\text{пас.}}$, $K_{\text{ТП}}$, $K_{\text{ЛП}}$ – коефіцієнти індексу втрат:

$$K_{\text{пас.}}=1; \quad K_{\text{ТП}}=0,6; \quad K_{\text{ЛП}}=0,1. \quad (8)$$

Також РБП може характеризуватися відносними статистичними критеріями виду: $T_{\text{АП}}$ – середній наліт ПС на одну АП; $T_{\text{кат.}}$ – середній наліт на одну катастрофу; $T_{\text{ін.}}$ – середній наліт на один інцидент:

$$T_{\text{АП}} = \frac{T}{N_{\text{АП}}}; \quad T_{\text{кат.}} = \frac{T}{N_{\text{кат.}}}; \quad T_{\text{ін.}} = \frac{T}{N_{\text{ін.}}} \quad (9)$$

МАК використовує в основному: K_T , K_{12} , а також показник, що враховує кількість АП на 10^5 год. нальоту (з виділенням регулярних і нерегулярних перевезень:

$$K_T^{\text{АП}} = \frac{N_{\text{АП}}}{T} \cdot 10^6. \quad (10)$$

У праці [6, с.43] зазначено, що "у цілому відносні статистичні критерії дозволяють оцінити РБП, врахувати усі фактори і причини АП. Вони відбивають рівень досконалості авіаційної техніки, організацію забезпечення польотів, рівень професійної підготовки літного й інженерно-технічного складу. З їхньою допомогою представляється можливим виявити загальні тенденції зміни аварійності, робити порівняльну оцінку РБП для різних типів ПС, видів і родів авіації, відомств і держав. Однак статистичні критерії мають і ряд істотних недоліків, що обмежують область їхнього застосування: оцінюють РБП уже після здійснення АП; не дозволяють оцінити кількісно вплив на БП окремих несприятливих факторів; їх не можна використовувати для рішення задач оптимізації БП з урахуванням економічної ефективності і т.п."

Імовірнісні критерії безпеки польотів. Унаслідок того, що виникнення в польоті несприятливих факторів є випадковістю, то події, що відповідають благополучному або неблагополучному результату польоту, також є випадковими і добре описуються методами теорії імовірностей. Тому основним критерієм кількісної оцінки РБП можна вважати імовірність благополучного результату польоту P або імовірність неблагополучного результату польоту Q .

При розробці імовірнісних критеріїв стосовно до окремого польоту ПС приймаються такі допущення:

- усі несприятливі фактори складають повну групу незалежних неспільних подій;
- події відбивання впливу несприятливих факторів є незалежними.

Причиною більшості АП є вплив на систему "екіпаж – ПС" трьох несприятливих факторів: відмовлень АТ – $P_{\text{АТ}}(t)$; помилкових дій КС – $P_{\text{ЛС}}(t)$; несприятливих зовнішніх впливів – $P_{\text{Е}}(t)$. При цьому політ завершиться благополучно, "якщо жодна з груп факторів або їхніх сполучень не приведе до АП" [6, с.43]. З урахуванням прийнятих допущень, імовірність благополучного результату польоту

$$P = P_{\text{АТ}}(t) \cdot P_{\text{ЛС}}(t) \cdot P_{\text{Е}}(t). \quad (11)$$

Частинний критерій благополучного результату польоту P_T визначається імовірністю події, що складає в тім, що техніка не відмовила, а якщо відмовлення відбулися, те екіпаж парирував їхнього нас-лідку

$$P_{AT} = \prod_{j=1}^n (P_{AT_j} + Q_{AT_j} \cdot r_{AT_j}), \quad (12)$$

де P_{AT_j} , Q_{AT_j} – відповідні імовірності благополучного і неблагополучного наслідків у випадку j -го відмовлення АТ; r_{AT_j} – умовна імовірність відби-вання в по-льоті j -го відмовлення АТ; n – кількість відмовлень.

Аналогічно подаються інші частинні КБП

$$\begin{cases} P_{LC} = \prod_{j=1}^m (P_{LC_j} + Q_{LC_j} \cdot r_{LC_j}); \\ P_E = \prod_{j=1}^l (P_{E_j} + Q_{E_j} \cdot r_{E_j}), \end{cases} \quad (13)$$

де P_{LC_j} , P_{E_j} – імовірності благополучного резуль-тату польоту відповідно або у випадку j -тої помил-кової дії особового складу або j -го несприятливого зовнішнього впливу;

Q_{LC_j} , Q_{E_j} – імовірності неблагополучного ре-зультату польоту відповідно у випадку j -ої по-милкової дії особового складу або j -го несприят-ливого зовнішнього впливу;

r_{LC_j} , r_{E_j} – умовні імовірності відбивання в польоті відповідно j -тої помилкової дії особового складу або j -го несприятливого зовнішнього впливу;

m , l – кількість відповідно помилок особо-вого складу або несприятливих зовнішніх впливів.

Дещо інакше вирішується питання про матема-тичну інтерпретацію критерію безпеки виконання множини N польотів. Відповідно до вимог Норм літної придатності [18] будемо вважати, що всі польоти ПС будуть виконуватися в ОУЕ, ідентичних за РБП [19]:

$$\left. \begin{aligned} P_1 = P_2 = \dots = P_l = \dots = P_S = P \\ Q_1 = Q_2 = \dots = Q_l = \dots = Q_S = Q \end{aligned} \right\}. \quad (14)$$

Оскільки АП є подіями рідкому і незалежними, тобто величина Q дуже мала, то можна прийняти,

що вони підкоряються розподілові Пуассона. Тоді імовірність того, що в N польотах відбудеться $N_{АП}$ АП буде дорівнювати:

$$Q_{N,N_{АП}} = \frac{(N \cdot Q)^{N_{АП}}}{N_{АП}!} \cdot e^{-N \cdot Q}. \quad (15)$$

Нехай в (15), що $N_{АП} = 0$, що відповідає вимозі, щоб у польотах не було АП, імовірність безпечного виконання N польотів буде

$$P_{БП} = Q_{N,0} = e^{-N \cdot Q} = e^{-N \cdot (1-P)} \quad (16)$$

Відповідно до закону розподілу Пуассона у ви-разі (15)

$$N \cdot Q = M[N_{АП}], \quad (17)$$

де $M[N_{АП}]$ – математичне очікування кількості АП, що відповідає даному значенню Q .

З іншого боку, справедливо і співвідношення

$$M[T_{АП}] = \frac{T}{M[N_{АП}]}, \quad (18)$$

де $M[T_{АП}]$ – математичне очікування нальоту ПС на одну АП;

T – загальний наліт.

З (15) витікає такий аналітичний критерій рівня БП:

$$P_{БП} = e^{-N \cdot Q} = e^{-M[N_{АП}]} = e^{-\frac{T}{M[T_{АП}]}}. \quad (19)$$

З огляду на, що в один момент часу імовірність виникнення двох АП надзвичайно мала (за винятком випадків зіткнення двох ПС), і вводячи допущення про стаціонарність АП за час нальоту T і незалеж-ності появи АП на будь-яких двох неперехресних від-різках часу, скористаємося поняттям найпростішого пуасонівського потоку з інтенсивністю λ потоку АП:

$$\lambda = \frac{1}{M[T_{АП}]} = \frac{M[N_{АП}]}{T}. \quad (20)$$

Уводячи λ , запишемо вираз (15) у виді

$$\begin{aligned} Q_{N,N_{АП}} &= \frac{(\lambda \cdot T)^{N_{АП}}}{N_{АП}!} \cdot e^{-\lambda \cdot T} = \\ &= \frac{(M[N_{АП}])^{N_{АП}}}{N_{АП}!} \cdot e^{-\lambda \cdot T}. \end{aligned} \quad (21)$$

Звідки

$$P_{БП} = Q_{N,0} = e^{-\lambda \cdot T} = e^{-M[N_{АП}]} = e^{-\frac{T}{M[T_{АП}]}} \quad (22)$$

Інтенсивність потоку λ виражає собою рівень ризику за польот тривалістю 1 год. Отже, при нальоті тривалістю t годин, при тривалості середнього польоту $t = T / N$:

$$Q = \lambda \cdot T = \frac{t}{M[T_{АП}]} = \frac{T}{N \cdot M[T_{АП}]} \quad (23)$$

Оскільки однією з основних проблем запобігання АП – є задача всебічного кількісного аналізу основних тенденцій розвитку показників БП, то фахівців завжди буде цікавити питання: як змінилися основні показники БП із часу зародження АТ і за останній період. Зусилля мають бути спрямовані на підвищення надійності і поліпшення льотно-технічних характеристик ПС, оволодіння прийомами ефективного їхнього використання, удосконалювання технології виробництва й експлуатації АТ, що має забезпечити неухильний ріст всіх основних статистичних показників РБП [6]. Зміна абсолютних і відносних статистичних КБП на регулярних лініях за 1959-2000 р. за даними FSF (Всесвітній фонд БП) свідчить про те, що за розглянутий період РБП має явно виражену тенденцію до значного підвищення (рис. 2), хоча і перетерплює різкі річні коливання.

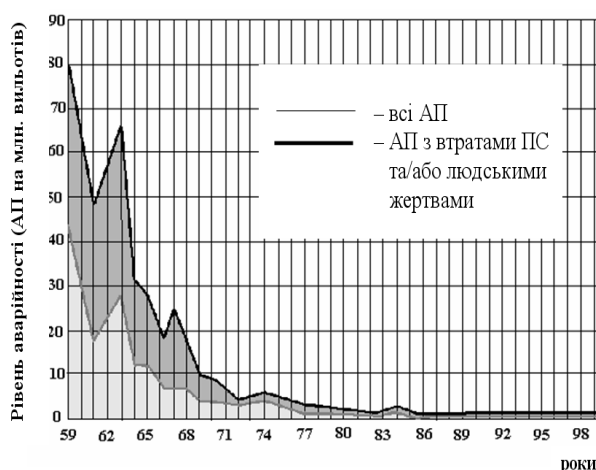


Рис. 2. Рівень аварійності під час міжнародних цивільних перевезень на реактивних повітряних судах

Для порівняльного аналізу стану БП у галузі і/або підприємствах з різними типами ПС, обсягами

виробничої діяльності необхідно комплексно використовувати абсолютні і відносні статистичні КБП. Досліджувавши статистичні дані за визначений період, можна вивчити закономірності зміни РБП, виявити тенденції його зміни по роках експлуатації ПС, дати загальну оцінку діяльності ЦА по забезпеченню БП. Використовуючи статистичні дані для кожного з показників можна побудувати апроксимуючі залежності, що дозволять вивчити зміни показників у часі. Розроблений ІСАО посібник із запобігання АП рекомендує як основний напрямок профілактичної діяльності вчасно виявляти небезпечні відхилення в АТС, розробляти і впроваджувати профілактичні заходи щодо усунення або обмеження їхнього впливу [20].

Враховуючи наведене, ми взяли собі за мету аналітичного розв'язання питання подальшого моніторингу та управління ризиками в АТС, орієнтуючись, у тому числі, і на показники РБП.

3. Рекомендовані ІСАО пропозиції щодо моніторингу та керування БП

Спираючись на [21] визначимось, що безпека – є стан, в якому ризик заподіяння шкоди людям чи нанесення збитку майну знижений до прийняттого рівня і підтримується на ньому або більш низькому рівні за допомогою безперервного процесу виявлення джерел небезпеки і контролю факторів ризику. При цьому під системою управління БП будемо розуміти впорядкований підхід до забезпечення БП, що включає необхідні організаційні структури, сферу відповідальності, політику і процедури. Така система повинна забезпечувати:

- вияв фактичних і потенційних загроз безпеці;
- гарантію прийняття заходів корегування, потрібних для зменшення факторів ризику / небезпеки і
- безперервний моніторинг і регулярну оцінку досягнутого РБП.

Моніторинг безпеки АТС вимагає ретельного дослідження вищенаведених КБП на предмет їх відповідності відповідним нормам:

– 0,5 подій з людськими жертвами на 100000 год. польотного часу для експлуатантів авіакомпаній (*показник безпеки*) зі зниженням цього коефіцієнту на 40% протягом 5 років (*заданий рівень безпеки*);

– 50 інцидентів на ПС на 100000 год польотного часу (*показник безпеки*) зі зниженням цього коефіцієнту на 25% протягом 3 років (*заданий рівень безпеки*);

– 200 інцидентів, пов'язаних з крупними дефектами ПС на 100 000 год польотного часу (*показник безпеки*) зі зниженням цього коефіцієнту в середньому на 25% за останні 3 роки (*заданий рівень безпеки*);

– 1,0 зіткнень з птахами на 1000 операцій ПС (*показник безпеки*) зі зниженням цього коефіцієнту на 50% протягом 5 років (*заданий рівень безпеки*);

– не більш одного випадку несанкціонованого виїзду на злітно-посадочну смугу на 40000 операцій ПС (*показник безпеки*) зі зниження цього показника на 40% протягом 12 місяців (*заданий рівень безпеки*);

– 40 інцидентів повітряних суден в повітряно-му просторі 100000 год польотного часу (*показник безпеки*) зі зниженням цього коефіцієнту в середньому на 30% за 5 років польотів (*заданий рівень безпеки*).

Під час оцінки конкретного рівня ризику (небезпеки) потрібно завжди враховувати як імовірність ОС, так і ступінь серйозності потенційних наслідків. Уявлення про ступінь ризику можна отримати, якщо орієнтуватись на такі три широкі категорії:

а) ризику настільки високого рівня, що вони є неприйнятними;

б) ризику настільки низького рівня, що вони є прийнятними;

в) рівні ризику, що знаходяться між категоріями а) і б), коли необхідно розглянути різноманітні компроміси між ступенем ризику і вигодою.

Враховуючи велику кількість і потенційні взаємозв'язки факторів, що можуть вплинути на БП, необхідно створити ефективну систему управління БП (СУБП). На рис. 3 поданий зразок потрібного типу системного процесу.



Рис. 3. Цикл безпеки

Вияв джерела небезпеки є важливішим першим кроком функціонування СУБП. Для цього потрібні певні свідчення-підтвердження небезпечного фактору, котрі можуть бути отримані кількома шляхами з різних джерел:

- системи подання даних про небезпечні фактори і інциденти;
- розслідування повідомлених небезпечних факторів і наступні дії;
- аналіз тенденцій;
- зворотній зв'язок від системи підготовки;
- моніторинг польотів в нормальних умовах;
- аналіз даних засобів об'єктивного контролю (ЗОК);
- огляд стану БП і перевірки організації контролю за її забезпеченням;
- розслідування авіаційних подій і серйозних інцидентів;
- системи обміну інформацією.

Необхідно оцінити кожне виявлене джерело небезпеки і надати йому певний ступінь пріоритетності. така оцінка потребує узагальнення і аналізу всіх даних, щоби з'ясувати, чи є небезпечний фактор "ізольованим" або системним. Після підтвердження наявності недоліку в СУБП визначаються найбільш оптимальні заходи для запобігання або усунення цієї небезпеки або зменшення відповідного ризику. Зрозуміло, що при цьому не може бути вироблений "єдиний рецепт" як панацея розв'язання всіх можливих ситуацій. Необхідно також вжити заходи, щоби рішення не сприяло появі нових джерел небезпеки.

Після реалізації відповідних заходів необхідно провести моніторинг результатів, щоб переконатися:

- небезпечний фактор ліквідований, або у крайньому разі відповідний ризик зменшений по показниках імовірності події чи за ступенем серйозності наслідків;
- здійснені дії дозволяють задовільно контролювати цей небезпечний фактор;
- в систему не було внесено нових джерел небезпеки.

Якщо отримані незадовільні результати, цикл, поданий на рис. 3, має бути повтореним.

Накопичений ICAO досвід розслідування авіаційних подій (АП) підкреслює важливість системного, проактивного і чіткого підходу до питань управління БП.

Системний підхід: заходи по управлінню БП будуть здійснюватись по заздалегідь розробленому плану і послідовно використовуватися в усій АТС чи окремих авіакомпанії.

Проактивний підхід: в забезпеченні БП основний акцент робиться на профілактику шляхом виявлення небезпечних факторів і прийняття заходів по зменшенню ризику раніш, ніж відбудеться яка-не-будь небезпечна подія, яка несприятливо вплине на БП [22].

Чіткий підхід: всі заходи по управлінню БП мають бути документовані, наочні і здійснюватись окремо від інших видів управлінської діяльності.

В концептуальному розумінні процес управління БП можна порівняти з циклом безпеки, поданим на рис. 3. Вони мають уявлятися як безперервний процес, що відбувається по замкнутому контуру (рис. 4).



Рис. 4. Процес управління безпекою польотів

Розглянемо відповідні етапи управління БП, подані на рис. 4.

Збір даних. Першим кроком є збір фактичного матеріалу для визначення показників безпеки або виявлення схованих небезпечних умов (небезпечних факторів). Тут досліджується: обладнання, що використовується, обслуговуючий персонал, робочі процедури, взаємодія "людина – обладнання – процедура" та інші стикання / нестикання моделі SHEL, рекомендованої ICAO для виявлення небезпек [23].

Аналіз даних. Шляхом аналізу всієї інформації, що стосується проблеми, виявляються небезпечні фактори. Можна також визначити умови, за яких вказані фактори становлять реальну загрозу, їх потенційні наслідки і імовірність настання події. Тут слід відповісти на питання: "Що може відбутися?", "Як?" і "Коли?". Аналіз може мати як кількісний, так і якісний характер.

Пріоритизація небезпечних умов. Оцінюючи ризик, визначається ступінь серйозності факторів небезпеки. Ти з них, які мають найбільший ризик, розглядаються для прийняття заходів по збільшенню рівня безпеки. Для цього може бути застосований аналіз витрат та вигод.

Розробка стратегій. Починаючи з факторів ризику, що мають найвищий пріоритет, розглядається декілька варіантів контролю цих факторів. А саме:

- розподіл ризику серед максимально можливого кола осіб, що беруть на себе ризик (основний принцип страхування);
- ліквідація ризику, можлива шляхом припинення виконання певних операцій або певної практики;
- прийняття даного фактору ризику і продовження експлуатаційної діяльності без змін;
- зменшення ризику шляхом прийняття заходів, що дозволяють знизити його рівень або полегшити контроль. При цьому при виборі стратегії контролю ризику слід проявляти обережність, щоби запобігти привнесенню нових факторів ризику, внаслідок чого рівень небезпеки стане неприйнятним.

Розподіл обов'язків і реалізація стратегій. Розробляються "практичні" аспекти реалізації плану дій, що включають питання: розподіл обов'язків, складання графіків, перегляд експлуатаційних правил і т. ін.

Повторна оцінка ситуації. Реалізація плану дій рідко буває такою ж успішною, як планується. Для отримання замкнутого контуру потрібний зворотній зв'язок. З'ясовується: *Які нові проблеми можуть бути привнесені? Якою мірою узгоджена стратегія зменшення ризику відповідає очікуваним результатам? Які зміни в системі або процесі будуть потрібні?*

Збір додаткових даних. В залежності від результатів повторної оцінки ситуації може виникнути потреба в додатковій інформації і повторі повного циклу, щоби досягти більш високої ефективності прийнятих заходів безпеки.

Висновки

1. Спираючись на вимоги ICAO та МАК розглянуті базові (якісні і кількісні) КБП, наповнені конкретним змістом показників безпеки і заданого рівня БП.

2. На підставі даних FSF за 40-річний період встановлено, що РБП має явно виражену тенденцію до значного підвищення, хоча і перетерплює різкі річні коливання.

3. Рівні БП, що встановлюються за даними моніторингу конкретної АТС чи авіакомпанії є динамічними. Вимагається зменшення відповідних КБП в терміни від 12 місяців до 5 років.

4. Розглянуті базові підходи до створення СУБП, які передбачають, у тому числі, циклічність реалізації відповідних заходів при наявності замкнутого контуру зі зворотнім зв'язком.

5. Виходячи з отриманих та поданих у цій статті аналітичних матеріалів, вважаємо необхідним проводити подальші дослідження безпеки АТС в напрямках:

– формалізації та опису ризику;

– визначення дефекту ризику;

– наповнення конкретним змістом "трикутника ризику" ICAO;

– розробці процедур виявлення факторів небезпеки.

Література

1. Руководство по предотвращению авиационных происшествий (Doc. 9422-AN/923). – Издание первое - Канада, Монреаль, ICAO, 1984. – 138 с.

2. Пономаренко В.А. Человеческий фактор и безопасность полетов // Проблемы безопасности полетов: Обзорн. инф. – М.: ВИНТИ, 1993. – Вып. 1. – С.36-42.

3. Рева О.М., Бекмухамбетов А.А., Селезньов Г.М. Вплив на безпеку польотів особливостей взаємодії елементів ергатичної системи "екіпаж (пілот) – повітряне судно – орган управління повітряним рухом" // Наукові праці академії. – Кіровоград: ДЛІАУ, 2002. – Вип. VI., ч. I. – С.147-155.

4. Медведенко О.М. Системні особливості функціонування ергатичної системи керування "екіпаж – повітряне судно" // Наука та технології: крок в майбутнє – 2007": М-ли II Міжн. НПК – Дніпропетровськ, 1-15 березня 2007 р. – Дніпропетровськ: Наука і освіта, 2007. – Т. 4. – С. 30-33.

5. Медведенко О.М. Визначення характеру очікуваних, реальних та екстремальних умов експлуатації авіаційної техніки // Техніка в сільськогосподарському виробництві, галузеве машинобудування, автоматизація: Зб. наук. праць Кіровоградського національного технічного університету. – Кіровоград: КНТУ, 2007. – Вип. 18. – С.293-298

6. Безопасность полётов / Р.В. Сакач, Б.В. Зубков, М.Ф. Давиденко и др.; Под ред. Р.В.Сакача. – М.: Транспорт, 1989. – 239 с.

7. Прокофьев А.И. Надежность и безопасность полетов. – М.: Машиностроение, 1985. – 184 с.

8. Жулев В.И., Иванов В.С.Безопасность полетов летательных аппаратов (Теория и анализ). – М.: Транспорт, 1986. – 224 с.

9. Черкесов Г.Н. Опыт построения согласованного иерархического комплекса показателей безопасности сложных систем // Надёжность, живучесть и безопасность автоматизированных комплексов. – М.: ИПУ АН СССР, 1991. – С. 5-8.

10. Сухих Н.Н. Предупреждение ошибок, обусловленных человеческим фактором, при эксплуатации воздушного транспорта с использованием информационно-управляющих систем / Автореф. дисс... докт. техн. наук по специальности 05.22.14 "Эксплуатация воздушного транспорта". – СПб.: АГА, 1992.

11. Хорошавцев Ю.Е. Повышение эффективности профессиональной подготовки пилотов с позиций теории информации / Автореф. дисс... докт. техн. наук по специальности 05.22.14 "Эксплуатация воздушного транспорта". – СПб.: Академия ГА, 1993.

12. Пантелей В.Г. Теоретические модели и человеко-машинные процедуры для поддержки принятия решения о готовности экипажей к полетам по текущему состоянию: Автореф. дисс... докт. техн. наук. – СПб.: Академия ГА, 1995.

13. Комплексная оценка риска от чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера / М.А. Шахроманьян, В.И. Ларионов, Г.М. Нигметов, О.В. Бодриков О.В. и др. // Безопасность жизнедеятельности. – 2001. – № 12. – С. 8-14.

14. Куклев Е.А. Оценивание уровня безопасности полётов в гражданской авиации в рискованных ситуациях на основе цепей случайных событий // Наука и техника транспорта. – 2003. – № 2. – С. 4-14.

15. Человеческий фактор в авиации: Монография в 2-х кн. / С.Д. Лейченко, А.В. Малышевский, М.Ф. Михайлик. – Кн. 1. – СПб. – Кировоград, 2006. – 480 с.; Кн. 2. – СПб – Кировоград, 2006. – 512 с.

16. Теймуразов Р.А. Состояние безопасности полетов в гражданской авиации государств-участников "Соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства" за десяти-

летний период (1992-2001 гг.). // Тр. Об-ва независимых исследователей авиационных происшествий (вып. 14). – М.: ОРАП, 2002. – С. 13-38.

17. Мулкиджанов И.К. Состояние безопасности полетов в гражданской авиации государств-участников "Соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства" в 2002 году. (Доклад Межгосударственного авиационного комитета) // Тр. Об-ва независимых исследователей авиационных происшествий (вып. 15). – М.: ОРАП, 2003. – С. 8-18.

18. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран-членов СЭВ (ЕНЛГ-С). – М.: Межведомственная комиссия по нормам летной годности гражданских самолетов и вертолетов СССР, 1985. – 470 с.

19. Елтчи А.Л. Применение человеческого фактора в процессе подготовки летных экипажей: следующее поколение программ подготовки по курсу «Оптимизация ресурсов управления в кабине экипажа (CRM)» // Тез. док. семин. ИКАО «Человеческий фактор». – Л.: АГА, 1990. – С. 18.

20. Руководство по предотвращению авиационных происшествий (Doc. 9422-AN/923). – Канада, Монреаль, ICAO, 1984. – 138 с.

21. Safety Management Manual (SMM): DOC ICAO 9859 – AN/460. – Montreal, Canada, 2006.

22. Основные принципы учета человеческого фактора в системах организации воздушного движения (АТМ). – Doc. ICAO 9758-AN / 966.- Монреаль, Канада, 2000

23. Фундаментальные концепции человеческого фактора // Человеческий фактор: Сб. материалов №1. – Циркуляр ИКАО 216 AN / 131. – Монреаль, Канада, 1989. – 34 с.

Поступила в редакцию 22.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК (681.3.06 ÷ 681.518.54):622.276

М.П. АНДРИИШИН¹, Е.А. ИГУМЕНЦЕВ², Е.А. ПРОКОПЕНКО²

¹УМГ «Киевтрансгаз», Киев, Украина

²Украинская инженерно-педагогическая академия, Харьков, Украина

ЛИНЕЙНЫЕ ТРЕНДЫ В ДИАГНОСТИКЕ БАЛАНСА ГАЗА

Рассматривается статистический подход к определению наличия коррекции и погрешности измерения расхода и распределения газа в магистральном газопроводе. В его основе лежит алгоритм выявления признаков коррекции путем статистического анализа временных рядов. Разработана математическая модель баланса газа в магистральном газопроводе. Приведены результаты диагностики для двух автономных систем газопроводов: «Киевской системы» и «Экспортного газопровода» Управления магистральных газопроводов (УМГ) «Киевтрансгаз», полученные на основе разработанной модели.

диагностика, измерение расхода газа, статистический анализ, изменение запаса газа, суточный расход газа, тренд, линейная регрессия

Общая постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами

Газотранспортные предприятия допускают не-точности из-за корректируемого измерения расхода газа, что не позволяет точно вычислить дисбаланс газа между приходом и распределением. Причиной этого являются погрешности измерений и утечки в отдельных нитках газопровода [1]. Выявление объема и мест коррекции измерений и утечек является нетривиальной задачей, для решения которой в настоящее время не разработано функциональных методов. Практика применения статистических методов в разных областях науки и народного хозяйства позволяет предположить, что их применение позволит решить вышеуказанные проблемы и в газовой промышленности.

Обзор публикаций и анализ нерешенных проблем. В настоящее время сбор и обработка статистической информации прихода и распределения газа по газотранспортной системе Украины ведется с помощью централизованной базы данных «АРМ диспетчера Трансгаза», основанной на измерениях современными расходомерами и вычислении физических характеристик газа [1]. Идея применения новых технологий (в частности статистических методов) для решения указанных проблем ранее вы-

сказывалась в научных публикациях [2, 3], но каких либо определенных результатов в данном направлении получено не было. Для выявления дисбалансов расхода газа в газопроводе в настоящее время применяются известные своей простотой методы [1], не позволяющие распознать коррекцию измерений.

Цель исследований – разработка универсального алгоритма выявления признаков коррекции измерения расхода газа, путем статистического анализа случайных временных рядов суточного измерения прихода и распределения.

Результаты исследований

Представим разность суточного расхода $D(t_i)$ между приходом $X(t_i)$ и распределением $Y(t_i)$ в газотранспортной системе за i -е сутки измерений в следующем виде:

$$D(t_i) = X(t_i) - Y(t_i); \quad (i = 1, 2, \dots, n), \quad (1)$$

где n – количество суток измерений временного ряда прихода и распределения; t_i – время.

Каждые сутки (t_i) существует изменение запаса газа связанное с колебаниями давления и температуры

$$\alpha(t_i) = Z(t_i) - Z(t_{i-1}), \quad (2)$$

где $Z(t_i)$, $Z(t_{i-1})$ – запас газа в газопроводе в i -е и $(i - 1)$ сутки измерений.

С учетом (2) дисбаланс $\beta(t_i)$ между приходом и распределением определим из соотношения: $\beta(t_i) = D(t_i) - \alpha(t_i)$, ($i = 1, 2, \dots, n$). Из (2), следует, что среднее изменение запаса газа $\bar{\alpha}(t_i) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \alpha(t_i)$ равно: $\bar{\alpha} = [Z(t_n) - Z(t_1)]/n \approx 0$.

Среднее значение дисбаланса равно $\bar{D} = \bar{X} - \bar{Y}$, где $\bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X(t_i)$ и $\bar{Y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Y(t_i)$ — средние значения прихода и распределения.

При довольно длинных временных рядах $n \rightarrow \infty$ достаточно определить среднюю разность

$$\bar{D} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n D(t_i),$$

где $\sigma_D^2 = \sigma_\beta^2 + \sigma_\alpha^2$, σ_β^2 и σ_α^2 — дисперсии разности, дисбаланса и изменения запаса газа.

Дисперсия σ_D^2 характеризует меру рассеивания

мгновенных значений $D(t_i)$ от среднего значения $\bar{D}$ и используется для сравнения показателей отчетности в различных временных периодах. Точное определение дисперсии зависит от определения статистической природы временных рядов $X(t_i)$, $Y(t_i)$, $D(t_i)$.

Для статистического анализа временных рядов использованы данные УМГ «Киевтрансгаз», где эксплуатируются две автономные системы транспорта газа: «Киевская система» (КС) и «Экспортный газопровод» (ЭГ). Замеры $X(t_i)$ и $Y(t_i)$, ($i = 1, 2, \dots, n$) проводились в течение пяти лет отдельно по ЭГ и КС ежедневно (t_i). Относительный приход газа $X_o(t_i) = X(t_i)/\bar{X}$ по КС (рис. 1) содержит характерные участки тренда, связанные с сезонной неравномерностью поставок газа. Аналогичный вид имеет временной ряд распределения, а также временные ряды прихода и распределения по ЭГ.

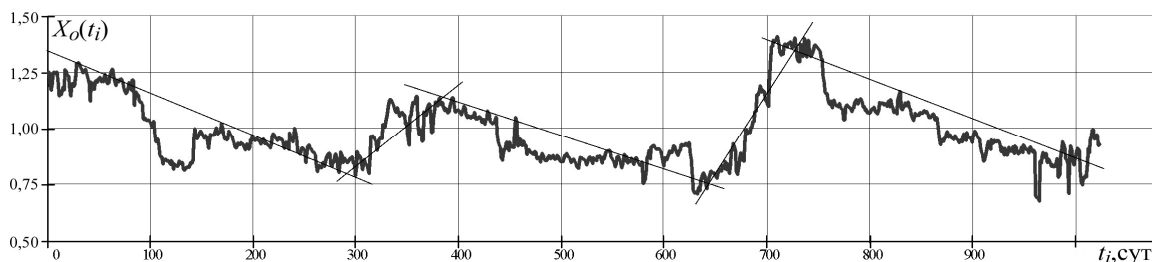


Рис. 1. Временной ряд относительного прихода газа по КС

Исследуем периодические и случайные составляющие временных рядов путем их спектрального анализа. В общем случае для этого используется преобразование Фурье [4]. Т.к. в расчетах используются данные, представляющие собой дискретную конечную последовательность ежедневных значений расхода газа, то применяется дискретная аппроксимация финитного быстрого преобразования Фурье [5]:

$$F[X(k/n)] = \sum_{i=1}^n X(t_i) \cdot \exp(-j2\pi ki/n) \quad (k = 1, 2, \dots, N), \quad (3)$$

где n — объем временной выборки; N — число гармоник спектра.

Спектральный состав временных рядов КС и ЭГ

выборки $n = 1024$ одинаков и представляет собой сумму случайного и периодического сигналов с большим числом амплитуд отдельных k -х гармоник $F = [X(k/n)]$. На рис. 2 представлены относительные значения гармоник $F[X(k/n)]/\sigma_X$.

Максимальные значения амплитуд соответствуют периодам в один год ($k = 3$), шесть месяцев ($k = 6$), четыре месяца ($k = 8$) и один месяц ($k = 34$) (рис. 2).

Кроме того, в спектре присутствуют два пика на малых частотах $k = 1$ и $k = 2$ (первая и вторая гармоники), что обусловлено наличием линейного тренда отдельных участков временных рядов (рис. 1) [6]. Поэтому кроме компонент, описываемых периодическими функциями с сезонными ($k = 3$; $k = 6$) и технологическими периодами ($k = 8$; $k = 34$), а также

случайного процесса с широкополосными составляющими, в рядах наблюдается плавное долгосрочное движение, описываемое непрерывной функцией тренда, обусловленное требованиями поставки газа.

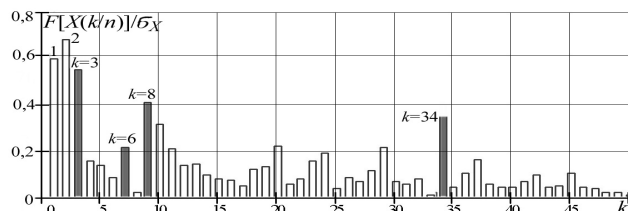


Рис. 2. Спектр временного ряда прихода газа $X(t_i)$

Кроме того, в спектре присутствуют два пика на малых частотах $k = 1$ и $k = 2$ (первая и вторая гармоники), что обусловлено наличием линейного тренда отдельных участков временных рядов (рис. 1) [6]. Поэтому кроме компонент, описываемых периодическими функциями с сезонными ($k = 3$; $k = 6$) и технологическими периодами ($k = 8$; $k = 34$), а также случайного процесса с широкополосными составляющими, в рядах наблюдается плавное долгосроч-

ное движение, описываемое непрерывной функцией тренда, обусловленное требованиями поставки газа.

Оценку линейного тренда отдельных участков ряда проведем с помощью простой линейной регрессии [7]. Сложный спектральный состав временных рядов обладает своим специфическим законом плотности вероятности. Гистограммы $X(t_i)$ и $Y(t_i)$ КС показаны на рис. 3. Здесь N_{Xi} , N_{Yi} — число значений $X(t_i)$ и $Y(t_i)$, попадающих в i -й фиксированный интервал наблюдений $\Delta_{i+1} = (i + 1)\Delta - i\Delta$; ($i = 1, 2, \dots, r$), где $\Delta = (X_{max} - X_{min})/r$; r — число интервалов; $i = 0$ соответствует X_{min} ; $i = r$ соответствует X_{max} . Плотность вероятности рядов $X(t_i)$, $Y(t_i)$ (рис. 3) по виду напоминает закон Райса, [4]. Отличие от закона Райса состоит в том, что правый и левый максимумы плотности вероятности $p[X(t_i)]$ и $p[Y(t_i)]$ несимметричны относительно среднего (рис. 3). Таким образом, гистограммы подтверждают, что исследуемые ряды $X(t_i)$ и $Y(t_i)$ КС и ЭГ представляют сумму периодического и случайного рядов.

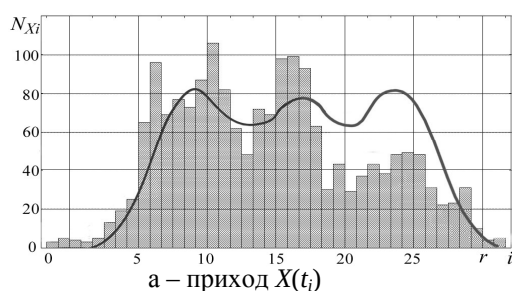
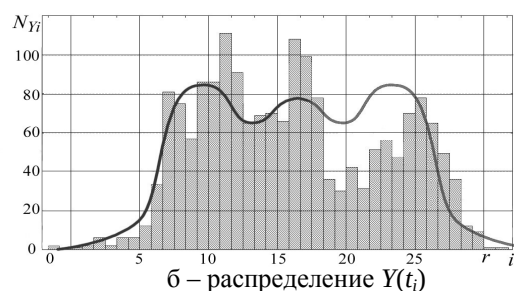


Рис. 3. Гистограммы рядов прихода и распределения газа КС



Данные статистической отчетности охватывают промежутки времени меньшие или соизмеримые с обнаруженной периодичностью $X(t_i)$, $Y(t_i)$, $D(t_i)$ в один год, поэтому необходимо зафиксировать постоянные периоды отчетности в весенне-летние и осенне-зимние периоды.

Применяемые при анализе спектральные соотношения, связанные с быстрым преобразованием Фурье, требуют выбирать длину выборки из соотношения $n = 2^m$. Здесь можно предложить в зимний и летний периоды выборку длиной $n = 128$; $m = 7$ (четыре месяца), а в весенний и осенний периоды $n = 64$; $m = 6$ (два месяца), что в сумме составляет период приблизительно один год: $T = 2 \cdot 128 + 2 \cdot 64 = 384$. Мини-

мально допустимая выборка анализа равна $n = 50$ [6], а в спектре присутствует соответствующий технологический период $n = 128$; $k = 8$, что позволяет использовать предложенные рекомендации.

Кроме того, установлено, что средние и дисперсии рядов с $n = 128$ и $n = 64$ являются также периодическими функциями с периодом в один год, возрастают в зимний и убывают в летний период. Таким образом, выборки длиной $n = 128$ обладают зимой возрастающим, а летом — убывающим трендом, что обусловлено возрастанием потребления газа в зимний и убыванием в летний периоды. Спектральный анализ временных рядов выборки $n = 128$ и $n = 64$ показывает, что кроме дискретных периоди-

ческих составляющих и широкополосного шума спектр содержит два пика большой интенсивности на малых частотах, аналогично рис. 2, обусловленных линейным трендом.

Для выявления тренда проверялась случайность временных рядов на участках $n = 1024$, $n = 128$, $n = 64$ с помощью метода поворотных точек и метода разностей [7]. Это позволило обнаружить наличие тренда в рядах $X(t_i)$ и $Y(t_i)$ КС и ЭГ при $n = 128$ и $n = 64$. Применение метода Фостера–Стьюдента [7] позволило принять гипотезу о наличии тренда в дисперсии.

Оценка влияния трендов на $X(t_i)$ и $Y(t_i)$ проводилась с помощью простой линейной регрессии [7]:

$$\begin{cases} X(t_i) = c_X + b_X t_i + \varepsilon_X(t_i); \\ Y(t_i) = c_Y + b_Y t_i + \varepsilon_Y(t_i), \end{cases} \quad (4)$$

где $\varepsilon_X(t_i)$, $\varepsilon_Y(t_i)$ – случайные составляющие рядов

(случайные помехи).

Параметры регрессии c_X , c_Y , b_X , b_Y получены [6]:

$$\left. \begin{aligned} b_X &= \frac{n \sum_{i=1}^n t_i X(t_i) - \sum_{i=1}^n t_i \sum_{i=1}^n X(t_i)}{n \sum_{i=1}^n t_i^2 - \sum_{i=1}^n t_i \sum_{i=1}^n t_i}; \\ c_X &= \frac{\sum_{i=1}^n X(t_i) \sum_{i=1}^n X(t_i)^2 - \sum_{i=1}^n t_i \sum_{i=1}^n t_i X(t_i)}{n \sum_{i=1}^n t_i^2 - \sum_{i=1}^n t_i \sum_{i=1}^n t_i^2}. \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

Определив b_X , c_X , вычислим по выражению (4) значения регрессии для $n = 128$ и проследим за изменением параметров относительной регрессии $b_{Xi}^o = b_{Xi} / \bar{X}$ и $b_{Yi}^o = b_{Yi} / \bar{Y}$ ($i = 1, 2, \dots, 1024$), характеризующих линейный тренд за весь период измерений (рис. 4).

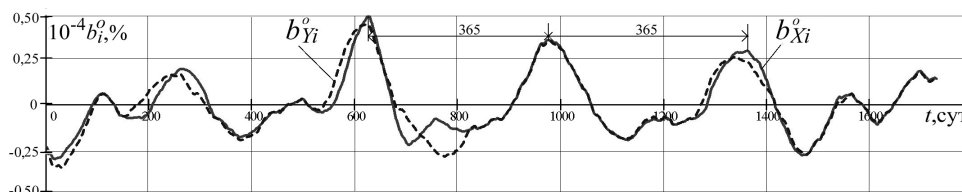


Рис. 4. Зависимость коэффициентов трендов b_{Xi}^o , b_{Yi}^o КС от времени

Из рис. 4 следует, что коэффициенты трендов (параметры регрессии) b_{Xi}^o и b_{Yi}^o являются периодическими функциями времени с периодом в один год, возрастают в зимний и убывают в летний периоды.

В качестве показателя интенсивности связи переменных $X(t_i)$ и $Y(t_i)$ с трендом используем коэффициент детерминации [7]:

$$B_X = \frac{\sum_{i=1}^n [(X(t_i) - \bar{X})(t_i - \bar{t})]^2}{\sum_{i=1}^n (X(t_i) - \bar{X})^2 \sum_{i=1}^n (t_i - \bar{t})^2}. \quad (6)$$

Коэффициент детерминации (6) показывает, какая часть полного рассеивания значений $X(t_i)$ обусловлена трендом. Чем большую долю в общей дисперсии σ_X^2 составляет дисперсия регрессии (тренда) σ_{Xp}^2 , тем лучше выбранная функция регрессии соответствует эмпирическим данным. Остаточная дисперсия σ_{Xo}^2 определяется $\varepsilon_X(t_i)$ и характеризует неопределенность или неточность регрессии. Объяс-

няемая регрессией и остаточная дисперсии вычисляются с помощью коэффициента детерминации из следующего соотношения [7]:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{Xp}^2 &= B_X \sigma_X^2; \\ \sigma_{Xo}^2 &= (1 - B_X) \sigma_X^2. \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

В табл. 1 представлены относительные значения коэффициентов регрессии $b_o = b / \bar{X}$; $c_o = c / \bar{X}$ и детерминации B , а также коэффициенты вариации общей $q = \sigma / \bar{X}$, остаточной $q_o = \sigma_o / \bar{X}$ и объясняемой трендом $q_p = \sigma_p / \bar{X}$ дисперсии КС и ЭГ в летний и зимний периоды. Временные ряды $X(t_i)$ и $Y(t_i)$ имеют близкие параметры трендов и дисперсий в летний и зимний периоды КС и ЭГ (табл. 1), возрастают зимой и убывают летом.

Для оценки разности $D(t_i)$, подставим (4) в (1):

$$D(t_i) = (b_X - b_Y) t_i + (c_X - c_Y) + \varepsilon_X(t_i) - \varepsilon_Y(t_i). \quad (8)$$

Коэффициенты трендов в зимний и летний периоды $b_X \approx b_Y$, что дает возможность представить

коэффициент тренда разности в виде:

$$b_D = b_X - b_Y \approx 0. \quad (9)$$

Таблица 1

Значения коэффициентов тренда								
Газопровод	Период	Функция	Относительные коэффициенты					
			c_0	$10^6 b_0$	$10^2 B$	$10^2 q$	$10^2 q_p$	$10^2 q_0$
ЭГ	Зима	X	92	12,25	22,3	7,70	3,63	6,78
		Y	92	12,22	21,7	7,69	3,58	6,84
	Лето	X	101	-0,86	1,0	6,20	0,62	6,17
		Y	101	-0,86	1,0	6,24	0,62	6,21
КС	Зима	X	92	13,15	22,5	7,53	3,57	6,63
		Y	91	14,12	20,3	7,95	3,58	7,08
	Лето	X	110	-16,87	58,0	7,78	5,91	5,06
		Y	110	-16,72	55,0	8,04	5,95	5,39

Невыполнение условия (9) свидетельствует о корректируемых или ошибочных измерениях. С учетом (9) соотношение (8) представим в виде:

$$\left. \begin{aligned} D(t_i) &= c_D + \varepsilon_D(t_i); \\ c_D &= c_X - c_Y; \\ \varepsilon_D(t_i) &= \varepsilon_X(t_i) - \varepsilon_Y(t_i). \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

Таким образом, временные ряды разности $D(t_i)$ трендов не создают, что обусловлено равенством (9). Применение критериев наличия тренда (метода поворотных точек, метода разностей и метода Фостера–Стьюдента) свидетельствует об отсутствии трендов $D(t_i)$. Невыполнение равенства (9) КС в зимний период ($b_D = -0,76 \cdot 10^{-6}$) (табл. 1) свидетельствует о корректировке измерений, однако тренды $D(t_i)$ не возникают. Кроме того, завышенное значение общей дисперсии для этого случая также подтверждает корректировку измерений.

Выводы

Показано, что временные ряды прихода и распределения состоят из случайных и периодических функций с периодом в 1,0; 0,5 и 0,33 года. Для данных отчетности необходимо использовать отдельные выборки в зимний и летний периоды равные 128 дням (0,33 года). Эти выборки обладают возрастающим трендом в зимний и убывающим в летний

периоды. Для классификации корректируемости измерений используются параметры линейной регрессии. При некорректируемых измерениях коэффициенты линейной регрессии прихода и распределения равны. Временные ряды разности $D(t_i)$ трендов не создают.

Перспективы дальнейших исследований. Модель может быть усовершенствована при использовании нелинейной регрессии (сглаживания) прихода и распределения путем подбора оптимального коэффициента детерминации. Также представляет интерес анализ причин увеличения общей дисперсии разности при корректируемых измерениях.

Литература

1. Вимірювання витрати та кількості газу: Довідник / М.П. Андрійшин і др.. – Івано-Франківськ: ПП. “Сімік”, 2004. – 160с.: іл.
2. Ігуменцев Є.О., Марчук Я.С., Андрійшин М.П. Виявлення перетоків газу в запірної арматурі КС за реєстрацією вібраційного сигналу // Нафтова і газова промисловість. – 2003. – № 2. – С. 13-18.
3. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике. Для научных работников и инженеров. – М.: Наука, 1974. – 832с., ил.
4. Бендат Дж., Пирсон А. Применение корреляционного и спектрального анализа: Пер. с англ. – М.: Мир, 1983. — 312с.
5. Дьяконов В. Mathcad 8/2000: Специальный справочник. – С.-Пб.: Питер, 2000. – 592 с.
6. Иванов В.В. Анализ временных рядов и прогнозирование экономических показателей. – Х.: ХНУ, 1999. – 127 с.
7. Ферстер Э., Рёнци. Методы корреляционного и регрессионного анализа. – М.: Финансы и статистика, 1983. – 301с.

Поступила в редакцию 15.05.2008

Рецензент: д-р. техн. наук, проф. В.П. Себко, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков.

УДК 681.324

Г.А. КУЧУК¹, С.Н. НЕЧАУСОВ²¹Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Украина²Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

КОНВЕРГЕНЦИЯ АВТОНОМНЫХ ТРАФИКОВЫХ ПРОЦЕССОВ В МУЛЬТИСЕРВИСНЫХ СЕТЯХ

Рассмотрен механизм конвергенции автономных трафиковых процессов, формируемых отдельными службами мультисервисных сетей (МСС). Предложены математические модели конвергенции, которые используют эффекты, получаемые при объединении одноканальных систем массового обслуживания. Результаты моделирования для автономных трафиковых процессов отдельных служб мультисервисных сетей при большом числе объединяемых систем или при их высокой загрузке показали, что можно говорить о сильном взаимодействии между объединяемыми процессами. В результате проведенных исследований установлено, что модель трафика МСС, которая базируется на конвергенции одноканальных систем массового обслуживания типа $M/M/1/\infty$ в многоканальную систему, достаточно достоверно отображает реальные трафиковые процессы; а полученный трафик, во-первых, обладает свойством долговременной зависимости (гиперболическая зависимость основных параметров объединенного трафика), и, во-вторых, – свойством масштабной инвариантности, т.е. имеет фрактальный характер.

мультисервисная сеть, автономный трафиковый процесс, конвергенция, трафиковая модель

Введение

При обработке информационных потоков в современных телекоммуникационных системах необходимо обеспечить: высококачественную передачу, распределение, хранение и преобразование больших объемов разнородной информации, высокую степень гибкости при ее последующей обработке, возможности управления процессом обработки со стороны пользователя; оперативное получение от сети соответствующей реакции; возможность объединения и перераспределения ресурсов.

Существующие сети связи, которые были созданы на традиционных принципах электросвязи, не позволяют обеспечить эти требования. Интеграция разных видов связи (телеграфного, телефонного, передачи данных и др.) и появление новых сетевых технологий привело к созданию мультисервисных сетей (МСС), под которыми понимаются телекоммуникационные инфраструктуры, позволяющие переносить или комбинировать с контролируемыми и гарантированными параметрами трафик любого вида, создаваемый, в свою очередь, взаимодействием пользователей и поставщиков услуг связи, соблюдая при этом требуе-

мый уровень качества и конфиденциальности для каждого вида услуг [1, 2]. Система коммутации МСС при обслуживании вызова, в зависимости от вида информации должна соединять между собой одновременно некоторое количество (i) каналов ($1 \leq i \leq V$, V – количество каналов в направлении устанавливаемой связи), что приводит к последующему осложнению механизмов управления телекоммуникационной сетью. Поэтому в случае перегрузки сети может процесс обработки текущего трафика резко усложняться [3]. Важно отметить, что в подобных ситуациях могут возникать очень сложные взаимосвязи между флуктуациями рабочей нагрузки и разными сетевыми механизмами управления. Эти взаимодействия являются потенциальной причиной возникновения фрактальной структуры трафика в МСС [4], при этом трафик характеризуется свойством самоподобия или присутствия долговременной зависимости (ДВЗ) [5], что подразумевает наличие периодов высокой активности сетевых источников трафика и периодов бездействия в широком диапазоне временных масштабов. Кроме того, особенностями трафика МСС являются наличие последствия и мас-

штабная инвариантность статистических характеристик [6]. Такой характер трафика приводит к тому, что фиксированная пропускная способность канала связи приводит либо к нерациональному использованию канала, либо к большим задержкам и даже к потерям передаваемой информации, что приводит к падению производительности используемого протокола и соединения в целом. Однако, наличие ДВЗ в трафике делает возможным исследование и применение принципиально новых методов, позволяющих повысить эффективность работы протокола ТСР. Существует много различных подходов к решению данной проблемы [1 – 5], одним из наиболее перспективных среди которых является конвергенция информационных потоков [6, 7]. На сегодня, несмотря на значительное количество как теоретических, так и экспериментальных работ, посвященных телекоммуникационному трафику, который имеет фрактальную структуру [3 – 7], проблема моделирования процессов конвергенции нескольких информационных потоков в обобщенный трафик, а также процессу передачи такого трафика независимым потребителям решенная лишь в самых простых частных случаях.

Потому проведение анализа механизма конвергенции автономных трафиковых процессов, формируемых отдельными службами мультисервисных сетей, и создание адекватной математической модели является актуальной *научной задачей*.

Целью данной статьи является создание математической модели конвергенции автономных трафиковых процессов на основе проведенного анализа их характеристик и особенностей.

Результаты исследований

1. Исходные данные. Будем рассматривать процессы, которые происходят в мультисервисных сетях при одновременном обслуживании конечного числа каналов и потребителей. При проведении анализа соответствующих процессов будем рассматривать каждый отдельный автономный канал как одноканальную систему массового обслуживания (СМО) типа $M/M/1/\infty$, являющуюся составной частью многока-

нальной системы. Досконально исследованы модели телекоммуникационного трафика, созданные на основе теории массового обслуживания с приоритетами [6, 7], предполагающие марковский характер как составляющих, так и объединенного процесса. Эти модели позволяют учитывать некоторые специфические особенности фрактального трафика, такие как существование кластеризации и непостоянство характеристик во всех временных масштабах. Для более детального анализа фрактальный трафик можно описать медленно затухающими распределениями (например, распределения Парето, Вейбулла, гиперэкспоненциальное). В дальнейшем рассмотрении ограничимся рассмотрением стохастических моделей, функционирование которых описывается дискретными марковскими процессами, что позволит использовать известные формулы для стационарных распределений и теоремы для объединения сетей Джексоновского типа.

2. Объединение однотипных каналов. Объединяя однотипные каналы, построим СМО, у которой стационарная длина очереди и время релаксации существенно меньше, чем в ее составляющих. Проведем исследование влияния способа коммутации на показатели эффективности сконструированных систем, обнаруживая конвергенционные эффекты.

Пусть $X_1, X_2, \dots$ – последовательность независимо работающих систем массового обслуживания типа $M/M/1/\infty$ с интенсивностью входного потока λ и интенсивностью обслуживания μ , удовлетворяющих условию эргодичности

$$\rho = \lambda / \mu < 1. \quad (1)$$

Построим из заданных n элементов последовательности такую систему обслуживания S , в которой стационарная длина очереди $a(S)$ и характерное время релаксации (установление стационарного режима) (S) удовлетворяют следующим неравенствам:

$$a(S) \leq A; \tau(S) \leq T, \quad (2)$$

где A, T – некоторые положительные числа, которые не превосходят аналогичные показатели

$$a(X_i), \tau(X_i) \quad (3)$$

элементов начальной последовательности (такая двухкритериальная постановка задачи обоснована коммутационными эффектами в СМО [8], базирующимися на соответствующих правилах синтеза).

Рассмотрим объединение n независимых однолинейных СМО $X_1, \dots, X_n$ в многолинейную систему S_n типа М/М/п/∞. Операцию коммутации представим следующей формулой:

$$S_n = X_1 \oplus \dots \oplus X_n. \quad (4)$$

Поскольку выполнены условия эргодичности (1) для систем $X_1, \dots, X_n, S_n$, то при некоторых положительных C и γ стационарная средняя длина очереди $a(S_n)$ в системе S_n удовлетворяет неравенству

$$a(S_n) \leq Ce^{-\gamma n}. \quad (5)$$

Далее проведем объединение рассматриваемых автономных систем $X_1, \dots, X_n$ в систему Σ_n типа М/М/1/∞. Заданную в этом случае операцию коммутации автономных систем представим в виде

$$\Sigma_n = X_1 \otimes \dots \otimes X_n.$$

При выполнении условия эргодичности (1) стационарная средняя длина очереди $a(\Sigma_n)$ в системе Σ_n с учетом однотипности каналов удовлетворяет следующему соотношению:

$$a(\Sigma_n) \equiv a(X_1) < \infty. \quad (6)$$

Теперь выясним, как влияет тип коммутации на время релаксации. Из анализа времени релаксации $\tau(S_n)$ системы S_n и соотношений (2), (4–6) следует, что коммутация систем $X_1, \dots, X_n$ по типу « $\oplus$ » приводит к геометрической сходимости к нулю стационарной средней длины очереди при $n \rightarrow \infty$, а коммутация $X_1, \dots, X_n$ по типу « $\otimes$ » никакого влияния на среднюю длину очереди не оказывает.

Справедливо и обратное: коммутация систем $X_1, \dots, X_n$ по типу « $\oplus$ », в сущности, на время релаксации не влияет, а коммутация $X_1, \dots, X_n$ по типу « $\otimes$ » приводит к убыванию времени релаксации к нулю со скоростью порядка $1/n$ при $n \rightarrow \infty$.

Если система обслуживания S_n^m синтезирована из $N = n \cdot m$ систем типа М/М/1/∞, то, имея достаточ-

но большое количество начальных систем обслуживания N и используя способы коммутации « $\oplus$ » и « $\otimes$ », можно провести конвергенцию таким образом, что в синтезированной системе и время релаксации, и стационарная средняя длина очереди будут удовлетворять условию (2) для достаточно малых заданных значений верхних граничных констант.

Характерной особенностью большинства известных СМО является увеличение среднего времени ожидания заявки в очереди (средней длины очереди) с ростом загрузки системы. В нашем случае, когда с ростом числа экземпляров n систем М/М/1/∞, которые объединяются в систему S_n , загрузка растет, характер поведения системы напоминает по своей сути фазовый переход в физических системах.

3. Объединение разнотипных каналов. Порядок проведения анализа процесса конвергенции разнотипных каналов рассмотрим на примере двухканальной системы массового обслуживания, полученной в результате объединения систем типа М/М/1/∞ с одинаковыми коэффициентами загрузки, но разными скоростями обслуживания. Обозначим через X', X'' – интенсивности входных потоков, μ', μ'' – интенсивности обслуживания в начальных одноканальных системах. Тогда интенсивность входного потока λ равняется $\lambda' + \lambda''$. Коэффициент загрузки равняется $\rho = \lambda'/\mu' = \lambda''/\mu'' = \lambda/\mu$. Нетрудно доказать [9], что при $\rho < 1$ распределение вероятностей состояний суммарного марковского процесса удовлетворяет следующей системе линейных уравнений:

$$\begin{cases} \lambda p(0) = \mu' p(1') + \mu'' p(1''); \\ (\lambda + \mu') p(1') = \lambda' p(0) + \mu'' p(2); \\ (\lambda + \mu'') p(1'') = \lambda'' p(0) + \mu' p(2); \\ (\lambda + \mu) p(2) = \lambda (p(1') + p(1'')) + \mu p(3); \\ (\lambda + \mu') p(i) = \lambda p(i-1) + \mu p(i+1); \quad i = 3, 4, \dots; \\ p(0) + p(1') + p(2) + p(3) + \dots = 1. \end{cases} \quad (7)$$

Введем следующие обозначения:

$$A = p(1')/p(1''); \quad B = p(0) + p(1') + p(1''); \quad (8)$$

$$\varphi = \mu'/\mu = \lambda'/\lambda; \quad \beta = \varphi(1-\varphi) \quad (9)$$

и проведем исследование системы уравнений (7).

Величина A характеризует отличия в стационарной вероятности загрузки отдельных каналов, а величина B – стационарную вероятность отсутствия ожидания для заявки, которая снова поступила в объединенную систему. При этом при фиксированном φ ($1/2 < \varphi < 1$) верна монотонная сходимость

$$A \downarrow (1 - \alpha^2) / (\alpha(2 - \alpha)) \quad (10)$$

при $\rho \uparrow 1$, а при фиксированном ρ , $0 < \rho < 1$, $A \rightarrow 0$ при $\alpha \rightarrow 1$. Следовательно, в объединенной двухканальной системе более мощный канал является менее загруженным, чем другой. Этот эффект усиливается при увеличении коэффициента загрузки ρ и при направленности коэффициента α к единице. Таким образом, стационарная вероятность B отсутствия ожидания увеличивается при уменьшении отличия каналов по мощности.

Выводы

Проведенный анализ эффектов конвергенции автономных трафиковых процессов отдельных служб мультисервисных сетей при большом числе объединяемых систем или при их высокой загрузке показал, что можно говорить о сильном взаимодействии между объединяемыми отдельными процессами. В результате проведенных исследований установлено:

- модель трафика МСС, которая базируется на конвергенции одноканальных СМО типа М/М/1/∞ в многоканальную систему, достаточно достоверно отображает реальные трафиковые процессы;

- трафик, полученный в результате моделирования, во-первых, владеет свойством долговременной зависимости (гиперболическая зависимость основных параметров объединенного трафика), и, во-вторых, свойством масштабной инвариантности, что, в свою очередь, можно рассматривать как доказательство фрактального характера смоделированного трафика.

Направление дальнейших исследований связано с построением модели конвергенционного процесса для автономных трафиковых процессов хаотического характера.

Литература

1. Кучук Г.А., Гахов Р.П., Пашнев А.А. Управление ресурсами инфотелекоммуникаций. – М.: Физматлит, 2006. – 220 с.
2. Телекоммуникационные системы и сети: Учебн. пос. В 3-х т. Т. 3. Мультисервисные сети / В.В. Величко, Е.А. Субботин, В.П. Шувалов, А.Ф. Ярославцев, под ред. В.П. Шувалова. – М.: Горячая линия – Телеком, 2005. – 592 с.
3. Li G.L., Dowd W.D. An Analysis of Network Performance Degradation Induced by Workload Fluctuations // IEEE/ACM Transactions on Networking. – 1995. – Vol. 3, No. 4. – P. 163-171.
4. Erramili A., Narayan O., Willinger W. Experimental queueing analysis with long-range dependent packet traffic // IEEE/ACM Transactions on Networking. – 1996. – Vol. 4. – P. 209-223.
5. Фрактальный анализ процессов, структур и сигналов: Коллективная монография // Г.А. Кучук, А.А. Можаяев, Р.Э. Пащенко и др. – Х.: Эко- Перспектива, 2006. – 360 с.
6. Лосев Ю.И., Руккас К.М. Анализ системы массового обслуживания с приоритетами с учетом фрактальности входного трафика // Радиотехника. – Х.: ХТУРЭ, 2006. – Вып. 146. – С. 189-195.
7. Кучук Г.А., Можаяев О.О., Воробйов О.В. Метод прогнозирования фрактального трафика // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2006. – № 6 (18). – С. 181-188.
8. Гургенидзе А.Т., Кореш В.И. Мультисервисные сети и услуги широкополосного доступа. – М.: Наука и техника, 2003. – 400 с.
9. Королев А.В., Кучук Г.А., Пашнев А.А. Адаптивная маршрутизация в корпоративных сетях. – Х.: ХВУ, 2003. – 224 с.

Поступила в редакцию 1.06.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. И.И. Обод, Харьковский национальный технический университет «ХПИ», Харьков.

УДК 621.01:629.7.01

А.В. ТОМАШЕВСКИЙ, Г.В. СНЕЖНОЙ*Запорожский национальный технический университет, Украина*

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОГО КРИТЕРИЯ ВАЛЬДА ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ «РАЗЛАДОК» ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ

Технологические операции, используемые при изготовлении авиадвигателей, рассмотрены как стохастические динамические системы и поставлена задача об обнаружении их «разладки». Принято, что состояние технологической операции характеризуют показатели качества выпускаемой продукции. Поставленная задача заключается в проверке статистических гипотез относительно параметров распределения контролируемых показателей качества. Для проверки гипотез предложено использовать последовательный критерий Вальда, что привело к необходимости вычисления кумулятивных сумм на каждом шаге проверки. Получено общее выражение для слагаемых кумулятивной суммы, расширяющее возможности использования данного критерия для случаев, когда распределение показателя качества отлично от нормального. Полученные результаты создают теоретическую основу для разработки методов обнаружения «разладки» точности технологических операций и перспективны для использования при диагностике состояния авиадвигателей.

авиадвигатель, задача о «разладке», последовательный критерий Вальда, метод кумулятивных сумм, технологические операции, стохастические динамические системы

Введение

1. Задача о «разладке» как научно-практическая задача. Качество выпускаемых авиадвигателей, как и других изделий машиностроений, во многом определяется стабильностью технологических операций. К нарушению стабильности может привести большое число разнообразных факторов, выяснение физической сущности которых, как правило, довольно сложно и трудоемко. Для поддержания стабильности технологических операций нашел широкое применение метод, известный как статистическое регулирование, и заключающийся в своевременном обнаружении «разладки» технологической операции и её последующей корректировке с помощью управляющего воздействия. Поэтому при статистическом регулировании необходимо решение двух задач: обнаружение «разладки» и определение оптимального управляющего воздействия.

Обнаружение «разладки» должно произойти как можно быстрее с минимальным числом ложных сигналов о «разладке». Своевременность обнаружения «разладки» при изготовлении деталей, комплек-

тующих авиадвигатель, позволяет повысить их качество, тем самым уменьшить вероятность выпуска потенциально ненадежных изделий. Ложные сигналы о «разладке» приводят к проведению ненужных наладок, повышая тем самым трудоемкость изготовления авиадвигателей.

Таким образом, задача о «разладке» технологических операций представляет собой важную научно-практическую задачу.

2. Обзор публикаций и выделение нерешенных задач. Технологические операции в машиностроении можно рассматривать как случайные процессы с изменяющимися в случайные моменты времени характеристиками. Исследованию таких процессов посвящены многие работы (см., например, фундаментальные работы А. Вальда [1], Шириева А.Н. [2], из последних публикаций можно отметить [3]).

Пусть информация о случайном процессе поступает последовательно во времени, и в некоторый (заранее неизвестный) момент происходит изменение какой-либо вероятностной характеристики про-

цесса (в общем случае, функции распределения). Спрашивается, как обнаружить произошедшее изменение скорейшим образом после того, как оно возникло, но так, чтобы при этом ложные сигналы тревоги не были слишком частыми? Эта задача получила название задачи о «разладке».

Первые работы, посвященные задаче скорейшего обнаружения «разладки» технологических операций были опубликованы еще в 30-х годах. Однако строгой теории тогда построено не было. В 50-х годах появились работы Пейджа, где был предложен метод обнаружения «разладки», основанный на последовательном критерии Вальда и получивший впоследствии название метода кумулятивных сумм.

В 1959 году Колмогоров и Ширяев предложили формальную постановку задачи «последовательного обнаружения спонтанно возникающих эффектов», которая несколько позже была, также, определена как задача о «разладке» (нормального состояния объекта, технологического процесса и т.д.). В цикле работ 1959-1965 годов Ширяев нашел оптимальное решение этой задачи в ситуации полной априорной информации о функции распределения наблюдений и момента «разладки».

Результаты теоретических исследований задачи о «разладке» послужили основой для разработки ряда нормативных документов по статистическому регулированию технологических процессов.

Современные исследования в этой области определяются как задача мониторинга состояния многомерных динамических стохастических систем на основе последовательных наблюдений.

Несмотря на большой объем публикаций по методам обнаружения «разладки», существует множество нерешенных открытых проблем и задач в этой области, среди которых выделим задачу обнаружения «разладки» при различных, отличных от нормального, законах распределения контролируемой характеристики (параметра состояния). Особое значение эта задача имеет для обеспечения качества выпускаемой продукции на этапе производства при

поддержании стабильности технологических операций с помощью статистического регулирования.

Изложение материалов исследования и анализ полученных результатов

Объектом исследования являются технологические операции механической обработке деталей для авиадвигателей. Эти операции рассматриваются как многомерные стохастические динамические системы, состояние которых контролируется параметром состояния y с известной функцией распределения $F(y, \theta)$, где θ – параметры распределения.

Общую схему взаимосвязей входных, выходных переменных и случайных воздействий в такой стохастической системе удобно представить моделью «черного ящика» (рис. 1). Процессы, происходящие в «ящике» из рассмотрения исключаются, исследуются только связи входных и выходных переменных.



Рис. 1. Общая схема представления технологической операции как стохастической динамической системы

Обозначим: x – входные переменные, описывающие «предысторию» реальной системы; y – выходные переменные (показатели качества выпускаемых изделий); ε – случайные (неконтролируемые) факторы, влияние которых на y трудно учесть (измерить); ω – внешние управляющие воздействия.

В общем случае, $y = \{y_1, y_2, y_3, \dots\}$ – это многомерная динамическая характеристика состояния технологической операции, зависящая от совокупности входных переменных x , отражающая влия-

ние различных технологических факторов и управляющих воздействий ω , случайных факторов ε и времени t . Величины x , ε , ω – также многомерные величины. Так как процедура статистического регулирования одинакова для любого показателя состояния из составляющих всю совокупность y , в дальнейшем ограничимся одномерным случаем. Будем рассматривать один выходной показатель состояния, который обозначим y и одно управляющее воздействие ω . Влияние на показатель y случайных факторов ε обуславливает случайный динамический характер изменения этой величины.

Таким образом, показатель состояния технологической операции y рассматривается как случайная величина, основной характеристикой которой является распределение вероятностей её значений $F(y, \theta)$.

Предположим: выборочные наблюдения независимы; в произвольный момент времени изменяется один из параметров распределения при неизменности остальных параметров; промежутки времени между наблюдениями могут быть неодинаковы.

Изменение состояния наблюдаемого объекта обнаруживается по изменению некоторого параметра распределения θ от значения θ_0 до θ_1 . Необходимо, исходя из выборочных наблюдений $y_1, y_2, \dots, y_n, y_{n+1}, y_{n+2}, \dots, y_m$, проверить нулевую гипотезу о том, что $y_1, y_2, \dots, y_m$ взяты из совокупности с функцией распределения $F(y, \theta_0)$, против альтернативной, заключающейся в том, что наблюдения $y_1, y_2, \dots, y_n$ принадлежат совокупности с $F(y, \theta_0)$, а наблюдения $y_{n+1}, y_{n+2}, \dots, y_m$ – совокупности с $F(y, \theta_1)$. Эту задачу можно определить задачей обнаружения изменения параметра функции распределения последовательных наблюдений или задачей о «разладке» технологической операции.

Таким образом, $F(y, \theta_0)$ – распределение показателей состояния технологической операции до

«разладки», $F(y, \theta_1)$ – распределение показателей после «разладки».

Постановка задачи о «разладке» технологической операции приводит к формулировке гипотез:

H_0 – процесс находится в налаженном состоянии, «разладка» отсутствует, $H_0: F(y, \theta) = F(y, \theta_0)$;

H_1 – процесс вышел из налаженного состояния, возникла «разладка», $H_1: F(y, \theta) = F(y, \theta_1)$.

Сущность проверки гипотез H_0 и H_1 с помощью последовательного критерия Вальда заключается в следующем.

При условии независимости выборок вероятность получения значений $y_1, y_2, \dots, y_n$ равна:

$$P_{0n} = f(y_1, \theta_0) f(y_2, \theta_0) \dots f(y_n, \theta_0),$$

если верна гипотеза H_0 , и

$$P_{1n} = f(y_1, \theta_1) f(y_2, \theta_1) \dots f(y_n, \theta_1),$$

если верна гипотеза H_1 .

При известной функции плотности вероятности $f(y, \theta)$ можно определить величину $Z_n = \ln(P_{1n} / P_{0n})$, которая получила название кумулятивная сумма. При статистическом регулировании значения кумулятивной суммы Z_n накапливаются последовательно по мере взятия выборок.

Нулевая гипотеза H_0 принимается, если $Z_n \leq \ln((1-\beta) / \alpha)$, альтернативная H_1 , т.е. о наличии «разладки» – если $Z_n > \ln((1-\beta) / \alpha)$, где α и β – ошибки первого и второго рода, соответственно. Наблюдения за процессом продолжаются, если приведенные условия принятия гипотез не выполнены.

Процедура проверки гипотез H_0 и H_1 с помощью последовательного критерия Вальда положена в основу статистического регулирования технологических операций методом контрольных карт кумулятивных сумм. Однако основной предпосылкой использования карт кумулятивных сумм является нормальное распределение контролируемого параметра состояния технологической операции. Данное

требование не всегда выполнимо и всегда не выполнимо, если необходимо обнаруживать «разладку» в изменении точности технологической операции. Точность, как известно, определяется рассеиванием контролируемого показателя качества выпускаемых изделий.

Выделим класс распределений, особенностью которых является возможность представления плотности распределений вероятностей получения случайной величины x в виде

$$f(x, \theta) = h(x, \theta) \exp[\varphi(x, \theta)], \quad (1)$$

где $h(x, \theta)$, $\varphi(x, \theta)$ – некоторые функции;

θ – параметры распределения.

В класс распределений вида (1) включаются такие распределения, как нормальное, вейбулловское, экспоненциальное и гамма-распределение.

При нормальном законе распределения эффективность метода кумулятивных сумм достаточно исследована [4] и на основе этого метода разработаны контрольные карты кумулятивных сумм выборочного среднего.

Общая процедура статистического регулирования с помощью контрольных карт заключается в следующем. На контрольных картах отмечают определенную статистику, полученную по результатам выборочного контроля, и границы регулирования, ограничивающие область допустимых значений статистики.

Выход статистики за границы регулирования (или появление ее на самой границе) служит сигналом о «разладке» технологического процесса (операции). Возникновение «разладки» требует поиска причин, вызвавших «разладку» и их устранение. Если такие причины не будут выявлены, то необходимо компенсировать их действие с помощью управляющих технологических факторов. При невозможности устранить «разладку» технологического процесса с помощью управляющих факторов – выпуск продукции останавливается и разрабатыва-

ются и осуществляются мероприятия по совершенствованию процесса.

Таким образом, контрольная карта позволяет не только обнаруживать «разладку» процесса, но и помогает выявлять причины возникновения «разладки». Кроме того, контрольная карта служит документом, который может быть использован для принятия обоснованных решений по улучшению качества продукции.

На основании анализа результатов контрольных карт за достаточно длительный промежуток времени может быть принято решение о пересмотре допуска на контролируемый параметр, либо это может послужить достаточным основанием для замены или модернизации оборудования.

Контрольные карты нашли широкое распространение в современных системах оперативного мониторинга технологических процессов на промышленных предприятиях. В частности, использованы в мощной компьютерной системе контроля качества SEWSS (*STATISTICA Enterprise-Wide SPC System*) компании **StatSoft** [6]. Система SEWSS отличается своим дружелюбным интерфейсом, в ней представлено большое число различных контрольных карт, в том числе и контрольные карты кумулятивных сумм (CUSUM) выборочного среднего.

Для случая, если закон распределения отличается от нормального, на основе выражения (1) применение последовательного критерия Вальда приводит к кумулятивным суммам, слагаемые которых будут представлять собой функцию $G = G(x, \theta_0, \theta_1)$:

$$G = \varphi_1 - \varphi_0 + \ln h(x, \theta_1) - \ln h(x, \theta_0), \quad (2)$$

где $\varphi_0 = \varphi(x, \theta_0)$; $\varphi_1 = \varphi(x, \theta_1)$.

Таким образом, $G(x, \theta_0, \theta_1)$ – общее выражение, позволяющее получать кумулятивные суммы для распределений вида (1). Использование выражения (2) дает возможность разработать контрольные карты кумулятивных сумм для случаев распределения Вейбулла и для гамма-распределения.

Распределение Вейбулла широко используется в теории надежности, например, при определении вероятности безотказной работы, интенсивности отказов.

Гамма-распределению подчиняется такая характеристика рассеивания, как дисперсия нормально-распределенной случайной величины. Использование выражения (2) дает возможность разработать контрольные карты кумулятивных сумм для обнаружения «разладки» точности технологической операции. Своевременное и обоснованное обнаружение снижения точности технологических операций, условно, повысит качество выпускаемой продукции.

Основной предпосылкой для предлагаемого решения задачи о «разладке» на основе последовательного критерия Вальда является исследование закона распределения контролируемого показателя качества, что представляет собой непростую задачу, так как контролируемый показатель y – величина, зависящая от времени. Примеры исследований распределений показателей качества изделий можно найти в [5].

Требуется дальнейшего изучения вопрос о времени обнаружения «разладки» и числе «ложных» тревог при статистическом регулировании технологических операций для случаев, если закон распределения отличается от нормального.

Выводы

Технологические операции механической обработки деталей для авиадвигателей рассмотрены как сложные стохастические динамические объекты. Для повышения качества выпускаемых двигателей предлагается усовершенствование используемых методов статистического регулирования на основе последовательного критерия Вальда.

Для расширения возможностей использования критерия Вальда выведено общее выражение для

слагаемых кумулятивной суммы, что дает возможность использовать критерий для случаев, когда распределение контролируемого показателя качества отлично от нормального. Полученное выражение создает теоретические предпосылки для разработки новых эффективных методов обнаружения «разладки» точности технологических операций и перспективны для использования при диагностике состояния авиадвигателей и при директивных испытаниях на надежность.

Литература

1. Вальд А. Последовательный анализ. – М.: Наука, 1980. – 326 с.
2. Ширяев А.Н. Статистический последовательный анализ. – М.: Наука, 1976. – 272 с.
3. Салов Г.И. Задача о разладке для скачкообразного марковского процесса // Индустриальная математика: – 2008. – 11:1. – С.111–121.
4. Бендерский А.М., Томашевский А.В. Некоторые вопросы теории метода кумулятивных сумм // Научные труды ВНИИС. – 1980. – Вып. 40. – С. 83-93.
5. Томашевський О.В., Рісіков В.П. Комп'ютерні технології статистичної обробки даних. – Запоріжжя: Запорізький національний технічний університет, 2006. – 175 с.
6. SEWSS – корпоративная система статистического контроля качества [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.spc-consulting.ru/QA-Products/SEWSS.htm>.

Поступила в редакцию 30.05.2008

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. В.В. Погосов, Запорожский национальный технический университет, Запорожье.

УДК 697.34

Ю.Н. ХАРИТОНОВ

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

ПОСТРОЕНИЕ ИЕРАРХИИ ПРИ РЕКОНСТРУКЦИИ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

На основе рассмотренных направлений исследований в области разработки теоретических основ организации и управления проектами реконструкции сложных технических систем предложены различные подходы к построению иерархий реконструкции элементов систем теплоснабжения: подход построения иерархий по комплексному показателю эффективности, подход построения по квазидинамическому структурно-параметрическому показателю. Предложен минимаксный критерий, обеспечивающий получение максимальной эффективности реконструируемой системы при минимуме остатка предложенного ресурса на реконструкцию. Показан пример применения указанного критерия при проведении работ по реконструкции одного из районов города.

энергетика, управление проектами, реконструкция, система теплоснабжения

1. Постановка проблемы

Анализ существующей структуры и основных показателей сложных технических систем, в частности, систем теплоснабжения (СТ) крупных промышленных комплексов и городов Украины, указывает на необходимость их модернизации и реконструкции [1]. Ввиду относительно высокой доли систем теплоснабжения в составе топливно-энергетического комплекса Украины, актуальность проблемы по модернизации и реконструкции нашла свое отражение в ряде законодательных, нормативно-правовых документов, широком спектре научных публикаций, посвященных решению отдельных задач ее составляющих. Одним из направлений в решении данной проблемы является разработка и создание научных основ организации и управления проектами реконструкции СТ.

Обзор публикаций и выделение нерешенных проблем. Современные исследования в данной области сфокусированы на следующих основных направлениях: развитие методических основ, информационных баз и программных комплексов для решения задач по развитию энергоснабжения территорий, населенных пунктов, промышленных предприятий; разработка экономических механизмов и

структур управления энергоснабжением; разработка стратегии и методов совершенствования СТ в условиях перехода к новым экономическим методам хозяйствования и многое другое [2, 3].

При этом анализ публикаций по данной проблематике указывает на то, что остаются нерешенными вопросы рационального выбора последовательности реконструкции элементов системы теплоснабжения.

Целью исследований является определение критериев, обеспечивающих построение иерархии реконструкции элементов систем теплоснабжения.

2. Решение проблемы

Рассмотрим систему теплоснабжения состоящую в общем случае из n -го количества тепловых районов, включающих в свой состав m локальных систем теплоснабжения, состоящих из произвольного числа источников тепловой энергии – И, систем транспортировки тепла – Т и числа потребителей тепла – П.

Каждая из локальных систем теплоснабжения может характеризоваться различного рода относительными показателями, обеспечивающими формирование представительного набора сочетаний исходных данных:

$$m_i = \{\bar{b}_0, \bar{b}_1, \bar{b}_2 \dots \bar{b}_i\}, \quad \bar{b}_i \in m_i,$$

где $\bar{b}_i$ – относительный показатель эффективности систем теплоснабжения.

Тогда с учетом известных (или определенных) коэффициентов весомости данных показателей, в общем случае исходную комплексную характеристику эффективности каждой из систем можно представить зависимостью:

$$\Theta_i = \prod_{i=1}^n \gamma_i \bar{b}_i,$$

где γ_i – коэффициент весомости показателя $\bar{b}_i$.

Произведя соответствующие вычисления по каждой из m локальных систем теплоснабжения можно, на основе значений величины Θ_i построить иерархию возможной последовательности реконструкции по значению показателя Θ :

$$\Theta_1 < \Theta_2 < \Theta_3 < \dots < \Theta_i < \Theta_{i+1}$$

Построение последовательности реконструкции по данной зависимости возможно при условиях постоянства значений γ_i и $\bar{b}_i$, т.е.:

$$\begin{aligned} \frac{d\gamma_i}{d\tau} &= 0; \\ \frac{d\bar{b}_i}{d\tau} &= 0. \end{aligned}$$

В реальных условиях значения коэффициента весомости γ_i и показателя $\bar{b}_i$ находятся во временной зависимости: $\gamma_i(\tau) = \text{var}$; $\bar{b}_i(\tau) = \text{var}$, что должно учитываться при решении вопросов последовательности реконструкции по параметру $\Theta_i(\tau)$ – квазидинамическому структурно-параметрическому показателю:

$$Q_i(\tau) = \int_0^T \left(\prod_{i=1}^n \gamma_i(\tau) \bar{b}_i(\tau) \right) d\tau.$$

Иерархия реконструкции (последовательность этапов работ) определяется комплексным функционалом, учитывающим не только показатели эффективности, но и ресурсную составляющую:

$$R = R_e + R_p,$$

$$R_p = \sum_{i=1}^i \bar{R}_i n_i + \sum_{j=1}^j \bar{R}_j m_j + \sum_{k=1}^k \bar{R}_k p_k,$$

$$R_u = \sum_{i=1}^i \bar{R}_i n_i; \quad R_m = \sum_{j=1}^j \bar{R}_j m_j;$$

$$R_n = \sum_{k=1}^k \bar{R}_k p_k$$

где R_e – ресурс на поддержание эксплуатации не реконструируемой части системы;

R_p – ресурс на реконструкцию;

$\bar{R}_i, \bar{R}_j, \bar{R}_k$ – относительное количество ресурсов, необходимых для реконструкции соответствующих элементов системы;

n_i, m_j, p_k – число элементов, подвергающихся реконструкции по источнику, транспорту и потребителю энергии, соответственно.

В общем случае на отдельных этапах реконструкции требуются различные объемы ресурсов, тогда можно записать:

$$R_p = \int_0^{\tau} \left(\sum_{i=1}^i \bar{R}_i(\tau) n_i(\tau) + \sum_{j=1}^j \bar{R}_j(\tau) m_j(\tau) + \sum_{k=1}^k \bar{R}_k(\tau) p_k(\tau) \right) d\tau.$$

При известных значениях ресурса R на реконструкцию можно сформировать матрицу совокупных затрат для различных сочетаний системной реконструкции:

$$R_p - (R + \Delta),$$

где Δ – остаток свободных ресурсов.

Исходя из принципа рациональности можно рекомендовать в качестве критерия выбора последовательности реконструкции систем теплоснабжения модифицированный критерий минимума свободных ресурсов (см. табл. 1):

$$\Delta = \min \Delta \wedge \Theta_i(\tau) \Rightarrow 1,$$

$$I = f(\Delta, \Theta),$$

где I – иерархия этапа реконструкции.

Таблица 1

Квазидинамический структурно- параметрический показатель	Совокупные затраты			$\Delta_{\min}$	Иерархия этапов, I
	$\sum_{i=1}^i \bar{R}_i n_i$	$\sum_{j=1}^j \bar{R}_j m_j$	$\sum_{k=1}^k \bar{R}_k p_k$		
$\max \Theta_1(\tau)$	3_i^1	3_j^1	3_k^1	$\Delta_{\min_1}$	1
$\max \Theta_2(\tau)$	3_i^2	3_j^2	3_k^2	$\Delta_{\min_2}$	2
...	...	...	...	...	...
$\max \Theta_i(\tau)$	3_i^∇	3_j^∇	3_k^∇	$\Delta_{\min_i}$	g

Указанный критерий позволяет определиться с последовательностью выполнения этапов реконструкции.

При определении значений $\min \Delta \wedge \Theta_i(\tau) \Rightarrow \max$ следует считать, что ресурс R может использоваться дискретно только при условиях полного завершения

работ по реконструкции любого из элементов системы теплоснабжения.

Разработанные подходы были применены при реализации комплексной программы реконструкции системы теплоснабжения (рис.1, 2.) одного из городов.



Рис. 1. Комплексный показатель эффективности системы теплоснабжения

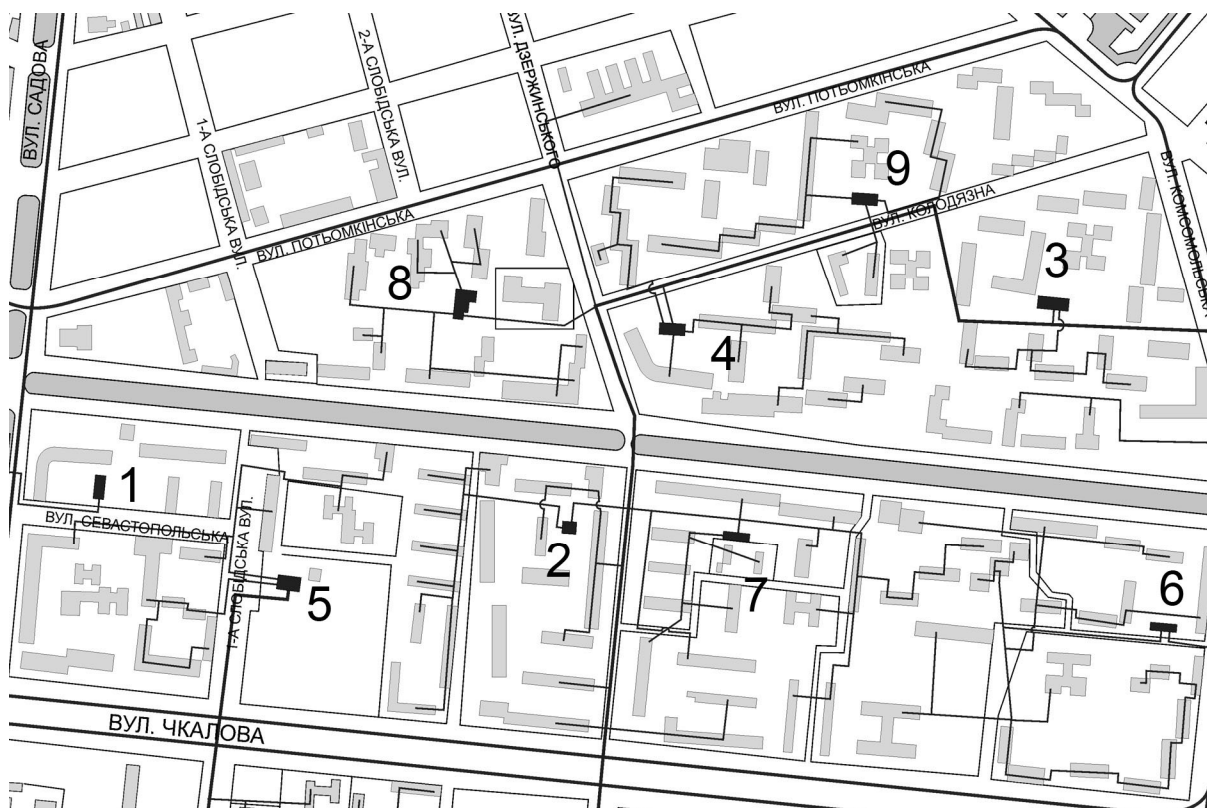


Рис. 2. Иерархия выполнения реконструкции системы теплоснабжения
(1, 2, 3...9 – последовательность этапов выполнения реконструкции)

Из приведенных данных на рис. 1 и 2 видна существенная разница в выполнении этапов реконструкции при принятых различных критериях. Так в случае выбора иерархии проведения реконструкции по комплексному показателю начальным объектом реконструкции (этапом) необходимо было бы принять систему теплоснабжения с показателем 0,43, а при учете предложенного модифицированного критерия минимума свободных ресурсов эта система должна быть реконструирована лишь на третьем этапе.

Выводы

1. Предложенный критерий минимума свободных ресурсов при максимуме квазидинамического структурно-параметрического показателя эффективности обеспечивает эффективное построение иерархии реконструкции элементов системы теплоснабжения.

Литература

1. Дормачев Д.Б. Исследование энергетической эффективности систем централизованного теплоснабжения как единого комплекса: Дис. ... канд. техн. наук: 05.23.03. – Иркутск: РГБ, 2005.
2. Энергетика России в переходный период. Проблемы и научные основы развития и управления / Под ред. А.П. Меренкова. – Новосибирск: Наука, 1996. – 359 с.
3. Системы поддержки принятия решений для исследования и управления энергетикой / Под ред. Меренкова А.П., Массель Л.В. – Новосибирск: Наука, 1997. – 210 с.

Поступила в редакцию 30.04.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.К. Чернов, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев.

УДК 658.512.4

С.Н. СМАЛЬ

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

ВЕРОЯТНОСТНАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ РАЗРАБОТКИ КОРПУСНОЙ ДЕТАЛИ

Предложен метод расчета времени выполнения комплекса работ с учетом вероятности возврата на изменение технологических параметров. Величина вероятности возврата определяется по результату статистических наблюдений о количестве циклов при создании и экспериментальной отработке одного технологического процесса. Результаты расчета вероятности возврата являются исходными данными для построения стохастической сети и последующего её расчета. Разработанный алгоритм позволяет получить гистограмму статистического ряда времени выполнения комплекса работ конструкторско-технологического проектирования.

конструкторско-технологическая разработка, корпусная деталь, вероятностная модель

Введение

В настоящее время на машиностроительных предприятиях при проведении инженерного анализа и разработке новых технологических процессов недостаточно применяют интегрированные информационные технологии [1 – 5].

Редко принимается во внимание полезный эффект повышения конкурентоспособности предприятия за счет улучшения характеристик конструкторско-технологической подготовки производства и сокращения её сроков.

Причинами этого являются:

– во-первых, отсутствие четких методик определения полезного эффекта от внедрения интегрированных информационных систем;

– во-вторых, распространенное заблуждение, что применение современных информационных технологий может привести к ускорению и сокращению затрат только в отдельности по каждой стадии: конструкторской и технологической подготовке.

Однако, резкое сокращение сроков подготовки может быть достигнуто при сквозном параллельном цикле в едином информационном пространстве на всех стадиях разработки, в том числе и на стадии

технологического проектирования. Интеграция конструкторской и технологической подготовки производства корпусных деталей дает предприятию ряд преимуществ, среди которых только часть можно количественно оценить.

Целью данной работы является разработка вероятностной модели создания корпусных деталей для расчета сокращения циклов за счет проектирования процессов изготовления, инструмента и оснастки с применением информационных технологий в едином пространстве.

Результаты исследований

Процесс разработки детали включает основные работы:

- проектирование;
- технологическая подготовка.

Традиционно они осуществляются последовательно, однако с применением интегрированных компьютерных технологий появляется возможность их выполнения в параллельном цикле.

В рассматриваемой работе предложен метод расчета времени выполнения комплекса работ с учетом вероятности возврата на изменение технологических параметров.

Величина вероятности возврата определяется по результату статистических наблюдений о количестве циклов при создании и экспериментальной обработке одного технологического процесса. Результаты расчета вероятности возврата являются исходными данными для построения стохастической сети и последующего её расчета.

Разработанный алгоритм расчета модели стохастической сети основан на методе, предложенном Воропаевым В.И., Гельрудом Я.Д. Алгоритм позволяет получить гистограмму статистического ряда времени выполнения комплекса работ конструкторско-технологического проектирования.

Предложенная модель была рассмотрена на примере создания корпусных деталей машинострои-

тельного производства получаемых обработкой давлением (рис. 1).

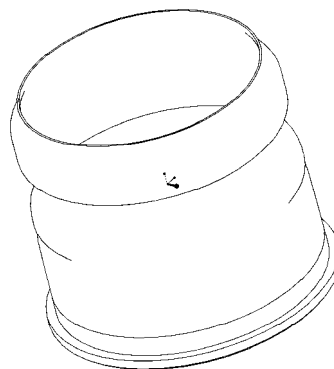


Рис. 1. Корпусная деталь типа «стакан»

На рис. 2 представлен стохастический граф комплекса работ по разработке типовых корпусных деталей.

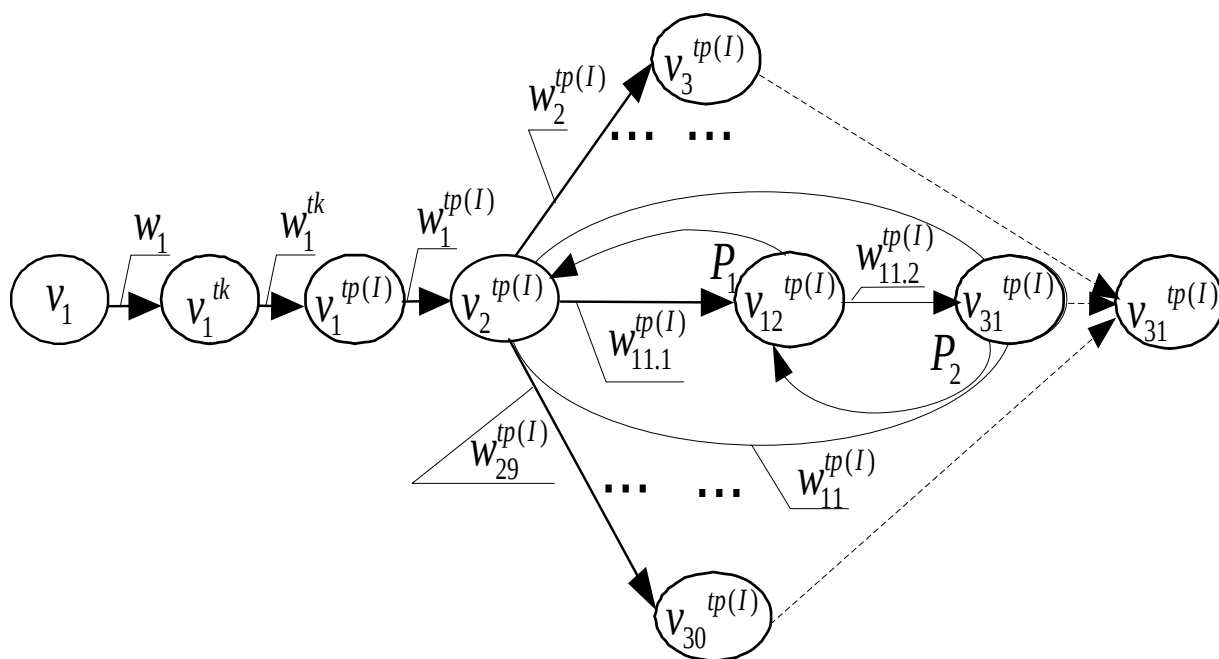


Рис. 2. Стохастический граф создания корпусной детали

В модели рассмотрены процессы:

- рабочее проектирование детали «стакан» w_1 ,
- проверка на технологичность w_1^{tk} ,
- расщеповка $w_1^{tp(I)}$,
- процессы разработки технологических процессов $w_2^{tp(I)}$ – $w_{29}^{tp(I)}$.

Наиболее трудоемкой операцией при создании детали «стакан» является разработка технологического процесса ротационного обжатия и раскатки $w_{11}^{tp(I)}$, которая состоит из работ:

- расчет и моделирование технологического процесса «раскатная» $w_{11.1}^{tp(I)}$,

– экспериментальная отработка технологического процесса «раскатная» $w_{11.2}^{tp(I)}$.

Длительность каждой из этих работ, как правило, задается нечетко, так как данные работы требуют значительного количества возвратов, связанных с проработкой параметров разрабатываемого технологического процесса.

Таким образом, существует вероятность, что параметры технологического процесса окажутся не допустимыми и придется повторять работы (P_1, P_2). Проанализировав статистику по разработке аналогичных технологических процессов на предприятии была задана вероятность возврата при последовательном и сквозном параллельном циклах создания корпусных деталей.

Вероятность возврата при сквозном параллельном цикле меньше, чем в последовательном. Кроме этого, работы $w_{11.1}^{tp(I)}$ и $w_{11.2}^{tp(I)}$ в сквозном цикле выполняются параллельно, что также уменьшает общую продолжительность комплекса работ.

Выводы

Результаты расчета показали, при сквозном параллельном проектировании конструкции и технологического процесса изготовления детали путем компьютерного моделирования, среднее время на её создание уменьшается в 2 – 3 раза.

Литература

1. Технологии интегрированной логистической поддержки изделий машиностроения / Под ред. Е.В. Судова. – М.: Машиностроение, 2006. – 332 с.

2. Возможности сквозного конструкторско-технологического проектирования САПР в среде Pro/ENGINEER на примере решения конкретной задачи КБ приборостроения // САПР и графика. – М.: ООО «КомпьютерПресс», 2000. – № 11. – С. 81-86.

3. Павлов А., Щепинов А., Лихачев А. Интеграция «ТехноПро» с большинством САПР – основа параллельного выполнения конструкторско-технологических работ // САПР и графика. – М.: ООО «КомпьютерПресс», 2002. – № 3. – С. 44-47.

4. Комплексные подходы к решению задач конструкторско-технологической подготовки машиностроительных предприятий / Р. Бирбраер, О. Гаршин, Л. Кочергина, С. Бараш // М.: ООО «КомпьютерПресс», 2004. – № 5. – С. 72-78.

5. Петров А.П., Галкин В.И., Палтиевич А.Р. Практика применения САЕ-систем при разработке технологических процессов обработки металлов давлением // Технология машиностроения. – 2006. – № 8. – С. 73-76.

Поступила в редакцию 2.06.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.А. Дружинин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

АННОТАЦІЇ

УДК 621.7.044

Стадник С.О., Третьак В.В. Особливості використання імпульсних технологій для виготовлення деталей авіаційних двигунів // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 8-11.

Розглядаються особливості використання імпульсних технологій для виготовлення деталей авіаційних двигунів. Представлена традиційна і перспективна номенклатура листових і об'ємних деталей для виготовлення деталей методом штампування вибухом. Виділені перспективи і виникаючі проблеми технологічної підготовки виробництва при виготовленні методом штампування вибухом. Представлені математичні моделі і розроблені алгоритми для розрахунку перспективних технологічних процесів і штампового оснащення з використанням об'єктного підходу. Представлені перспективні схеми оснащення і устаткування для виготовлення об'ємних деталей. Розглянуті питання впровадження даних алгоритмів при використуванні інтелектуальних технологічних систем.

Ключові слова: імпульсна технологія, деталі авіаційних двигунів, перспективна номенклатура, оснащення і устаткування.

Лл. 5. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 621.671:532.528:629.76.017.2

Пилипенко В.В., Долгополов С.І., Хоряк Н.В, Ніколаєв О.Д. Математичне моделювання поздовжніх коливань рідинної ракети при двохчастотній нестійкості динамічної системи РРДУ-корпус ракети // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 12-16.

Проведено чисельне дослідження поздовжніх коливань рідинної ракети для випадку, коли замкнена динамічна система РРДУ-корпус ракети є нестійкою одночасно на двох частотах, близьких до власних частот коливань конструкції корпусу ракети. Показано, що при двохчастотній поздовжній нестійкості рідинної ракети та кратності власних частот поздовжніх коливань корпусу ракети в системі реалізується коливальний режим зі значним збільшенням амплітуд осьового віброперевантаження ракети в порівнянні з випадком одночастотної нестійкості системи.

Ключові слова: рідинна ракета, поздовжні коливання, кавітаційні коливання, власні частоти та декременти коливань, амплітуди коливань поздовжнього перевантаження, двохчастотна поздовжня нестійкість системи.

Лл. 2. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 629.76.085.075:521.3

Хорольський П.Г. До вирішення проектної задачі забезпечення безпеки космічних польотів в імовірнісній постановці // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 17-19.

UDC 621.7.044

Stadnik S., Tretyak V. Features of the use of impulsive technologies for making of details of aviation engines // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 8-11.

The features of the use of impulsive technologies for making of details of aviation engines are considered. The traditional and perspective nomenclature of sheet and by a volume details for making of details is presented by the method of stamping by the explosion. Prospects and nascent problems of technological preparation of production at making the method of stamping are selected by the explosion. Mathematical models and developed algorithms for computation of perspective technological processes and stamp rigging with the use of objective approach are presented. The perspective charts of rigging and equipment for making of by a volume details are presented. The questions of introduction of the given algorithms at the use of the intellektualniteshnologicheskikh systems are considered.

Key words: impulsive technology, details of aviation engines, perspective nomenclature, rigging and equipment, is technology.

Fig. 5. Ref.: 5 items.

UDC 621.671:532.528:629.76.017.2

Pilipenko V., Dolgoplov S., Khoryak N., Nikolayev O. Mathematical modeling of longitudinal vibrations of liquid rocket at double-frequency instability of closed propulsion and structure dynamic system // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 12-16.

The numerical research of longitudinal (POGO) vibrations of the liquid rocket in case of instability of propulsion and structure dynamic system at the frequencies of rocket structure modes was investigated. It is shown, that the system vibration regime is actualized in a case of double-frequency rocket instability and multiplicity of eigenfrequencies of rocket structure with the significant (triple) magnification of amplitudes of rocket vibroacceleration in comparison with a case of monofrequent system instability.

Key words: liquid rocket, longitudinal vibrations, surge liquid oscillation, natural frequencies and decrements of oscillations, amplitudes of longitudinal load factor, double-frequency system instability.

Fig. 2. Ref.: 6 items.

UDC 629.76.085.075:521.3

Horolsky P. To the solution of a project problem of safety control of outer-space flights in probabilistic production // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 17-19.

Стаття присвячена вирішенню проблеми забезпечення безпеки польотів у механічно небезпечному середовищі навколоземного космічного простору. Сформульовано в оптимізаційній постановці задачу проектного інженерного керування безпекою космічних польотів у механічно небезпечному середовищі космічних об'єктів, що рухаються, природного та штучного походження у ймовірнісній постановці. В склад вектора керування включені програми уклоніння літального апарата від космічних об'єктів, а також захисні рішення конструктивного та організаційного планів. Визначено: векторний критерій, який враховує шкоду від ураження апарата, та склад вектора управління. Розроблена методика оцінки ймовірності ураження апарата космічними об'єктами.

Ключові слова: безпека, навколоземний космічний простір, космічний політ, механічно небезпечне середовище.

Бібліогр.: 7 назв.

УДК 533.915

Зінов'єв Д.В., Целуйко О.Ф., Юнаков М.М. Стабілізація подвійного шару на границі газорозрядної та термоіонної плазми // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 20-26.

В роботі досліджені умови формування подвійного електричного шару на фронті щільної анодної плазми у випадку термічного випарювання матеріалу аноду під дією електронного пучка в устаткуваннях з плазмовим емітером електронів. Показано, що розігрів аноду, виникнення стаціонарного подвійного шару, формування потоків нейтральних атомів та іонів можливі лише при виконанні співвідношень між розмірами аноду, параметрами розряду та плазми, а також характеристиками джерела живлення напруги, що прискорює. Визначені способи стабілізації подвійного шару, запропонована модель розрахунку параметрів системи для режиму авто стабілізації та показана можливість управління енергією іонного потоку робочої речовини.

Ключові слова: подвійний шар, плазмовий емітер, термовипарювання електронним пучком, стаціонарне термоіонне джерело, авто стабілізація подвійного шару. Табл. 1. Лл. 1. Бібліогр.: 12 назв.

УДК 519.63:533.9.07

Планковський С.І., Шипуль О.В., Цегельник Є.В., Гарін В.О. Моделювання течій в секціонованому катодному вузлі плазмотрону // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 27-32.

Запропоновано підхід до оцінки ефективності захисту термokatoda в секціонованому катодному вузлі на основі математичного модулювання вихрової течії та критерію забезпечення докритичного значення парціального тиску активних газів. Результати моделювання порівнюються з експериментальними даними. Показано, що вибір режиму подачі захисного газу необхідно проводити з урахуванням характеру течії газу у порожнині катодного вузла і емісійних властивостей матеріалу термokatoda. Для розв'язання даної задачі

The article is dedicated a solution of a problem of a safety-of-life function in mechanically dangerous medium of near-earth space. The problem of design engineering management by safety of space flights in mechanically dangerous environment of moving space objects of a natural and artificial origin in probability production is formulated in optimization production. Programs of evasion of the flying device are included in structure of management from space objects, and also protective measures of constructive and organizational orders Are determined: the vectorial criterion which is taking into account injury from defeat of the vehicle, and a structure of a command vector. The procedure of an estimation of kill probability of the vehicle is designed by space plants.

Key words: safety, near-earth space, project engineering control, space flight, mechanically dangerous medium.

Ref.: 7 items.

UDC 533.915

Zinov'ev D., Tseluyko A., Yunakov N. Stabilization of a double layer on the boundary of discharge and thermionic plasma // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 20-26.

In work the conditions of double electrical layer formation at the front of dense anode plasma are explored in the case of thermal evaporation of the anode material under the action of the electron beam in devices with the plasma emitter of electrons. It is shown, that the anode warming up, the occurrence of a stationary double layer, the formation of neutral atoms and ions beams are possible only at performance of the relations between of the anode sizes, discharge and plasma parameters and also the characteristic of a power supply for the accelerating voltage. The methods of stabilization of double layer are specified, the model of calculation of system parameters for the mode of autostabilization is offered also the opportunity to control by the ion beam energy of working substance is shown.

Key words: double layer, plasma emitter, thermoevaporation by electron beam, stationary thermionic source, autostabilization of a double layer.

Tabl. 1. Fig. 1. Ref.: 12 items.

UDC 519.63:533.9.07

Plankovsky S., Shypul O., Tsegelnik E., Garin V. The flow in plasmatron partition cathode assembly simulation // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 27-32.

The approach to protection effectiveness rating of thermocathode in partition cathode assembly was proposed. This approach based on the eddy flow mathematical simulation and on the criteria of subcritical value partial pressure of active gases assurance. The simulation results and experimental data were compared. This article show, that it is necessary to choice delivery regime of protective gas with regard to character of gases flow in cathode hole and emission properties of thermocathode material. For decision this tack we

пропонується використовувати числовий експеримент на основі розроблених математичних моделей.

Ключові слова: плазмотрон, порожнистий катод, термоемісія, математичне моделювання, отруєння, газодинамічні характеристики, вихрова течія.

Лл. 8. Бібліогр.: 14 назв.

УДК 535(023)

Толмачев М.Г. Моделирование и оценка физических параметров кванта „темной” энергии // Авиационно-космична техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 33-39.

Вперше запропоновано моделі визначення й проведено кількісну оцінку фізичних параметрів субстанції, іменованої „темною” енергією. Таке дослідження здійснено з використанням гіпотези бі-речовини, що складається з баріонних і тахіонних квантів при наступних допущеннях: кванти "темної" енергії, "темної" маси й баріонної (світної) речовини повністю заповнюють умовний куб Евклідова простору, а по енергіях, затрачуваних цими квантами на взаємодії один з одним, виконується закон збереження енергії. Показано, що квант "темної" енергії не має потенційної енергії, тому що не володіє певною геометричною формою, внаслідок чого здатний разом із квантами бі-речовини реалізувати дискретність і безперервність простору.

Ключові слова: "темна" енергія, гіпотеза бі-речовини, баріонний і тахіонний кванти, енергетичні моделі виміру.

Табл. 4. Лл. 3. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 629.78

Белік О.О., Єгоров Ю.Г., Кульков В.М., Обухов В.О., Попов Г.О. Космічна транспортна система на основі комбінованої рухової установки для доставки корисних вантажів на ГСО при використуванні ракети-носія „Дніпро” // Авиационно-космична техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 40-44.

Досліджувались можливості створення і ефективності застосування космічних транспортних систем, які використовують комбінацію двигунів великої та малої тяги для доставки корисних вантажів від низької початкової орбіти, формованої РН типу «Дніпро», на геостационарну орбіту. Приведені результати проектно-балістичного аналізу виведення КА з використанням ракетного двигуна твердого палива і електроракетної рухової установки на базі стаціонарних плазмених двигунів. Поданий варіант компоновочної схеми комбінованої рухової установки. Одержані результати оцінки енергомасової ефективності космічної транспортної системи.

Ключові слова: космічна транспортна система, ракета-носії, комбінована рухова установка, електроракетна рухова установка.

Табл. 2. Лл. 3. Бібліогр.: 3 назв.

УДК 621.452.2.043+621.822

Шнякин В.М., Конох В.І., Калініченко І.І., Куksa І.Ю. Перспективи дроселювання рідинного ракетного двигуна тягою 450 кгс з пневмонасосним агрега-

propose to use computational experiment based on developed mathematics models.

Key words: plasmotron, hollow cathode, thermionic emission, mathematical simulation, poisoning, gas-dynamic behavior, vortex flow.

Fig. 8. Ref.: 14 items.

UDC 535(023)

Tolmachev N. Modeling and estimation of physical properties of quantum of "dark" energy // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 33-39.

For the first time, models of determination are suggested, and the quantitative estimation of physical parameters of the substance called the "dark" energy is carried out. Such research is carried out by the hypothesis of b-substance, consisting of baryon and tachyon of quanta at the following assumptions: quanta of "dark" energy, "dark" mass and baryon (luminous) substance completely fill in conditional Euclidean cube of space, and for energies, spent in these quanta on interactions among themselves, the law of conservation of energy is satisfied. It is shown, that the quantum of "dark" energy has no potential energy as it has not the certain geometrical form, owing to what it is capable to realize discreteness and continuity of space, together with quanta of b-substance.

Key words: "dark" energy, hypothesis of b-substance, baryon and tachyon quanta, energy models of measuring.

Tabl. 4. Fig. 3. Ref.: 7 items.

UDC 629.78

Belik A., Yegorov Yu., Kulkov V., Obukhov V., Popov G. Space transportation system based on a combined propulsion system and designed for the payload delivery to geo with the use of "Dnepr" launcher // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 40-44.

Development scope and application efficiency were studied for the space transportation systems equipped with a combination of high and low thrust engines and designed for the payload delivery from low initial orbit formed by the launcher of "Dnepr" type to a geostationary orbit. Results of the design and ballistic analysis for the spacecraft insertion with the use of solid-propellant engine and electric propulsion system based on stationary plasma thrusters are presented. Possible lay-out of the combined propulsion system is presented. Assessment results were obtained for the power and mass efficiency of the space transportation system.

Key words: space transportation system, launcher, combined propulsion system, electric propulsion system, insertion into geostationary orbit.

Tabl. 2. Fig. 3. Ref.: 3 items.

UDC 621.452.2.043+621.822

Shnykin V., Konokh V., Kalinichenko I., Kuksa I. Perspectives for throttling of Liquid Rocket Engine with thrust 450 kgf and pneumo-pump assembly //

том // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 45-50.

Представлені результати досліджень по дроселюванню рідинного ракетного двигуна тягою 450 кгс. з пневмонасосною системою подачі, який працює на компонентах палива АТ та НДМГ. Розглянуто способи дроселювання цього двигуна та особливості роботи пневмонасосної системи подачі на таких режимах. Знайдені межі дроселювання. Проведено порівняльний аналіз робочих процесів пневмонасосу при різних способах дроселювання розглянутої РРДУ, наведені залежності, які описують поведінку основних параметрів. Визначено, що найбільш доцільно дроселювати двигун шляхом зменшення тиску гелію на вході до пневмонасосу. Діапазон дроселювання 55%.

Ключові слова: рідинний ракетний двигун, система подачі РРД, дроселювання РРД, пневмонасосний агрегат.

Табл. 1. Іл. 8. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 681.32: 007.52

Кучер А.Г., Дмитриев С.А., Попов А.В., Тышкевич А.В. **Комплексный метод распознавания состояния ТРДД с использованием нейронных сетей и методов распознавания образов** // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 10 (57). – С. 51-61.

Рассмотрены решения задачи распознавания состояния ТРДД системой комплексных оценок на основе нейронных сетей и методов распознавания образов. В качестве объектов распознавания рассмотрено нормальное состояние и неисправности проточной части двигателя ПС-90А: входного устройства, подпорных степеней, компрессора высокого давления, камеры сгорания, турбины высокого и низкого давлений. Главная последовательность решения задачи включает процесс формирования параметров, признаков, или их невязок с помощью математической модели двигателя, процедуру расчета главных компонент на основе факторного анализа, решение задач распознавания состояния ТРДД методами кластерного и дискриминантного анализов, минимизации риска и нейронных сетей и объединение этих оценок на основе методов логического вывода и многокритериального анализа.

Ключевые слова: Распознавание состояния двигателя, математическая модель, нейронные сети, методы распознавания образов, метод логического вывода, многокритериальное оценивание.

Ил. 11. Библиогр.: 6 наим.

УДК 629.786.085

Фролов Г.О., Солнцев В.П., Солонін С.М., Бучаков С.В., Євдокименко Ю.І., Кисіль В.М., Потапов О.М., Тихий В.Г. **Високотемпературні випробування металевого теплового захисту для ракетно-космічної техніки** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 62-65.

Отримані результати високотемпературних випробувань металевого теплового захисту, призначеного для багаторазових космічних систем. Показано, що завдя-

Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 45-50.

Represented result of investigation on throttling liquid rocket engine with thrust 450 kgf with pneumo-pump supply system with NTO and UDMH propellants. Methods of throttling this engine and peculiarities of operating pneumo-pump system supply at these conditions have been considered. Throttling range was determined. Comparative analyze PPA (pneumo-pump assembly) have been performed at different methods of throttling considered LREU (Liquid Rocket Engine Unit), are presented dependences describing main parameters responses. It has been determined, that the most advisable way of engine throttling is a decrease of helium pressure at an inlet of the pneumo-pump. The throttling range is 55%.

Key words: Liquid Rocket Engine, pneumo-pump supply system, throttling liquid rocket engine, pneumo-pump.

Tabl. 1. Fig. 8. Ref.: 3 items.

UDC 681.32: 007.52

Kucher O., Dmitriev S., Popov O., Tishkevich O. **The complex method of aircraft turbo-jet by-pass engine technical state recognition using neural networks and image recognition methods** // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 51-61.

Questions of aircraft turbo-jet by-pass engine technical state recognition by the system of complex estimates using neural networks and image recognition methods are considered. As the objects of recognition the normal state and malfunctions of PS-90A engine air-gas channel are accepted. They include: engine inlet duct, compressor booster stages, high pressure compressor, combustion chamber, high and low pressure turbines. Main sequence of the problem solution consists in parameters generation, signs or their residuals using engine mathematical model and main components calculation procedure by factor analysis. Engine technical state recognition by cluster and discriminant analyses methods, risks minimization and neural networks is performed. Then all estimates are united applying case method and multicriterion analysis.

Key words: Engine technical state recognition, mathematical model, neural networks, image recognition methods, case method, multicriterion estimation.

Fig. 11. Ref.: 6 items.

UDC 629.786.085

Frolov G., Solntsev V., Solonin S., Buchakov S., Evdokimenko Ju., Kisel V., Potapov A., Tykhyy V. **High-temperature tests of metal heat protection for space-rocket technics** // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 62-65.

Results of high-temperature tests of the metal heat protection intended for reusable space systems are received. It is shown, that the material can be long to

ки появи на поверхні захисної оксидної плівки матеріал може тривало працювати в умовах конвективного і радіаційного нагріву. Визначена випромінювальна здатність поверхні матеріалу. Після 20 хвилинного нагріву при температурі 1100 °C її значення зростає до 0,9 і надалі залишається незмінним. Ресурсні випробування зразків розміром 100x100 мм при радіаційному нагріві підтвердили можливість використання розробленого сплаву як одного з основних матеріалів для створення систем теплового захисту.

Ключові слова: теплозахисне покриття, високотемпературний нагрів, ресурс роботи, випромінювальна здатність, нікель-хромовий сплав.

Лл. 1. Бібліогр.: 1 назва.

УДК 621.454.2.035.5

Шамровський Д.А., Дешевих Н.В. Вплив геометричних розмірів кормових дифузорів на спільну роботу висотних двигунів РД-8 і РД-120 сумісно із ГДТ при стендових випробуваннях // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 66-70.

Проведено розрахунково-експериментальне дослідження енергетичних параметрів потоку продуктів згоряння на виході з сопел двигунів, наземні випробування яких проходять у атмосфері без газодинамічних труб (ГДТ), с ГДТ та у барокамері. Запропоновані критерії можливості запуску та сумісної роботи ГДТ та двигуна на режимі, які дозволяють на етапі проектування сформулювати комплекс вимог по забезпеченню умов для проведення стендових випробувань.

Ключові слова: дифузор, газодинамічна труба, сумісна робота двигуна із ГДТ, криві запуску ГДТ.

Лл. 2. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 621.4

Гуськов В.П., Кирпикін А.Ф. Оцінка застосування нового способу регулювання потужності приводної турбіни для РРД "розширювальної схеми" // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 71-79.

Темою статті є оцінка системи регулювання параметрів РРД, заснованої на новому способі регулювання потужності приводної турбіни стосовно до РРД "розширювальної схеми" з роздільними ТНА окислювача й пального (кисню й водню). Цей спосіб передбачає використання як регулюючого впливу тиск на виході з турбіни ТНА пального. Зазначений регулюючий вплив реалізується за допомогою подачі водню від насоса пального через регулятор тиску в КЗ й спеціальний пристрій уведення в потік робочого тіла (підігрітого водню) за турбіну ТНА цього насоса. Цей спосіб дозволяє істотно знизити втрати тиску в системі живлення й підвищити точність роботи силової установки в цілому. Наведено аналіз визначаючих процес регулювання параметрів і дана оцінка застосовності цієї системи регулювання. Визначено переваги й завдання досліджень, пов'язані із застосуванням зазначеного способу регулювання.

work at convective and radiation heating types due to formation on a surface of a protective oxide film. Radiating ability of a material surface is defined. After 20 minute heating at temperature of 1100 °C its value raises to 0,9 and further remains invariable. Resource tests of specimens by a size 100x100 mm at radiation heating have confirmed possibility of use of the developed alloy in the capacity of one from the basic materials for creation of heat protective systems.

Key words: heat-protective coating, high-temperature heating, work resource, radiating ability, reusable space system, nickel-chromic alloy.

Fig. 1. Ref.: 1 item.

UDC 621.454.2.035.5

Shamrovs'kyi D., Deshevykh N. The geometry impact of gas dynamic tubes' diffusers upon the joint action of RD-8, RD-120 high altitude engines at bench tests // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 66-70.

The research of impact of gas dynamic tube's (GDT) tail diffuser and its geometry upon the joint action of engine with GDT after start-up accounting is performed for the real energetic parameters of combustion gas. The methodology of GDT start-up - stall marginal curves calculation is presented, which allows to find the minimum acceptable combustion chamber pressure at start-up and after start-up. The comparison analysis of GDT start-up - stall marginal curves and ground firing tests is performed for RD-8 engine.

Key words: diffuser, gas dynamic tube, joint action of engine with GDT, GDT start-up - stall curves.

Fig. 2. Ref.: 6 items.

UDC 621.4

Guskov V., Kirpikin A. New method of power control for the turbine and an estimation of its application for liquid-propellant rocket engines using an expander cycle // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 71-79.

Theme of the article is the estimation of the new regulation scheme for the liquid-propellant rocket engine parameters, based on a new method of power control for the load-carrying turbine in application to liquid-propellant rocket engines, in which the "expander power cycle" is used. In case of separate turbopump units, this method provides use, as control action, the pressure of a hydrogen flow at the output of the load-carrying turbine of this turbopump unit with using the high-pressure hydrogen flow. This flow obtained with the hydrogen pump is loaded through the combustion chamber pressure regulator and special device into a gas flow (hydrogen flow with increased temperature) discarded from the turbine output of the turbopump unit of this pump. The application of this method will allow to reduce pressure losses in fuel supply mains and to increase control accuracy for main parameters of a liquid-propellant rocket engine.

Ключові слова: кисень-водневі рідинні ракетні двигуни, турбіна, турбонасосний агрегат, регулювання, камера згоряння, регулятор, система подачі палива.
Іл. 2. Бібліогр.: 11 назв.

УДК 39.06

Дронь М.М., Кондратьєв О.І., Дубовик Л.Г. Оцінка ефективності виведення мікросупутників на геостационарну орбіту з використанням ЕРРУ // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 80-83.

Наведені результати розрахунків з оцінки ефективності виведення мікросупутників з проміжної орбіти на геостационарну. Висота проміжної орбіти варіювалася від 1500 до 7000 км, маса мікросупутників – від 50 до 250 кг, питома маса деяких елементів ЕРРУ – від значень, що відповідають сьогоdnішньому рівню, до значень у перспективі. За результатами розрахунків досліджені залежності відносної маси корисного навантаження і питомої сухої маси ЕРРУ від часу виведення, питомого імпульсу та висоти проміжної орбіти.

Ключові слова: мікросупутник, ефективність, проміжна і геостационарна орбіта, ЕРРУ.

Іл. 7. Бібліогр.: 4 назв.

УДК 629.7.036

Багатий А.В., Дияконів Г.А. Розробка коригувальної рухової установки для мікро КА на базі абляционного імпульсного плазмового двигуна // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 84-87.

У НДІ ПМЕ розроблена рухова установка на основі абляционного імпульсного плазмового двигуна (АІПД), яка може бути розміщена на борту мікросупутника у складі тривісної системи орієнтації. Володіючи мінімальними габаритами і масою серед рухових установок такого класу, вона дозволить значно збільшити термін активного існування малих супутників. Проведені наукові дослідження, направлені на дослідження взаємного впливу розрядних каналів. Успішні випробування лабораторної моделі АІПД дозволяють говорити про перспективність вибраного напрямку.

Ключові слова: електроракетна рухова установка, тривісна система орієнтації, характеристики.

Табл. 1. Іл. 5. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 621.452.2.043+621.822

Дібрівний О.В. Результати відпрацювання системи забезпечення синхронізації витрати палива з баків двигунової установки ДУ-802 космічного буксира // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 88-92.

Розглянуті результати наземного експериментального відпрацювання системи забезпечення синхронізації витрати палива з баків багатобакової установки ДУ-802, яка розроблена для автономного космічного буксира "Кречет" ракети-носія "Дніпро". Використання даної системи дозволило мінімізувати витрати палива з баків, та, як наслідок, максимально приблизити фак-

Key words: oxygen-hydrogenous liquid-propellant rocket engines, turbine, turbopump unit, regulation, combustion chamber, regulator, control unit, fuel supply mains.

Fig. 2. Ref.: 11 items.

UDC 39.06

Dron N., Kondratiev A., Dubovik L. Estimation of efficiency of removing of the microvehicles into a geostationary orbit with use EPP // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 80-83.

The results of accounts are given according to efficiency of removing of the microvehicles from an intermediate orbit on geostationary. Height of an intermediate orbit varied from 1500 up to 7000 km, weight of the microvehicles – from 50 up to 250 kg, specific weight of some elements EPP – from meanings importance appropriate to a today's level, up to meanings in the long term. By results of accounts the dependences of relative weight of a payload and specific dry weight EPP from time of removing, specific pulse and height of an intermediate orbit are investigated.

Key words: Micro-vehicle, efficiency, intermediate and geostationary orbits, EPP.

Fig. 7. Ref.: 4 items.

UDC 629.7.036

Bogatyy A., Djakonov G. Development of Vernier Propulsion System for Micro Satellite on the Basis of Ablative Pulsed Plasma Thruster // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 84-87.

Propulsion system on the basis of an ablative pulsed plasma thruster (APPT) is developed at RIAME. It may be mounted on board micro-satellite as a part of three-axis attitude control system. Possessing minimum sizes and mass among the motive options of such class, it will allow considerably to increase the term of active existence of micro-satellites. Scientific researches, directed on research of the mutual influencing of bit channels, are conducted.. Successful tests of the APPT laboratory model allow to speak about the perspective-ness of the chosen research trend.

Key words: electric propulsion, triaxial system of orientation, laboratory model, tests, descriptions.

Tabl. 1. Fig. 5. Ref.: 3 items.

UDC 621.452.2.043+621.822

Dybrivny A. The test results of the tanks' propellant consumption system synchronization for the space tug DU-802 propulsion device // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 88-92.

The ground tests results of the tanks' propellant consumption system synchronization for the DU-802 multi tanks propulsion device of the LV "Dnipro" autonomous space tug "Krechet" are considered. The application of the mentioned system allowed to minimizing the tanks' propellant consumption imbalance, thus, to predict the autonomous space tug's actual centre of

тичне відхилення центру мас автономного космічного буксиру до розрахункового. Результатом використання даної системи стало значне спрощення конструкції двигунної установки, внаслідок передачі функцій забезпечення керованості системою двигунів малої тяги.

Ключові слова: система забезпечення синхронізації витрати палива, установка ДУ-802, автономний космічний буксир "Кречет", ракета-носіє "Дніпро".
Табл. 1. Лл. 4. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 621.44.533.697

Кравченко І.Ф., Лапотко В.М., Кухтін Ю.П. **Визначення траєкторних характеристик нестационарного потоку газу в турбіні авіаційного двигуна** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 93-95.

Для проектування системи розпалювання палива форсажної камери згоряння по методу «вогневої доріжки» необхідне знання картини траєкторій часток газу при проходженні турбіни авіаційного двигуна. Показано можливість рішення цього завдання шляхом чисельного моделювання нестационарної течії двухкомпонентного газу в багатоступінчатій турбіні з використанням ейлерово-лагранжевого підходу. Представлено результати розрахунку траєкторій факелів, що проходять від основної камери згоряння через турбіну до стабілізаторів полум'я форсажної камери згоряння експериментального двигуна.

Ключові слова: «вогнева доріжка», нестационарна взаємодія вінців, ейлерово-лагранжевий підхід.
Лл. 3. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 533.9.07

Лоян А.В., Максименко Т.О., Кошелев М.М., Федотенко В.О. **Експериментальне дослідження впливу розміщення катода-компенсатора на інтегральні характеристики МСПД** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 96-99.

Розглянуто проблему впливу розміщення катода-компенсатора на інтегральні характеристики стаціонарного плазмового двигуна малої потужності. Наведено експериментально отримані залежності розрядного струму, тяги, ККД та ерозії двигуна від розміщення катода в заданій області поблизу зрізу двигуна за умови різного кутового позиціонування. Показано, що розміщення катода відносно МСПД в значній мірі впливає на його розрядні, тягові і ерозійні характеристики. Вплив здебільшого відбувається через підвищення концентрації РТ в області зрізу двигуна за рахунок масових витрат через катод.

Ключові слова: стаціонарний плазмовий двигун, катод-компенсатор, тяговий ККД, оптична емісійна спектроскопія.

Табл. 1. Лл. 1. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 621.315

Накашидзе Л.В., Книш Л.І. **Методологія визначення складу та схемних рішень сонячних фотоелектричних установок** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 100-103.

mass deviation as close to the theoretical value as possible. The result of this system application is the considerable simplification of propulsion device construction due to transferring of controllability functions to the low-thrust engines system.

Key words: test results, the tanks' propellant consumption system synchronization, DU-802 propulsion device, space tug DU-802, Dnepr launcher.

Tabl. 1. Fig. 4. Ref.: 4 items.

UDC 621.44.533.697

Kravchenko I., Lapotko V., Kukhtin Yu. **Determination of unsteady gas flow trace characteristic in aero-engine turbine** // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 93-95.

For designing a thrust augments ignition system by using the «fire path» design technique one needs to know the pattern of gas particle traces when passing through the aero-engine turbine. The possibility for fulfilling this task by computational modeling of bi-component gas unsteady flow in multistage turbine using Euler- Lagrangian technique is shown. Presented are results of calculation of the torches tracks, which are passing from the basic combustor through the turbine up to flame afterburner stabilizers of the experimental engine.

Key words: «fire path», thrust augments, unsteady rims interaction, Euler- Lagrangian technique.

Fig. 3. Ref.: 4 items.

UDC 533.9.07

Loyan A., Maksymenko T., Koshelev N., Fedotenko V. **Experimental investigation of cathode positioning influence on integral characteristics of low power SPT** // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 96-99.

The question about investigation of cathode positioning influence on integral characteristics of low power SPT is described in the paper. Experimental dependences of thruster discharge current, thrust, efficiency and erosion on cathode position in given region when was different angle positions are represented. It is shown that cathode position have considerable influence on thruster characteristics. On preliminary conclusions influence generally goes on because of working-substance concentration increasing at the expense of cathode mass flow rate.

Key words: stationary plasma thruster, cathode-compensator, thrust efficiency, optical emission spectroscopy.

Tabl. 1. Fig. 1. Ref.: 6 items.

UDC 621.315

Nakashidze L., Knysh L. **Methodology of definition of structure and circuit decisions of solar photoelectric installations** // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 100-103.

Перетворення сонячної енергії в електричну за допомогою сонячних фотоелектричних установок є перспективним і успішно розвивається у всьому світі. Проте при їх проектуванні виникає ряд проблем, пов'язаних з вибором найбільш раціональних конструктивних схем подібних енергосистем, а також з узгодженням основних параметрів, що безпосередньо впливають на енергетичні можливості сонячної фотоелектричної установки і її техніко-економічні показники, перш за все вартісні. Запропонований алгоритм розрахунку фотоелектричних установок, що дозволяє об'єктивно розглядати, як і умови функціонування, так і особливості процесів перетворення сонячної енергії, при цьому враховується конструктивні і функціональні особливості елементів таких установок.

Ключові слова: фотоелектрична установка, сонячний елемент, вартість електричної енергії.

Лл. 1. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 629.735

Губін С.В., Наказненко М.М. Діагностування хімічного накопичувача енергії в складі систем гарантованого енергозабезпечення методами інтелектуальної діагностики // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 104-107.

Актуальною проблемою роботи ракетно-космічного комплексу являється якісне та надійне енергозабезпечення відповідального споживача. В статті наведений аналітичний огляд методів діагностування електрохімічних накопичувачів енергії та діагностичних математичних моделей. Проаналізовані методи підвищення надійності роботи систем гарантованого енергозабезпечення, особливості інтелектуального діагностування елементів системи гарантованого енергозабезпечення. Введені основні показники якості інтелектуального діагностування з використанням нейромережних моделей прогнозування роботи ЕХН.

Ключові слова: «система гарантованого енергозабезпечення, діагностування, контроль, нейромережне моделювання, надійність, електрохімічний накопичувач.

Лл. 1. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 52-423

Кумченко Я.О. Реалізація корисного силового навантаження нереактивного літального апарата (НЛО) тільки космічним енергозабезпеченням. Модель НЛО «КАШТУЛ-2» // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 108-111. Обґрунтовано принципову можливість роботи нереактивного літального апарата, що використовує тільки енергію космосу при його обертальному русі. При цьому показано, що галактичні космічні промені і сонячні промені мають єдину природу. Їхнім джерелом енергії є всесвітнє джерело хвильової енергії «КАШТУЛ». Нереактивне корисне силове навантаження реалізується у вигляді сили Жуковського-Магнуса (апарат Флетнера). Щільність середовища складає $\approx 10^{-12}$ кг/м³, то при прийнятних кутових швидкостях і лінійних розмірах апарата можливо одержати необхідну тягу НЛО.

Transformation of sun energy to electric by the photoelectric options of suns is perspective and successfully develops in the whole world. However at their planning there is a row of problems, related to the choice of the most rational structural charts of similar grids, and also with the concordance of basic parameters, directly influencing on power possibilities of the sun photoelectric setting and its technical and economical indexes, foremost costs. The algorithm of calculation of photo-electric options, allowing objectively to examine, as well as operating conditions, is offered, so features of processes of transformation of sun energy, here taken into account structural and functional features of elements of such options.

Key words: photo-electric installation, solar element, cost of electric energy.

Fig. 1. Ref.: 3 items.

UDC 629.735

Gubin S., Nakaznenko M. Diagnosing of chemical accumulator in the systems of assured energy supply by intellectual diagnostics methods // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 104-107.

The topical question of rocket-space complexes work is a high-quality and reliable energy supply of main users. The analytical review of electrochemical accumulators diagnostics methods and diagnostic mathematical models are resulted in the article. The methods of reliability increase of assured energy supply system work, features of the intellectual diagnosing of assured energy supply system elements are considered and analyzed. The basic stages of the intellectual diagnosing are described. Advantages of use of neural network methods of design and forecasting in diagnostics are selected.

Key words: assured energy supply system, diagnosing, control, neural network model, reliability, uninterrupted power supply, electrochemical accumulator.

Fig. 1. Ref.: 7 items.

UDC 52-423

Kumchenko J. Realization of actual power load of unreactive fluing apparatus (UFO) by only space energyproviding. Model of the UFO «KASHTUL-2» // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 108-111.

It is based principal possibility of functioning of non-jet flying apparatus, what using only energy of Space under its rotation. It is demonstrated that galactic space beams and sun beams have the same nature. Their source of energy is the Universe source of wave energy «KASHTUL». Non-jet useful force load is realized in the form of Jukovsky- Magnus force (apparatus of Fletner). Since the density of medium is about 10^{-12} kg/m³, unreactive fluing apparatus can develop necessary draught by admissible corner speed and linear size of apparatus.

Key words: galactic space ray (GSR), polarization,

Ключові слова: галактичні космічні промені, поляризація, всесвітнє джерело хвильової енергії, кореляція хвильових процесів ГКЛ і сонячних променів, апарат Жуковського-Флетчера, сила Магнуса.
Лл. 3. Бібліогр.: 15 назв.

УДК 629.5:621.4

Ткач М.Р. До вибору параметрів газотурбінних установок, що використовують альтернативні паливні ресурси // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 112-114.

Наведено результати визначення ефективного значення ККД газотурбінних установок що використовують альтернативні паливні ресурси (ПЕР). Доведено, що при технологічному рівні ГТД, що відповідає UGT15000, діапазон варіювання ККД складає 0,27...0,32. Визначена наявність сполучень параметрів технологічного процесу отримання палива и ступеню підвищення тиску ГТД де може бути досягнута максимальна ефективність установки. Отримані залежності представлено у вигляді ізопараметричних кривих. Доведена можливість реалізації установок з використанням виключно вторинних енергетичних ресурсів ГТД для отримання палива з альтернативних ПЕР.

Ключові слова: характеристики, альтернативне паливо, енергетичні установки.
Лл. 1. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 629.7:519.63:536.21

Іонов Д.О., Мельникова Н.С. Вплив погіршення характеристик вузлів двигуна на коефіцієнт сумарного надлишку повітря у форсажній камері // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 115-117.

Проблема регулювання сучасних двигунів зводиться до питань, пов'язаних з оптимальним управлінням параметрів, забезпечуючи при цьому найкращі льотно-технічні і економічні показники літака у всіх експлуатаційних умовах польоту. За допомогою нелінійної динамічної моделі двигуна розглянуто вплив погіршення характеристик вузлів двигуна в процесі експлуатації на величину коефіцієнта сумарного надлишку повітря. Показано, що якщо при управлінні не враховувати погіршення характеристик вузлів, то в процесі роботи тяга двигуна відхиляється від свого номінального значення. Представлений метод обчислення коефіцієнта сумарного надлишку повітря за регресійною моделлю.

Ключові слова: форсажна камера згорання, штатно-вимірювані параметри, коефіцієнт сумарного надлишку повітря, закон управління, регресійна модель.
Лл. 3. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 621.577

Радченко А.М., Бузнік А.І. Енергозощаджуючий екологічно безпечний судновий кондиціонер на базі дизельгенератора // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 118-122.

Проаналізована доцільність застосування кондиціонера на базі турбодетандерної холодильної маши-

universal wave energy source, correlation of the wave processes GSR and sunbeams, the Jukovsky-Fletner vehicle, force of Magnus.

Fig. 3. Ref.: 15 items.

UDC 629.5:621.4

Tkach M. To the choiche parametrts of options GT power plant, using alternativ fuels resources // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 112-114.

The results of definition effective efficiency GT power plant using alternate fuel resources (AFR) are adduced. Is shown, that at a technological level GT UGT15000 a range of change the efficiency of GT power plant will make 0,27 ... 0,32. The presence of combinations of parameters of the technological process of obtaining of fuel and degree of recompression GT is detected, in which the maximum efficiency of installation is reached. The obtained dependences are represented as isoparametrts of curves. The possibility of implementation of GT power plant with use of extremely secondary power resources of GT for obtaining fuel from AFR is shown.

Key words: performance, alternate fuel, GT power plant.
Fig. 1. Ref.: 5 items.

UDC 621.7:519.63:536.21

Ionov D., Melnikova N. Deterioration influence of engines main units characteristics on ultimate excess air factor in afterburner combustion chamber // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 115-117.

Problem of adjustment modern engines is reducing to questions which are connected to optimal controlling its numerous operation factors, providing best aircraft performance and economic parameters at the time of flight working conditions. With the help of full-nonlinear dynamic model of engine, shown deterioration influence of engines main units characteristics onstream on value of ultimate excess air factor. Shown that if not take into consideration deterioration units characteristics at the controlling, then during work engines thrust deflects from its rating value. On the basis of findings was represented method of ultimate excess air factor calculation by.

Key words: afterburner chamber, regular- measurand, ultimate excess air factor, control law, computational procedure, regression model.
Fig. 3. Ref.: 3 items.

UDC 621.577

Radchenko A., Buznik A. Energy saving and ecologically safe marine conditioner on the base of diesel generator // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 118-122.

The expediency of application of conditioner on the base of turboexpander refrigeration machine, using the surplus

ни, що працює на надлишку наддувного повітря понад його кількість, необхідну для наддуву дизелів. Надлишок наддувного повітря утворюється при навантаженнях дизелів понад 50 % і завдяки високій ефективності одержані шляхом трансформації існуючих систем охолодження наддувного повітря суднових дизелів. Показана доцільність застосування таких кондиціонерів для одержання прісної води

Ключові слова: дизельгенератор, кондиціонер, турбодетандер, повітряна холодильна машина, наддувне повітря.

Лл. 4. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 621.577

Радченко Р.М., Сирота О.А., Коновалов Д.В., Радченко М.І. Тепловикористовуючі системи охолодження циклового повітря суднових ДВЗ на базі ежекторної та абсорбційної холодильних машин // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 123-127.

Виконано аналіз ефективності охолодження циклового повітря суднових ДВЗ ежекторною та водоаміачною абсорбційною холодильними машинами, що використовують теплоту відхідних газів. Розраховані характеристики тепловикористовуючих систем охолодження повітря: питомі теплові навантаження на генератор пари низькокиплячого робочого тіла високого тиску, випарник-повітроохолоджувач, зменшення температури повітря на вході ДВЗ. Показано, що застосування ежекторної тепловикористовуючої машини забезпечує зниження температури циклового повітря на 20...40 °C і підвищення ККД судових ДВЗ на 1...2 %. Запропоновані схемні рішення тепловикористовуючих систем охолодження повітря.

Ключові слова: утилізація, відхідні гази, циклове повітря, ежекторна холодильна машина, водоаміачна абсорбційна холодильна машина, низькокипляче робоче тіло, тепловий коефіцієнт.

Лл. 4. Бібліогр.: 2 назви.

УДК 621.577

Радченко Н.И., Красильщиков Е.А. Особенности применения теплоиспользующих водоаммиачных абсорбционных холодильных машин для охлаждения циклового воздуха судовых ДВС // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 10 (57). – С. 128-131.

Выполнен анализ эффективности охлаждения циклового воздуха судовых ДВС водоаммиачной абсорбционной холодильной машиной, использующей теплоту уходящих газов. Рассчитаны ее энергетические характеристики: тепловой коэффициент, удельные тепловые нагрузки на генератор-кипятильник высокого давления, испаритель-воздухоохладитель, уменьшение температуры воздуха на входе ДВС. Показано, что применение абсорбционной холодильной машины с рекуперативным теплообменником обеспечивает снижение температуры циклового воздуха на 40...60 °C и повышение КПД судовых ДВС на 2...3 %, что в 1,5 раза больше по сравнению с простой схемой без теплообменника.

charge air exceeding the amount of air needed for scavenging diesel engines has been analyzed. The surplus charge air exists at power loads upon diesel engines exceeding 50 % of the engine full load and due to high efficiency of modern turbochargers. The schemes of air conditioning systems, developed by transforming the existing charge air cooling systems for marine diesel engines are proposed. The expediency of application of such conditioners for producing fresh water has been shown.

Key words: diesel generator, conditioner, turboexpander, air cooling machine, charge air.

Fig. 4. Ref.: 7 items.

UDC 621.577

Radchenko R., Sirota A., Kononov D., Radchenko N. Waste heat recovery systems for cooling of cyclic air of marine ICE on the base of ejector and aqua-ammonia refrigeration machines // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 123-127.

The effectiveness of cooling of cyclic air of marine ICE by ejector and aqua-ammonia refrigeration machines, recovering the heat of exhaust gases has been analyzed. The characteristics of waste heat recovery systems for cooling of air: specific heat loads on the generator of high pressure low temperature boiling working fluid vapour, evaporator-air cooler, decrease in the temperature of air at the inlet of ICE were calculated. It was shown, that the application of ejector waste heat recovery refrigeration machine provides reducing the temperature of cyclic air by 20...40 °C and increasing the efficiency of marine ICE by 1...2 %. The schemes of waste heat recovery systems for cooling of air have been proposed.

Key words: utilization, exhaust gases, cyclic air, waste heat recovery ejector refrigeration machine, aqua-ammonia refrigeration machine, low temperature boiling working fluid, heat coefficient.

Fig. 4. Ref.: 2 items.

UDC 621.577

Radchenko N., Krasilschikov E. Peculiarities of application of waste heat recovery aqua-ammonia refrigeration machines for cooling of cyclic air in marine ICE // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 128-131.

The effectiveness of cooling of cyclic air in marine ICE by aqua-ammonia absorption refrigeration machine, recovering the heat of exhaust gases has been analyzed. Its energetic characteristics: heat coefficient, specific heat loads on the generator-boiler of high pressure, evaporator-air cooler, decrease in the temperature of air at the inlet of ICE were calculated. It was shown, that the application of absorption refrigeration machine with recuperative heat exchanger provides reducing the temperature of cyclic air by 40...60 °C and increasing the efficiency of marine ICE by 2...3 %, that in 1,5 times more than for simple schema without heat exchanger.

Ключевые слова: двигатель внутреннего сгорания, утилизация, уходящие газы, водоаммиачная абсорбционная холодильная машина, тепловой коэффициент.
Ил. 5. Библиогр.: 3 наим.

УДК 621.452.3.03:621.822.6

Ковеза Ю.В., Нікітін С.В., Пішеничних С.І. Про рішення теплової задачі стосовно звичайних та гібридних підшипників кочення газотурбінних двигунів // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 132-135.

Розглянуті проблеми, зумовлені напруженістю теплового режиму роботи опор роторів газотурбінних двигунів. Запропоновано підхід до опису теплових процесів, що мають місце в підшипниках кочення ГТД, заснований на сумісному рішенні рівнянь Рейнольдса, енергії та теплопровідності з урахуванням використання повітряно-масляної суміші та відповідної зміни теплофізичних властивостей мастильної рідини. Поставлена задача створення інженерної методики розрахунку теплового режиму підшипників кочення ГТД, виготовлених з звичайних та/або керамічних деталей при різних умовах змащування з використанням даних, що одержані експериментально.
Ключові слова: опора ГТД, тепла задача, гібридний та керамічний підшипник кочення, повітряно-масляна суміш, інженерна методика.

Ил. 1. Библиогр.: 8 назв.

УДК 621.43.057.2:662.756.3

Семенов В.Г., Атамас А.І., Семенова-Куліш В.В., Рудаченко С.В. Оцінка впливу складу палива на економічні показники дизеля // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 136-139.

Розглянуто розрахунково-експериментальний підхід щодо оцінки впливу складу бінарної суміші дизельного та біодизельного палив на економічні показники вихорокамерного дизеля. В якості основного оціночного параметра прийнято ефективний коефіцієнт корисної дії, оскільки розглядається економічність двигуна при роботі на паливах з різними значеннями нижчої теплоти згоряння. Наведено результати розрахункового дослідження впливу коефіцієнта ефективного тепловиділення на показники циклу дизеля. Встановлено, що з підвищенням концентрації біодизельного палива у бінарній суміші з дизельним паливом, коефіцієнт ефективного тепловиділення та ефективний ККД підвищуються. Наведено результати співставлення розрахункових та експериментальних показників роботи двигуна на чистому дизельному паливі та бінарній суміші дизельного палива з біодизельним.

Ключові слова: біодизельне паливо, дизельне паливо, бінарна суміш, коефіцієнт ефективного тепловиділення, ефективний ККД.

Табл. 2. Ил. 3. Библиогр.: 7 назв.

УДК 621.432

Шпаковский В.В., Лінков О.Ю. Аналіз ефективності застосування поршнів з корундовим шаром для

Key words: internal combustion engine, utilization, exhaust gases, aqua-ammonia absorption refrigeration machine, air cooling, heat coefficient

Fig. 5. Ref.: 3 items.

UDC 621.452.3.03:621.822.6

Koveza Y., Nikitin S., Pshenichnikh S. About the decision of a thermal problem with reference to usual And to hybrid rolling bearings of turbine engines // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 132-135.

The problems caused by intensity of a thermal operating mode of turbine engine rotor supports are considered. The approach to the description of the thermal processes proceeding in turbine engine rolling bearings, based on the joint decision of the equations of Reynolds, energy and heat conductivity in view of use of an air-oil mix and respective alteration heat properties of a lubricant liquid is offered. A task in view of creation of an engineering technique of calculation of a bearing thermal mode, the made from usual and-or ceramic details under various conditions of greasing with use experimental by the received data.

Key words: turbine engine support, a thermal problem, the hybrid and ceramic rolling bearing, an air-oil mix, an engineering technique.

Fig. 1. Ref.: 8 items.

UDC 621.43.057.2:662.756.3

Semenov V., Atamas A., Semenova-Kulish V., Rudachenko S. Estimation of influencing a composition of fuel on the economic indicators of diesel // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 136-139.

A computation-experimental approach to estimation of influencing a composition of binary mixture of diesel and biodiesel fuels on the economic indicators of diesel with indirect injection are considered. As a basic parameter for estimate an effective efficiency is accepted, for an engine economy during work on fuels with the different values of low warmth of combustion is considered. Results of computation research of influencing a coefficient of effective heat release on the diesel cycle indexes are led. It is set, that with the rise of concentration of biodiesel fuel in the binary mixture with the diesel fuel, coefficient of effective heat release and effective efficiency rise. Results of comparison of computation and experimental indexes of engine work on the clean diesel fuel and binary mixture of diesel fuel with biodiesel are led.

Key words: biodiesel fuel, diesel fuel, binary mixture, coefficient of effective heat release, effective efficiency.

Tabl. 2. Fig. 3. Ref.: 7 items.

UDC 621.432

Shpakovsky V., Linkov O. The analysis of efficiency of application of pistons with corundum layer for de-

зниження витрати палива // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 140-144.

Наведено результати й аналіз досліджень показників паливної економічності двигуна MeMЗ-245, укомплектованого поршнями з корундовим поверхневим шаром і двигуна серійної комплектації на режимах холостого ходу й на часткових навантаженнях. Також розглядається вплив товщини корундового шару на показники роботи двигуна. Відзначається поліпшення техніко-економічних показників двигуна, укомплектованого поршнями з корундовим шаром, що відбувається у всьому діапазоні навантажень й особливо помітне на часткових режимах, що є важливим для двигуна транспортного призначення

Ключові слова: двигун з іскровим запалюванням, поршень, корунд, економічність, витрата палива, характеристики, температура.

Іл. 7. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 621.452.33-585:621.833

Ананьев В.М., Новиков О.С., Пайкин О.Г., Дорофеев В.Л., Капелевич О.Л. **Застосування зубчатих передач з несиметричними зуб'ями в редукторі ТВД** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 145-149.

У статті приводяться відомості про розробку редуктора з несиметричними профілями зубів для турбогвинтового газотурбінного двигуна ТВ7-117С (Росія), використовуваного на літаку ІЛ-114. Застосування несиметричних зубів дозволяє поліпшити якісні показники (кут зачеплення, коефіцієнт перекриття і ін.) робочої сторони зуба за рахунок неробочої. При проектуванні зубчатих передач з несиметричними зубами використовувався метод прямого проектування, при якому спочатку вибираються параметри зубчатих передач з необхідними якісними показниками, а потім розробляються параметри контуру, що проводить. Такий підхід до проектування забезпечує підвищення несучої здатності зубчатих передач, зниження динамічних навантажень і віброактивності, збільшення ККД і ресурсу редуктора.

Ключові слова: літак, турбогвинтовий двигун, редуктор, зубчаті колеса, параметри, виготовлення.

Табл. 3. Іл. 7. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 629.179.13

Єпіфанов С.В., Шевченко М.В. **Розробка алгоритму формування багаторежимної моделі газотурбінного двигуна в просторі станів на базі початкової нелінійної моделі** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 150-155.

Розглянута проблема формування адекватної багаторежимної квазілінійної динамічної моделі газотурбінного двигуна двоконтурного двохвального з форсажною камерою згоряння і камерою змішення. Для забезпечення її безперервності запропоновано перевести модель у просторі станів, отриману шляхом лінеаризації нелінійної у ряді характерних точок перехідного процесу, в модель у вигляді передавальних функцій. Елементи такої моделі, кожен з яких показує спільний вплив елементів моделі у просторі станів на процес,

crease of a fuel rate // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 140-144.

Instances results and the analysis of researches of parameters of fuel profitability of propeller MeMz-245 completed with pistons with corundum by a superficial layer and the engine of the serial complete equipment on no-load conditions and on partial loadings. Also effect of thickness corundum layer on parameters of work of the engine is observed. The technical-and-economic indexes of the engine completed with pistons with corundum layer, an event in all a range of loadings and especially appreciable on partial regimes that is important for the engine of transport means is noted.

Key words: the spark-ignition engine, the piston, corundum, profitability, a fuel rate, characteristics, temperature.

Fig. 7. Ref.: 8 items.

UDC 621.452.33-585:621.833

Ananiev V., Novikov A., Paikin A., Dorofeyev V., Kapelovich A. **Application of gears with asymmetric teeth in turboprop engine gearbox** // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 145-149.

This paper describes the research, development of the gearbox with asymmetric tooth profiles for the TV7-117S turboprop engine, which is used in the Russian airplane IL-114. Application of the asymmetric teeth allows improving the gear parameters (pressure angle, contact ratio, etc.) for the drive flanks by some degrading of those parameters for the coast flanks. The gears with asymmetric teeth are designed by the Direct Gear Design method, which firstly defines the gear parameters that then define the tooling racks parameters. This design approach provides the increased load capacity of the gears, the reduced dynamic load and vibrations, and the increased gear efficiency and life.

Key words: airplane, turboprop engine, gearbox, gears, parameters, manufacture.

Tabl. 3. Fig. 7. Ref.: 7 items.

UDC 629.179.13

Yepifanov S., Shevchenko M. **Development of the generation algorithm full-mode turbojet engine state-space model based on the initial nonlinear model** // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 150-155.

The problem of the two-spool turbofan engine with afterburner and mixing chamber sufficient full-mode quasi-linear dynamic model creation has been considered. For supporting its continuity the converting of the state-space model, that have been got by linearization of the nonlinear model in a few typical points of the transition process, in transfer functions model has been offered. Elements of the transfer functions model, each of that shows state-space model elements joint action on process, are approximated by exponential functions

апроксимовані експоненціальними функціями частоти обертання ротора високого тиску на безфорсажних режимах та площини сопла - на форсажних. Потім виконано зворотнє перетворення моделі у просторі станів. Залежність параметрів моделі від польотних умов описана за допомогою теорії подібності. Для дослідження динамічних властивостей ГТД запропоновано та досліджено алгоритм формування спрощеної моделі реального часу із нелінійних моделей.

Ключові слова: газотурбінний двигун, лінійна динамічна модель, модель у просторі станів, модель у вигляді передавальних функцій, апроксимація параметрів моделі, теорія газодинамічної подібності. Лл. 4. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 621.452.33: 519.876.5

Єніфанов С.В., Зеленський Р.Л. Моделювання динаміки турбовального двигуна в складі силової установки літального апарату // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 156-161. Розглянуто два методи формування спрощеної математичної моделі турбовального двигуна у складі силової установки літального апарату: автономний газогенератор з системою СТ-Р-В і автономний двигун з системою Р-В. Дані моделі можуть бути використані на напівнатурному стенді при випробуванні систем автоматичного керування. Приведені алгоритми вирішень кожного методу. Отримані перехідні процеси по двох методах і порівняні з результатами моделювання по нелінійній математичній моделі

Ключові слова: турбогвинтовий двигун, газогенератор, динамічна модель, автономний двигун, система редуктор-гвинт.

Лл. 5. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 621.452.3:629.8.036

Безуглий С.В., Єніфанов С.В., Суховій С.І. Контур керування частотою обертання вільної турбіни турбовального ГТД // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 162-164.

Розглянута узагальнена структурна схема контуру керування частотою обертання вільної турбіни САК турбовального авіаційного двигуна, запропонована математична модель контуру керування. Детально розглянути алгоритм керування контуром постачання палива, математична модель насоса-дозувача, алгоритм формування тривалості керуючого імпульсу струму. Запропоновано у законі керування урахувати компенсуючий вплив по куту установки гвинта, визначені раціональні значення пропорційного та інтегрального коефіцієнтів. Результати можуть бути використовувані при розробці САК вертолітних та літакових турбовальних двигунів, а також допоміжних силових установок.

Ключові слова: турбовальний авіаційний двигун, вільна турбіна, контур управління частотою обертання, алгоритм управління витратою палива, насос-дозатор, імпульс струму, що управляє, крок гвинта.

Лл. 1. Бібліогр.: 2 назви.

of high-pressure rotor rotation speed on no augmented modes and as functions of nozzle sectional area on augmented modes. After approximation an inverse conversion to state-space model has been done. The dependence of the model characteristics from the flight conditions has been decrypted with similarity theory. So, for researching of the turbojet engines dynamic properties the simplified real-time model creation from nonlinear models algorithm has been offered and researched.

Key words: turbojet engine, linear dynamic model, state-space model, transfer functions model, approximation of model parameters, similarity theory.

Fig. 4. Ref.: 8 items.

UDC 621.452.33: 519.876.5

Yepifanov S., Zelenskiy R. Design of dynamics of turboshaft engine in composition the power-plant of aircraft // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 156-161.

Two methods of forming of the simplified mathematical model of turbo shaft engine in composition of the aircraft power-plant are considered: autonomous gas generator with the system Free turbine-Gearbox-Propeller and autonomous engine with the system Gearbox-Propeller. These models can be used on a semi-natural test-bed at the test of the automatic control systems. The algorithms of every method are resulted. Transients are got on two methods and compared to the results obtained using nonlinear mathematical model. As acting factors fuel consumption and angle of propeller blades are considered.

Key words: propeller turbine, gas generator, dynamic model, autonomous engine, the system is a gear-propeller.

Fig. 5. Ref.: 3 items.

UDC 621.452.3:629.8.036

Bezugliy S., Yepifanov S., Sukhovoy S. Control loop of the turboshaft engine free turbine rotation speed // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 162-164.

The generalized block diagram of a control loop of the free turbine rotational speed of a turboshaft aero-engine surveyed, the mathematical model of a control loop is offered. In details surveyed the control algorithm of fuel expenditure, the mathematical model of a pump-metering device, the algorithm of calculation a duration of controlling impulse of a current. It is offered in a control law to allow for compensatory effect on a propeller installation angle, the rational values of proportional and integral coefficients are defined. The outcomes can be used at development of helicopter and aircraft turboshaft and turboprop engines, and also supplementary power plants.

Key words: propeller turbine, turboshaft aviation engine, free turbine, contour of management frequency of rotation, algorithm of management the expense of fuel, pump-metering device, managing impulse of current, step of screw.

Fig. 1. Ref.: 2 items.

УДК 629.735.015:533.6.013.43

Шифрин Б.М. Про моделювання коливань пневматиків і пневмоколісних машин // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 165-168.

Розглянуті питання математичного моделювання коливань пневматика і пневмоколісної машини в цілому. Використовуються прості аналітичні моделі пневматика, що приводяться до диференціального рівняння 1-го порядку (системи 1-го порядку); результати математичного моделювання при кутових (кручення) і поперечних коливаннях зіставлені з експериментальними і теоретичними даними, отриманими на основі континуальної моделі «струна». Пояснений ефект залежності власної частоти поперечних коливань опори шасі літака від швидкості його пробіжки. Зроблені зауваження про використання моделей пневматиків при вивченні коливань пневмоколісних машин.

Ключові слова: математичне моделювання, пневматик, пневмоколісна машина, модель «струна».

Лл. 5. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 621.165

Боришанський К.М. Особливості реєстрації за допомогою дискретно-фазового методу коливань лопаток та валопроводу при перехідних режимах роботи турбоагрегату // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 169-173.

Розглянуто вплив нестабільності кутової швидкості ротору потужної парової турбіни на точність реєстрації коливань робочих лопаток за допомогою дискретно-фазового методу. Рекомендовано зміну методики вимірів, що дозволяє підвищити їх точність. Показано, що за допомогою датчиків, які контролюють вібраційний стан лопаток, можна одночасно отримати цінну інформацію про конкретні крутильні коливання валопроводу. Ця методика може бути ефективно використана при визначенні за допомогою дискретно-фазового методу вібраційного стану лопаток та роторів потужних парових турбін, наприклад при скиданні навантаження.

Ключові слова: коливання, турбіна, лопатка, ротор, датчик, контроль, дискретно-фазовий метод.

Лл. 5. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 534:629.7.036

Михайлов О.Л., Посадова О.Л. Впливання розташування віброперетворювачів на статорі ТРДД на ефективність діагностики автоколивань вентилятора у режимі реального часу // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 174-178.

Визначним фактором сучасної та надійної діагностики флаттеру робочих лопаток вентилятора авіаційного ГТД є рівень досліджуемого сигналу, який реєструє віброперетворювач, встановлений на корпусі. У статті розглядаються результати вібрографування ТРДД на різних режимах його роботи великою кількістю віброперетворювачів, розташованих у різних місцях корпусу компресора низького тиску. Встановлена залежність інформативності діагностичного сигналу виникнення флаттеру робочих лопаток вен-

UDC 629.735.015:533.6.013.43

Shifrin B. About the modelling of vibrations of tire and tire-vehicle // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 165-168.

The questions of mathematical modelling of vibrations of tire and tire-vehicle are considered on the whole. The simple analytical models of tire, led to differential equalization of 1th order, are utilized (systems of 1th order); the results of mathematical design at angular (turning) and transversal vibrations are confronted with experimental and theoretical information, got on the basis of continuum model «string». The effect of dependence of eigenfrequency of transversal vibrations of support of undercarriage of airplane is explained from speed of his run. Done remark about the use of models of tire at the study of vibrations of tire-vehicle.

Key words: mathematical modelling, tire, tire-vehicle, model is «string».

Fig. 5. Ref.: 7 items.

UDC 621.165

Borishanskiy K. Peculiarities of registration of the blades and shafting vibration under transient modes of turbine operation by means of discrete phase method // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 169-173.

Influence of turbine rotor speed fluctuations on the accuracy of blades vibrations measurement by means of discrete phase method are discussed. Modifications of method are suggested increasing the accuracy of measurement. Possibilities of obtaining additional important data on the torsion vibration of shafting by means of discrete phase method gauges are presented. The described method can be effectively used for monitoring vibratory condition of blades and rotor of the high-powered steam turbines by means of discrete-phase method, for instance at load reset events.

Key words: vibration, turbine, blade, rotor, gauge, control, discrete-phase method.

Fig. 5. Ref.: 3 items.

UDC 534:629.7.036

Mihailov A., Posadova O. Vibration transducers arrangement influence on stator bypass turbojet engine on efficiency of diagnostics of self-oscillations of the fan in a real time // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 174-178.

Level of the diagnosed signal registered by a vibration transducer, established on a casing is the determining factor of timely and reliable diagnostics of flutter of fan rotor blades of aviation GTE. This paper presents the results of vibration monitoring of bypass turbojet engine on various modes of its activity are considered by the vibration transducers disposed in various places of a low-pressure compressor casing. The relation level of information of a diagnostic signal about the moment of occurrence of a flutter of fan rotor blades from the lo-

тилятора від місця розташування та орієнтації віброперетворювача. Визначений механізм передавання енергії коливань на корпус компресора низького тиску, як під час флаттеру робочого колеса, так і при вібрації від нерівноваги ротору.

Ключові слова: газотурбінний двигун, лопатка вентилятора, автоколивання, вібродіагностика, віброперетворювач.

Табл. 1. Іл. 3. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 539.3:620.178

Ясько Л.Л., Бурау Н.І., Сопілка Ю.В. **Діагностика тріщини валу за рівнем нелінійності вібрації при субгармонічних резонансах** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 179-183.

Розглядаються можливості застосування вібраційних методів для діагностики тріщин валів роторів ГТД на нестационарних режимах експлуатації. Поперечна тріщина валу моделюється функцією «дихання», змінювання жорсткості валу залежить від взаємної орієнтації перерізу з тріщиною та областей розтягу-стиску. Моделюється прискорений обертовий рух пошкодженого валу. Для діагностики тріщини пропонується використати рівні не лінійності вібрації при субгармонічних резонансах порядків 1/2 та 1/3. Показано, що рівні нелінійності вібрації залежать від орієнтації перерізу з тріщиною по відношенню до областей розтягу-стиску та від орієнтації незбалансованої маси.

Ключові слова: вібраційна діагностика, тріщина валу, нестационарний режим, субгармонічний резонанс.

Іл. 6. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 621.45.01

Бережной В.Ю., Дегтярьов О.Д., Кудін М.М., Савельєв О.П. **Використання сучасних методів аналізу нестационарних сигналів для дослідження вібрацій ГТД на перехідних режимах** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 184-187.

Використання комбінації безперервного вейвлет-перетворення, перетворення Габора та спектрального аналізу сигналів датчиків тиску і акселерометрів спростило інтерпретацію результатів вимірювань на перехідних режимах ГТД. Комбінація перетворення Габора і вейвлет-перетворення дозволяє значно спростити аналіз нестационарних сигналів, використання кепстрального аналізу надає можливість відсіяти додаткову порцію непотрібної інформації. Кепстр в сучасній інтерпретації розуміється як зворотне перетворення Фур'є логарифмічного спектру.

Ключові слова: газотурбінний двигун, віброакустична діагностика, безперервного вейвлет-перетворення, перетворення Габора, кепстральний аналіз.

Іл. 11. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 621.516+621.791: 620.4

Крюков И.И., Леонтьев С.А., Атаян Р.Ш., Мошников А.В. **Технічна діагностика і відновлювальний ремонт нагнітачів природного газу** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 188-191.

cation and orientation of the vibration transducers is established. The transmission of oscillations energy at a low-pressure compressor casing is determined at an impeller flutter, and vibration from a rotor unbalance.

Key words: gas turbine engine, turbofan rotor blades, flutter, vibration monitoring, vibration transducers.

Tabl. 1. Fig. 3. Ref.: 5 items.

UDC 539.3:620.178

Iatsko L., Bouraou N., Sopilka Yu. **Diagnosis of the shaft crack by level of the vibration non-linearity at subharmonic resonances** // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 179-183.

The possibilities of the vibration methods are considered for diagnosis of the cracks of GTE shafts at the unsteady modes. The model of the transverse crack is a function of "breathing", the changing of the rotor rigidity depends on cross location of crack section and stress-strain area of shaft. The accelerated rotation of the shaft with failure is simulated. The proposed method of crack diagnosis is based on usage of the levels of vibration non-linearity at subharmonic resonances of order 1/2 and 1/3. It is demonstrated that vibration non-linearity levels depend on cross location of crack section and stress-strain area of shaft and disbalance orientation.

Key words: vibration diagnosis, shaft crack, unsteady mode, subharmonic resonance.

Fig. 6. Ref.: 4 items.

UDC 621.45.01

Berezhnoy V., Degtyarov O., Kudin M., Saveliev O. **Application of up-to-date methods for analysis non-stationary signals in studying vibrations of gas turbine engine at transient states** // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 184-187.

Combined application of continuous wavelet transformation, Gabor-transformation and cepstral analysis of pressure gages signals and accelerometers signals permitted to simplify interpretation of measuring results at transient states of gas turbine engine. Combination of Gabor-transformation and wavelet transformation permits to simplify significantly analysis of non-stationary signals; application of cepstral analysis ensures possibility to sift out auxiliary portion of unnecessary information. Cepstr in up-to-date interpretation is considered to be Fourier inversion for logarithm spectre.

Key words: gas turbine engine, vibroacoustic diagnostics, continuous wavelet transformation, Gabor-transformation, cepstral analysis.

Fig. 11. Ref.: 4 items.

UDC 621.516+621.791: 620.4

Kryukov I., Leontiev S., Atayan R. Moshnikov A. **Technical diagnostics and regenerative repair of superchargers of natural gas** // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 188-191.

В даний час напрацювання стаціонарних газових турбін на магістральних газопроводах в більшості випадків перевищує 100000 ч. Проблема продовження їх ресурсу стає актуальною. Розглядаються питання, зв'язані із застосуванням неруйнуючих методів контролю при відновному ремонті литих корпусів нагнітачів природного газу, що експлуатуються на магістральних газопроводах. Розглянуті особливості якісного ремонту корпусів з особливо крупними дефектами в умовах компресорних станцій. При ремонті корпусів нагнітачів методом електрозварювання необхідне проведення проковування валів зварних шарів за допомогою електроштовпача. Це необхідно для зняття залишкової зварювальної напруги.

Ключові слова: корпус нагнітача, діагностика, структура металу, продовження ресурсу, відновний ремонт, електрозварювання.

Іл. 2. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 621.43.004.62

Лобода І.І., Траін Амэскуа І.К. Ідентифікація забруднення компресора по даним експлуатації ГТД // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 192-199.

При виявленні дефектів ГТД зазвичай використовуються класифікація дефектів на основі моделей. Така класифікація не є дуже точною завдяки помилкам моделювання. У представленій статті розглядаються можливість створення класу дефектів на основі реальних даних ГТД, які містять цикли забруднень та промивань компресора. Процес формування класу забруднення по реальним даним, що розглядається, здійснюється у вимірі відхилень вимірюваних параметрів. Аналізуючи графіки відхилень для різноманітних циклів забруднення, ми підтвердили ідентифікування забруднення. З метою отримання більш обґрунтованих висновків аналіз проводився для двох промислових газотурбінних установок різноманітного призначення

Ключові слова: газотурбінний двигун, експлуатаційні дані, відхилення вимірюємих параметрів.

Табл. 2. Іл. 10. Бібліогр.: 9 назв.

УДК 621.396

Кузнєцов А.А. Исследование дифференциальных свойств миниверсий блочно симметричных шифров AES и ADE // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 10 (57). – С. 200-203.

Рассмотрены миниверсии блочно-симметричных шифров: национального стандарта шифровки США AES (Advanced Encryption Standard) (FIPS - 197) и блочно симметричного шифра ADE (Algorithm of Dynamic Encryption) – кандидата на национальный стандарт шифровки Украины. Исследуются особенности проверки стойкости блочно симметричных шифров к атакам дифференциального криптоанализа для уменьшенных моделей, методика статистических исследований дифференциальных свойств блочно-симметричных шифров и приводятся результаты сравнительных исследований миниверсий шифров AES и ADE.

Now the operating time of stationary gas turbines on the main gas mains in most cases exceeds 100000 h. The problem of prolongation of their resource becomes actual. The questions connected with application of not destroying quality monitoring at regenerative repair of cast cases of superchargers of natural gas, maintained on the main gas mains were considered. Characteristic damages was analysed. Features of qualitative repair of cases with especially large defects in conditions of compressor stations were considered. At repair of cases of superchargers by a method of electric welding carrying out of machining of platens of welded layers by means of an electrohammer is necessary. It is necessary for removal residual pressure of electric welding.

Key words: the case of a supercharger, diagnostics, structure of metal, prolongation of a resource, regenerative repair, electrohammer, electric welding.

Fig. 2. Ref.: 4 items.

UDC 621.43.004.62

Лобода І.І., Траін Амэскуа І.К. Ідентифікація загрознення компресора по даним експлуатації ГТД // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 10 (57). – С. 192-199.

При выявлении (идентификации) дефектов ГТД обычно используется классификация дефектов на основе моделей. Такая классификация не является очень точной из-за ошибок моделирования. В представленной статье рассматривается возможность создания класса дефектов на основе реальных данных ГТД, содержащих циклы загрязнений и промывок компрессора. Рассматриваемый процесс формирования класса загрязнения по реальным данным осуществляется в пространстве отклонений измеряемых параметров. Анализируя графики отклонений для различных циклов загрязнения, мы подтвердили идентифицируемость загрязнения. С целью получения более обоснованных выводов анализ проводился для двух промышленных газотурбинных установок различного применения.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, эксплуатационные данные, отклонения измеряемых параметров.

Табл. 2. Ил. 10. Библиогр.: 9 наим.

UDC 621.396

Kuznecov A. Research of differential properties mini versions block symmetric codes of AES and ADE // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 200-203.

The versions of block-symmetric codes are considered mini: national standard of enciphering of США AES (Advanced Encryption Standard) (FIPS - 197) and block symmetric code of ADE (Algorithm of Dynamic Encryption) – candidate on the national standard of enciphering of Ukraine. The features of verification of firmness are explored block symmetric codes to the attacks of differential cryptographic analysis for the diminished models. The method of statistical researches of differential properties is laid out block symmetric codes and results over of comparative researches mini of versions of codes of AES and ADE are brought

Ключевые слова: алгоритм блочной симметричной шифровки, дифференциальный криптографический анализ, мини-версии шифров, статистические исследования дифференциальных свойств.

Табл. 1. Библиогр.: 5 наим.

УДК 656.7: 629.7.072

Рева А.Н., Медведев Е.Н. **Критерии безопасности полетов в мониторинге авиационных происшествий (аналитический обзор)** // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2008. – № 10 (57). – С. 204-212.

Опираясь на статистические и вероятностные критерии безопасности полетов, предложенные ИКАО и Межгосударственным авиационным комитетом, рассмотрены вопросы мониторинга авиационных происшествий и контроля факторов риска. Определены требования к системе управления безопасностью полетов, которая должна обеспечивать выявление фактических и потенциальных угроз безопасности, гарантию принятия мероприятий, необходимых для уменьшения факторов риска/опасности и непрерывный мониторинг и регулярную оценку достигнутого уровня безопасности полетов. Приведены конкретные нормы безопасности, которых должны придерживаться и постоянно увеличивать эксплуатанты авиационной техники.

Ключевые слова: критерии безопасности полетов, авиационные происшествия, человеческий фактор, мониторинг, система управления безопасностью.

Рис. 4. Библиогр.: 23 наим.

УДК (681.3.06 ÷ 681.518.54):622.276

Андрійшин М.П., Ігуменцев Є.О., Прокопенко О.О. **Лінійні тренди у діагностиці балансу газу** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 10 (57). – С. 213-217.

Розглядається статистичний підхід до визначення наявності корекції та похибки вимірювання витрати та розподілення газу у магістральному газопроводі. У його основі лежить алгоритм виявлення ознак корекції за допомогою статистичного аналізу часових рядів. Розроблено математичну модель балансу газу у магістральному газопроводі. Наведено результати діагностування для “Київської системи” і “Експортного газопроводу” Управління магістральних газопроводів (УМГ) “Київтрансгаз”.

Ключові слова: діагностика, вимірювання витрати газу, статистичний аналіз, зміна запасу газу, добова витрата газу, тренд, лінійна регресія.

Табл. 1. Іл. 4. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 681.324

Кучук Г.А., Нечаусов С.М. **Конвергенція автономних трафікових процесів в мультисервісних мережах** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2008. – № 10 (57). – С. 218-221.

Розглянутий механізм конвергенції автономних трафікових процесів, що формуються окремими службами мультисервісних мереж (МСМ). Запропоновані математичні моделі конвергенції, які використовують ефекти, що отримуються при об'єд-

Key words: algorithm of the sectional symmetric enciphering, differential cryptographic analysis, distributing of differences, mini versions of codes, statistical researches of differential properties.

Tabl. 1. Ref.: 5 items.

UDC 656.7: 629.7.072

Reva O., Medvedenko O. **Flight safety criteria in the monitoring of aircraft accidents (analytical overview)** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 10 (57). – P. 204-212.

Grounding on statistical and probabilistic criteria of flight safety offered ICAO and Interstate Air Committee, the problems of monitoring of air incidents and control of risk factors surveyed. The requirements to a flight safety control system are defined, which one should provide detection of actual and potential threats to safety, warranty of acceptance and implementation of the correction actions indispensable for decrease of risk and danger factors, and continuous monitoring and a regular estimation of a reached level of a flight safety. The concrete standards of safety are adduced, to which maintaining companies should hold on and permanently augment. The schemes of safety cycle and control procedure are represented

Key words: criteria of flight safety, flight incidents, human factors, pilots, monitoring, risk factor control.

Fig. 4. Ref.: 23 items.

UDC (681.3.06 ÷ 681.518.54):622.276

Andriyshin M., Igumentsev E., Prokopenko E. **Linear trends in diagnostics of gas balance** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 10 (57). – P. 213-217.

The statistical approach to definition of correction and an charge measurement error and distribution in the gas main is considered. In basis is the algorithm of revealing of correction attributes by the statistical analysis of time numbers lays. The mathematical model of gas balance in the gas main is developed. Diagnostics results for two independent gas systems are shown: the Kiev system and the Export gas main of Department “UMG “Kievtransgaz”. A basis of results is the developed model.

Key words: diagnostics, measurement of the gas charge, the statistical analysis, change of a gas stock, the daily gas charge, trend, linear regress.

Tabl. 1. Fig. 4. Ref.: 7 items.

UDC 681.324

Kuchuk G., Nechausov S. **Convergence of autonomous traffic processes in networks of multiservices** // *Aerospace technic and technology.* – 2008. – № 10 (57). – P. 218-221.

The mechanism of convergence of autonomous трафікових processes, formed separate services of networks of multiservices (MSC) is considered. Mathematical models are offered convergences, which use effects, got at uniting the single-channel queuing systems. Re-

нанні одноканальних систем масового обслуговування. Результати моделювання для автономних трафікових процесів окремих служб МСМ при великому числі об'єднаних систем або при їх високому завантаженні показали, що можна говорити про сильну взаємодію між об'єднуваними процесами. В результаті проведених досліджень встановлено, що модель трафіку МСМ, яка базується на конвергенції одноканальних систем масового обслуговування типу $M/M/1/\infty$ в багатоканальну систему, достатньо достовірно відображає реальні трафікові процеси; а отриманий трафік володіє властивостями довготривалої залежності і масштабної інваріантності, тобто має фрактальний характер.

Ключові слова: мультисервісна мережа, автономний трафіковий процес, конвергенція, трафікова модель.
Бібліогр.: 9 назв.

УДК 621.01:629.7.01

Томашевський О.В., Сніжною Г.В. Використання послідовного критерію Вальда для виявлення «розладнань» технологічних операцій // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 222-226.
Технологічні операції, використовувані при виготовленні авіадвигунів, розглянуті як стохастичні динамічні системи і поставлено задачу про виявлення їх «розладнання». Прийнято, що стан технологічної операції характеризують показники якості продукції, що випускається. Поставлена задача полягає в перевірці статистичних гіпотез щодо параметрів розподілу контрольованих показників якості. Для перевірки гіпотез запропоновано використовувати послідовний критерій Вальда, що привело до необхідності обчислення кумулятивних сум на кожному кроці перевірки. Отриманий загальний вираз для доданків кумулятивної суми, що розширює можливості використання даного критерію для випадків, коли розподіл показника якості відмінний від нормального. Отримані результати створюють теоретичну основу для розробки методів виявлення «розладнання» точності технологічних операцій і перспективні для використання при діагностиці стану авіадвигунів.

Ключові слова: авіадвигун, задача про «розладнання», послідовний критерій Вальда, метод кумулятивних сум, технологічні операції, стохастичні динамічні системи.

Л. 1. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 697.34

Харитонов Ю.М. Побудова ієрархії при реконструкції складних технічних систем // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 227-230.

На основі розглянутих напрямків досліджень в області розробки теоретичних основ організації й управління проектами реконструкції складних технічних систем запропоновані різні підходи до побудови ієрархій реконструкції елементів систем теплопостачання: підхід побудови ієрархій по комплексному показнику ефективності, підхід побудови по квазидинамічному структурно-параметричному показнику. Запропоно-

sults of design for the autonomous traffic processes of separate services of networks of multiservices at a large number the united systems or at their high load showed that can be talked about strong co-operation between the united processes. It is set as a result of the conducted researches, that model of traffic of MSC, which is based on convergence of the single-channel queuing of type $M/M/1/\infty$ systems in the multichannel system, for enough certain represents the real traffic processes; and the got traffic, at first, possesses property of long duration dependence (hyperbolical dependence of basic parameters of the incorporated traffic), and, secondly, – by property of scale invariance, i.e. has fractal character.

Key words: multiservice network, autonomous traffic process, convergence, traffic model.

Ref.: 9 items.

UDC 621.01:629.7.01

Tomashevskiy A., Snezhnoy G. Use of successive criterion of Vald's for finding out «discords» of technological operations // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 222-226.

Technological operations, used for making of aviation engine, are considered as stochastic dynamic systems and the problem is set about finding out their «discord». It is accepted, that the state of technological operation is characterized by the indexes of quality of the produced products. Set the problem consists in verification of statistical hypotheses in relation to the parameters of distributing of the controlled indexes of quality. For verification of hypotheses it is suggested to use the successive criterion of Val'da, that resulted in the necessity of calculation of cumulative sums on every step of verification. Common expression is got for elements of cumulative sum, extending possibilities of the use of this criterion for cases, when distributing of index of quality is different from normal. The got results provide a theoretical basis for development of methods of finding out «discord» of exactness of technological operations and perspective for using for diagnostics of the state of aviation engine.

Key words: aviation engine, task about «discord», successive criterion of Vald's, method of cumulative sums, technological operations, stochastic dynamic systems.

Fig. 1. Ref.: 6 items.

UDC 697.34

Kharytonov Y. Determination hierarchy at redevelopment of complicated engineering systems // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 227-230.

On the basis of the observed directions of researches in the field of development theoretical bases the organization and management of project redevelopment of complicated engineering systems various approaches to determination hierarchy at redevelopment units for systems of a district heating are proposed: the approach of determination of hierarchies on an complex parameter of efficiency, the determination approach on quasidynamic

вано мінімакний критерій, який забезпечує отримання максимальної ефективності системи, що реконструюється, при мінімумі залишку запропонованого ресурсу на реконструкцію. Наведено приклад застосування зазначеного критерію при проведенні робіт з реконструкції одного з районів міста.

Ключові слова: енергетика, управління проектами, реконструкція, система теплопостачання.

Табл. 1. Іл. 2. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 658.512.4

Смаль С.М. Імовірнісна модель процесу конструкторсько-технологічної розробки корпусної деталі // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2008. – № 10 (57). – С. 231-233.

Запропонований метод розрахунку часу виконання комплексу робіт з урахуванням вірогідності повернення на зміну технологічних параметрів. Величина вірогідності повернення визначається по результату статистичних спостережень про кількість циклів при створенні і експериментальному відробітку одного технологічного процесу. Результати розрахунку вірогідності повернення є початковими даними для побудови стохастичної мережі і подальшого її розрахунку. Розроблений алгоритм дозволяє отримати гістограму статистичного ряду часу виконання комплексу робіт конструкторсько-технологічного проектування.

Ключові слова: конструкторсько-технологічна розробка, корпусна деталь, імовірнісна модель.

Іл. 2. Бібліогр.: 5 назв.

to a structurally-parametrical performance. The minimax criterion ensuring obtaining maximum efficiency of redeveloped system at a minimum of the rest available resource on redevelopment is offered. The example of application the specified criterion is shown at work on redevelopment in one of urban district.

Key words: power engineering, project management, redevelopment, district heating.

Tabl. 1. Fig. 2. Ref.: 3 items.

UDC 658.512.4

Smal S. Probabilistic model of designer-technological development of corps detail process // Aerospace technic and technology. – 2008. – № 10 (57). – P. 231-233.

The method of timing implementation of complex of works is offered taking into account probability of return on the change of technological parameters. The size of probability of return is determined on the result of statistical supervisions about the amount of cycles at creation and experimental working off one technological process. Results of calculation of probability of return are basic data for the construction of stochastic network and subsequent its calculation. The developed algorithm allows to get the histogram of statistical row of time of implementation of complex of works of the designer-technological planning.

Key words: designer-technological development, corps detail, probabilistic model.

Fig. 2. Ref.: 5 items.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

LOBODA Igor	National Polytechnic Institute, School of Mechanical and Electrical Engineering, Mexico, Ph.D, Assistant Professor, Profesor Titular C
TRANYN AMESCUA Ivan Karol	National Polytechnic Institute, School of Mechanical and Electrical Engineering, Mexico, Master course student
АТАЯН Роберт Шагенович	ДООО «ОРГЭНЕРГОГАЗ», Санкт-Петербург, Россия, кандидат технических наук, заместитель начальника отдела
АНАНЬЕВ Вячеслав Михайлович	ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И.Баранова», Москва, Россия, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник
АНДРИИШИН Михаил Петрович	УМГ «Киевтрансгаз», Киев, кандидат технических наук, директор
АТАМАСЬ Артем Иванович	Кременчугский политехнический университет им. М. Остроградского, ассистент
БЕЗУГЛЫЙ Сергей Владимирович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», доцент, старший научный сотрудник
БЕЛИК Александр Александрович	Государственный НИИ прикладной механики и электродинамики, Москва, Россия, кандидат технических наук, старший научный сотрудник
БЕРЕЖНОЙ Валерий Юрьевич	ГП НПКГ «Зоря»-Машпроект», Николаев, руководитель группы
БОГАТЫЙ Александр Владимирович	Государственный НИИ прикладной механики и электродинамики, Москва, Россия, младший научный сотрудник
БОРИШАНСКИЙ Константин Николаевич	ОАО «Силовые машины» «ЛМЗ», Санкт-Петербургский филиал, доктор технических наук, профессор, начальник сектора
БУЗНИК Артем Игоревич	Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, магистр
БУРАУ Надежда Ивановна	Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», доктор технических наук, доцент, заведующая кафедрой
БУЧАКОВ Сергей Васильевич	Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, ведущий инженер
ГАРИН Вадим Олегович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», младший научный сотрудник
ГУБИН Сергей Викторович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, доцент
ГУСЬКОВ Владимир Петрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, доцент
ДЕГТЯРЕВ Олег Дмитриевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», старший преподаватель
ДЕШЕВЫХ Наталья Викторовна	ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, инженер
ДИБРИВНИЙ Александр Валериевич	ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, инженер-конструктор

- ДМИТРИЕВ**
Сергей Алексеевич
Национальный авиационный университет, Киев,
доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
- ДОЛГОПОЛОВ**
Сергей Иванович
Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Днепропетровск,
кандидат технических наук, старший научный сотрудник
- ДОРОФЕЕВ**
Владислав Леонидович
ФГУП Московское машиностроительное производственное
предприятие «Салют», Россия, доктор технических наук, профессор,
ведущий конструктор
- ДРОНЬ**
Николай Михайлович
Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.
доктор технических наук, профессор,
проректор по научной работе
- ДУБОВИК**
Людмила Григорьевна
Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.
старший научный сотрудник
- ДЬЯКОНОВ**
Григорий Александрович
Государственный НИИ прикладной механики и электродинамики,
Москва, Россия, кандидат технических наук, старший научный
сотрудник
- ЕВДОКИМЕНКО**
Юрий Игоревич
Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН
Украины, Киев, научный сотрудник
- ЕГОРОВ**
Юрий Григорьевич
Государственный НИИ прикладной механики и электродинамики,
Москва, Россия, ведущий конструктор
- ЕПИФАНОВ**
Сергей Валерьевич
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт», доктор технических наук,
профессор, заведующий кафедрой
- ЗЕЛЕНСКИЙ**
Роман Леонидович
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт», ассистент
- ЗИНОВЬЕВ**
Дмитрий Владимирович
Харьковский национальный университет им. В.Н. Каразина,
старший преподаватель
- ИГУМЕНЦЕВ**
Евгений Александрович
Украинская инженерно-педагогическая академия, Харьков,
доктор технических наук, профессор, профессор кафедры
- ИОНОВ**
Дмитрий Александрович
ФГУП Московское машиностроительное производственное
предприятие «Салют», Москва, Россия, инженер – конструктор
- КАЛИНИЧЕНКО**
Игорь Иванович
ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля,
Днепропетровск, начальник сектора
- КАПЕЛЕВИЧ**
Александр
AK Gears, LLC, USA,
кандидат технических наук, президент
- КИРПИКИН**
Андрей Федорович
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт», соискатель
- КИСЕЛЬ**
Вячеслав Михайлович
Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН
Украины, Киев, научный сотрудник
- КНЫШ**
Людмила Ивановна
Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.
кандидат технических наук, доцент
- КОВЕЗА**
Юрий Владимирович
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»,
кандидат технических наук, доцент кафедры
- КОНДРАТЬЕВ**
Александр Иванович
Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.
кандидат технических наук, старший научный сотрудник
- КОНОВАЛОВ**
Дмитрий Викторович
Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова,
Николаев, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры
- КОНОХ**
Владимир Николаевич
ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля,
Днепропетровск, кандидат технических наук, начальник отдела

-
- | | |
|--|---|
| КОШЕЛЕВ
Николай Николаевич | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», старший научный сотрудник |
| КРАВЧЕНКО
Игорь Федорович | ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, кандидат технических наук, главный конструктор |
| КРАСИЛЬЩИКОВ
Егор Александрович | Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, аспирант |
| КРЮКОВ
Иосиф Иванович | ОАО «НПО по исследованию и проектированию энергетического оборудования им. И.И. Ползунова», Санкт-Петербург, Россия, кандидат технических наук, старший научный сотрудник |
| КУДИН
Михаил Михайлович | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры |
| КУЗНЕЦОВ
Александр Александрович | Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, доктор технических наук, старший научный сотрудник, начальник вычислительного центра |
| КУКСА
Игорь Юрьевич | ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, ведущий инженер |
| КУЛЬКОВ
Владимир Михайлович | Государственный НИИ прикладной механики и электродинамики, Москва, Россия, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, начальник отдела |
| КУМЧЕНКО
Яков Алексеевич | НПП «КАШТУЛ», Днепропетровск, кандидат технических наук, доцент, директор |
| КУХТИН
Юрий Петрович | ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, кандидат технических наук, инженер-конструктор |
| КУЧЕР
Алексей Григорьевич | Национальный авиационный университет, Киев, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры |
| КУЧУК
Георгий Анатольевич | Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заместитель начальника научно-исследовательского отдела |
| ЛАПОТКО
Василий Михайлович | ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, кандидат технических наук, ведущий инженер |
| ЛЕОНТЬЕВ
Сергей Анатольевич | ОАО «Силовые машины» «ЛМЗ», Санкт-Петербургский филиал, Россия, кандидат технических наук, начальник лаборатории |
| ЛИНЬКОВ
Олег Юрьевич | Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», доцент кафедры |
| ЛОЯН
Андрей Витальевич | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, старший научный сотрудник |
| МАКСИМЕНКО
Тарас Александрович | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», аспирант |
| МЕДВЕДЕНКО
Елена Николаевна | Кировоградский национальный технический университет, аспирант |
| МЕЛЬНИКОВА
Нина Сергеевна | ФГУП Московское машиностроительное производственное предприятие «Салют», Москва, Россия, начальник бюро |
| МИХАЙЛОВ
Александр Леонидович | ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн», Рыбинск, Россия, доктор технических наук, старший научный сотрудник, главный технический аудитор |
-

МОШНИКОВ Артем Вячеславович	ОАО «НПО по исследованию и проектированию энергетического оборудования им.И.И. Ползунова», Санкт-Петербург, Россия, инженер
НАКАЗНЕНКО Максим Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», магистрант
НАКАШИДЗЕ Лилия Валентиновна	Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск, научный сотрудник
НЕЧАУСОВ Сергей Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», старший преподаватель
НИКИТИН Сергей Владимирович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», аспирант
НИКОЛАЕВ Алексей Дмитриевич	Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Днепропетровск, кандидат технических наук, старший научный сотрудник
НОВИКОВ Александр Сергеевич	ОАО «ММП им. В.В.Чернышева», Москва, Россия, доктор технических наук, профессор, Генеральный директор
ОБУХОВ Владимир Алексеевич	Государственный НИИ прикладной механики и электродинамики, Москва, Россия, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заместитель директора
ПАЙКИН Александр Григорьевич	ОАО «ММП им. В.В.Чернышева», Москва, Россия, кандидат технических наук, главный инженер
ПИЛИПЕНКО Виктор Васильевич	Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Днепропетровск, доктор технических наук, академик, заведующий отделом
ПЛАНКОВСКИЙ Сергей Игоревич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры
ПОПОВ Александр Викторович	Национальный авиационный университет, Киев, ассистент
ПОПОВ Гарри Алексеевич	Государственный НИИ прикладной механики и электродинамики, Москва, Россия, доктор технических наук, член-корреспондент РАН, профессор, директор института
ПОСАДОВА Ольга Львовна	ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн», Рыбинск, Россия, начальник бюро
ПОТАПОВ Александр Михайлович	ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, кандидат технических наук, начальник комплекса
ПРОКОПЕНКО Елена Александровна	Украинская инженерно-педагогическая академия, Харьков, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры
ПШЕНИЧНЫХ Сергей Иванович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, доцент кафедры
РАДЧЕНКО Андрей Николаевич	Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, кандидат технических наук, старший научный сотрудник
РАДЧЕНКО Николай Иванович	Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры
РАДЧЕНКО Роман Николаевич	Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, аспирант
РЕВА Алексей Николаевич	Кировоградский национальный технический университет, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры

РУДАЧЕНКО Сергей Владимирович	НПО «Виктор», Харьков, директор
САВЕЛЬЕВ Олег Петрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», заведующий учебной лабораторией
СЕМЕНОВ Владимир Григорьевич	Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры
СЕМЕНОВА-КУЛИШ Виктория Владимировна	Украинская государственная академия железнодорожного транспорта, Харьков, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры
СИРОТА Александр Архипович	Николаевский государственный гуманитарный университет им. Петра Могилы, Николаев, кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой
СМАЛЬ Станислав Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», соискатель
СНЕЖНОЙ Геннадий Валентинович	Запорожский национальный технический университет, кандидат физико-математических наук, доцент, доцент кафедры
СОЛНЦЕВ Виктор Петрович	Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник
СОЛОНИН Сергей Михайлович	Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, доктор технических наук, профессор, ведущий научный сотрудник
СОПИЛКА Юрий Валериевич	Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», ассистент
СТАДНИК Степан Александрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», аспирант
СУХОВЕЙ Сергей Иванович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, доцент кафедры
ТИХИЙ Виктор Григорьевич	ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, кандидат технических наук, начальник отдела
ТКАЧ Михаил Романович	Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры
ТОЛМАЧЕВ Николай Григорьевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, научный сотрудник
ТОМАШЕВСКИЙ Александр Владимирович	Запорожский национальный технический университет, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры
ТРЕТЬЯК Владимир Васильевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, доцент, докторант
ТЫШКЕВИЧ Александр Владимирович	Национальный авиационный университет, Киев, аспирант

ФЕДОТЕНКО Владимир Алексеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, доцент
ФРОЛОВ Геннадий Александрович	Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, доктор технических наук, старший научный сотрудник, заведующий отделом
ХАРИТОНОВ Юрий Николаевич	Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, кандидат технических наук, доцент, проректор
ХОРОЛЬСКИЙ Петр Георгиевич	НИИ энергетики Днепропетровского национального университета, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник
ХОРЯК Наталья Витальевна	Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Днепропетровск, научный сотрудник
ЦЕГЕЛЬНИК Евгений Владимирович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», научный сотрудник
ЦЕЛУЙКО Александр Федорович	Харьковский национальный университет им. В.Н. Каразина, кандидат технических наук, доцент, профессор
ШАМРОВСКИЙ Дмитрий Анатольевич	ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, кандидат технических наук, начальник сектора
ШЕВЧЕНКО Максим Владимирович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», аспирант
ШИПУЛЬ Ольга Владимировна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», кандидат технических наук, доцент
ШИФРИН Борис Меерович	Государственная летная академия Украины, Кировоград, кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой
ШНЯКИН Владимир Николаевич	ГП Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, кандидат технических наук, главный конструктор
ШПАКОВСКИЙ Владимир Васильевич	Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», старший научный сотрудник
ЮНАКОВ Николай Николаевич	Харьковский национальный университет им. В.Н. Каразина, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры
ЯЦКО Ласло Ласлович	ОАО «НТК «Электронприлад», Киев, начальник бригады, ведущий конструктор

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Trahyn Amescua I.K.	192	Кондратьев А.И.	80	Пшеничных С.И.	132
Loboda I.	192	Коновалов Д.В.	123	Радченко А.Н.	118
Ананьев В.М.	145	Конох В.И.	45	Радченко Н.И.	123, 128
Андришин М.П.	213	Кошелев Н.Н.	96	Радченко Р.Н.	123
Атамась А.И.	136	Кравченко И.Ф.	93	Рева А.Н.	204
Атаян Р.Ш.	188	Красильщиков Е.А.	128	Рудаченко С.В.	136
Безуглый С.В.	162	Крюков И.И.	188	Савельев О.П.	184
Белик А.А.	40	Кудин М.М.	184	Семенов В.Г.	136
Бережной В.Ю.	184	Кузнецов А.А.	200	Семенова-Кулиш В.В.	136
Богатый А.В.	84	Кукса И.Ю.	45	Сирота А.А.	123
Боришанский К.Н.	169	Кульков В.М.	40	Смаль С.Н.	231
Бузник А.И.	118	Кумченко Я.А.	108	Снежной Г.В.	222
Бурау Н.И.	179	Кухтин Ю.П.	93	Солнцев В.П.	62
Бучаков С.В.	62	Кучер А.Г.	51	Солонин С.М.	62
Гарин В.О.	27	Кучук Г.А.	218	Сопилка Ю.В.	179
Губин С.В.	104	Лапотко В.М.	93	Стадник С.А.	8
Гуськов В.П.	71	Леонтьев С.А.	188	Суходей С.И.	162
Дегтярёв О.Д.	184	Линьков О.Ю.	140	Тихий В.Г.	62
Дешевых Н.В.	66	Лоян А.В.	96	Ткач М.Р.	112
Дибривный А.В.	88	Максименко Т.А.	96	Толмачев Н.Г.	33
Дмитриев С.А.	51	Медведенко О.М.	204	Томашевский А.В.	222
Долгополов С.И.	12	Мельникова Н.С.	115	Третьяк В.В.	8
Дорофеев В.Л.	145	Михайлов А.Л.	174	Тышкевич А.В.	51
Дронь Н.М.	80	Мошников А.В.	188	Федотенко В.А.	96
Дубовик Л.Г.	80	Наказненко М.Н.	104	Фролов Г.А.	62
Дьяконов Г.А.	84	Накашидзе Л.В.	100	Харитонов Ю.Н.	227
Евдокименко Ю.И.	62	Нечаусов С.Н.	218	Хорольский П.Г.	17
Егоров Ю.Г.	40	Никитин С.В.	132	Хоряк Н.В.	12
Епифанов С.В.	150, 156, 162	Николаев А.Д.	12	Цегельник Е.В.	27
Зеленский Р.Л.	156	Новиков А.С.	145	Целуйко А.Ф.	20
Зиновьев Д.В.	20	Обухов В.А.	40	Шамровский Д.А.	66
Игуменцев Е.А.	213	Пайкин А.Г.	145	Шевченко М.В.	150
Ионов Д.А.	115	Пилипенко В.В.	12	Шипуль О.В.	27
Калиниченко И.И.	45	Планковский С.И.	27	Шифрин Б.М.	165
Капелевич А.Л.	145	Попов А.В.	51	Шнякин В.Н.	45
Кирпикин А.Ф.	71	Попов Г.А.	40	Шпаковский В.В.	140
Кисель В.М.	62	Посадова О.Л.	174	Юнаков Н.Н.	20
Кньш Л.И.	100	Потапов А.М.	62	Яцко Л.Л.	179
Ковеза Ю.В.	132	Прокопенко Е.А.	213		

К СВЕДЕНИЮ АВТОРОВ

В соответствии с требованиями ВАК Украины (бюл. ВАК № 2,3 2008) изменяются правила оформления статей. Текст статьи выполняется в Microsoft Office Word for Windows (*.doc)

Параметры страницы:

Размер бумаги - А4 (210x297 мм); Отступ сверху и снизу листа - 25 мм, справа и слева – 22,5 мм.

Структура статьи.

УДК (UDC); И.О.Ф. автора(ов). Организация, страна. Заголовок статьи. Аннотация на языке оригинала (например, на русском языке). Ключевые слова. Текст статьи. Литература. Информация о поступлении статьи в редакцию и рецензенте. Заголовок статьи, И.О.Ф. автора, аннотация, ключевые слова на украинском языке. Заголовок статьи, И.О.Ф. автора, аннотация, ключевые слова на английском языке. Фамилия, Имя, Отчество (полностью), научная степень, научное звание, должность, организация, город расположения организации, страна, e-mail и контактный телефон каждого автора (ов).

УДК

УДК XXX.XXXX

Без абзаца. Прописные, 12pt Times New Roman, выравнивание по левому краю, 1 межстрочный интервал.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

И.О.Ф. Автора

Без абзаца. Прописные, жирный, 12pt Times New Roman, выравнивание по левому краю, 1 межстрочный интервал.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Организация, Страна

Без абзаца. Строчные, курсив, жирный, 12pt Times New Roman, выравнивание по левому краю, 1 межстрочный интервал)
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

ЗАГоловок статьи

Без абзаца. Прописные, 12pt Times New Roman, жирный, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Аннотация

Без абзаца. На языке оригинала статьи (например, на русском языке). Слово «Аннотация» не пишется. Аннотация должна быть не менее 500 знаков и не должна превышать 14 строк, шрифт - 10pt Times New Roman, выравнивание по ширине, курсив, один межстрочный интервал, отступ слева – 7,5 мм.
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Ключевые слова

Без абзаца. Абзац начинается с надписи **Ключевые слова:** (*Ключові слова:, Key words:*) (курсив, жирный, 10pt Times New Roman), а далее разделенные запятой - 6 – 10 слов на языке оригинала статьи. (курсив, 10pt Times New Roman, выравнивание по ширине, один межстрочный интервал, отступ слева – 7,5 мм.).
(пустая строка, 10pt, 1 межстрочный интервал)

Текст статьи.

Согласно постановлению ВАК Украины от 15.01.2003 № 7-05/1 текст статьи должен иметь такую структуру: *постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными или практическими задачами; анализ последних исследований и публикаций, на которые опирается автор; формулирование цели статьи (постановка задачи); изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов; выводы из данного исследования и перспективы дальнейших разведок в данном направлении.*

Оформляется в две колонки по 8 см, интервал между колонками текста - 5 мм.

Шрифт - Times New Roman,

Размер шрифта 10 пунктов, интервал шрифта – обычный (без растяжения или уплотнения),

Межстрочный интервал - 1.1,

Выравнивание текста - по ширине,

Автоматическая расстановка переносов слов.

Абзацы должны начинаться с красной строки (отступ 7,5 мм).

Полное заполнение страниц (**неполная страница в публикацию включена не будет**).

Иллюстрации к статье

Подаются в виде файлов с расширением *.TIF или *.JPG (серое изображение, разрешение 300 dpi, масштаб 1:1). Рисунки должны быть пронумерованы.

Подписуточные надписи

Подписуточная надпись выполняется шрифтом основного текста на расстоянии одной строки от рисунка, межстрочный интервал – одинарный, например:

Рис. 1. Схема отбора сжатого воздуха от ГТД:

1 – энергия набегающего потока; 2 – отбор воздуха от компрессора низкого давления

Надпись центрируется. Качество рисунков и графиков должно обеспечивать прочтение и тиражирование.

Таблицы

Таблицы должны быть пронумерованы: Таблица 1, Таблица 2, ...и т.д (слово Таблица располагается по правому краю страницы). Заголовок таблицы центрируется. Межстрочный интервал – одинарный. При необходимости размер шрифта можно уменьшить. Никакие сокращения слов, кроме общепринятых, в таблицах не допускаются.

Формулы

Набираются в редакторе формул MathType. Использовать для набора формул графические объекты, кадры и таблицы – запрещается. Произвести настройки редактора в меню:

РАЗМЕР→ОПРЕДЕЛИТЬ вести размеры:	
Обычный	10 пт
крупный индекс	80 %
мелкий индекс	70 %
крупный символ	150 %
мелкий символ	90 %

Стиль→ОПРЕДЕЛИТЬ установить параметры			
Стиль	Шрифт	полужирный	курсив
Текст	Times New Roman		
Функция	Times New Roman		
Перемен.	Times New Roman		
Стр. греч.	Symbol		
Пр. греч.	Symbol		
Символ	Symbol		
Матрица	Times New Roman	V	
Числа	Times New Roman		

Формула располагается по центру (без абзаца) строки, нумерация цифровая, сквозная. Номер формулы (в круглых скобках, 10 пт) располагается по правому краю страницы на одном уровне с формулой или ниже. Формульное окно принудительно растягивать или сжимать нельзя. Пояснения значений символов и числовых коэффициентов следует располагать непосредственно под формулой, в той последовательности, в какой они представлены в формуле. Каждое значение необходимо пояснять в новом абзаце с отступом 7,5 мм. Первый ряд пояснений начинают со слова «где» (без отступа), например:

$$\text{Re}_T^{**} = \Psi_\Sigma \cdot \int_0^x q_w dx \cdot \left[\mu^* (i_w^* - i_w) \left(\frac{2}{\pi} \beta + 1 \right) \right]^{-1}, \quad (1)$$

где β – угол натекания струи на преграду;

μ^* – вязкость теплоносителя при температуре T^* ;

Ψ_Σ – суммарный коэффициент отличия данного процесса теплообмена от стандартного.

Списки

Маркированный (–), нумерованный: формат номера Times New Roman 10пт, абзац 7,5 мм, табуляция после номера 5 мм.

Заголовки

Заголовки каждого раздела должны быть пронумерованы 1, 2, ...

Шрифт – Times New Roman полужирный, строчный, 12пт, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал, отступы абзацев отсутствуют, от окружающего текста отделяется пустыми строками.

Подразделы

При включении подразделов и подпунктов необходимо использовать для каждого заголовка

Шрифт – Times New Roman полужирный, строчный, 10пт, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал, отступы абзацев отсутствуют, от окружающего текста отделяется пустыми строками.

Литература

При цитировании литературы в тексте необходимо указывать номер в квадратных скобках [1]. Нумерация литературы в порядке упоминания. Список использованной литературы приводится в конце статьи (отступ от последней строчки статьи 1 строка одинарного интервала) и начинается ключевым словом **Литература**, набранным строчными буквами (шрифт полужирный 12 пт, по центру, без абзаца). Источники списка литературы оформляются в соответствии с библиографическими требованиями **ДСТУ ГОСТ 7.1:2006** (шрифт курсив 10 пт, выравнивание по ширине, абзац 7,5 мм, 1 межстрочный интервал).

Дополнительная информация

После текста статьи приводится информация, расположенная в одну колонку. Дополнительная информация отделяется от последней строчки текста статьи 1-й строкой, 1 межстрочный интервал. Указывается информация о поступлении статьи в редакцию (курсив, выравнивание по правому краю, 1 межстрочный интервал текста) в виде – *Поступила в редакцию 00.00.2008*

(пустая строка, 10пт, 1 межстрочный интервал)

Далее приводится информация о рецензенте.

Без абзаца, строчный шрифт, 10пт Times New Roman, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал. Начинается текст со слова **Рецензент:** (шрифт полужирный) с указанием научной степени, научного звания, должности, Ф.И.О., организации и города расположения организации.

(пустая строка, 10пт, 1 межстрочный интервал)

Далее приводятся 2 информационных блока на русском, украинском или английском языках (исключается основной язык статьи) в следующем порядке:

Блок на первом языке, (пустая строка, 10пт, 1 межстрочный интервал), **Блок на втором языке**

Каждый блок имеет следующий формат:

ЗАГОЛОВОК СТАТЬИ на соответствующем языке

Без абзаца. Прописные, 10пт Times New Roman, жирный, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал.

И.О.Ф. авторов на соответствующем языке

Без абзаца. Прописные, жирный, курсив, 10пт Times New Roman, выравнивание по центру, 1 межстрочный интервал), интервал перед и после строки – 3 пт.

Аннотация на соответствующем языке

Абзац 7,5 мм. Слово «Аннотация» не пишется. Шрифт - 10пт Times New Roman, выравнивание по ширине, один межстрочный интервал.

Ключевые слова на соответствующем языке

Абзац 7,5 мм. Абзац начинается с надписи **Ключові слова:** (**Ключевые слова:** или **Key words:**) (курсив, жирный, 10пт Times New Roman), а далее разделенные запятой - 6 – 10 слов на соответствующем языке (курсив, 10пт Times New Roman, выравнивание по ширине, один межстрочный интервал).

(пустая строка, 10пт, 1 межстрочный интервал)

За информационными блоками располагаются сведения про авторов.

Приводится информация о каждом авторе статьи.

Фамилия, Имя, Отчество (полностью), научная степень, научное звание, должность, организация, город расположения организации, страна, e-mail, номер контактного телефона.