

УДК 621.9

В.Ф. МАКАРОВ¹, А.В. ШОХРИН¹, О.Н. ПОТЯГАЙЛО²¹ГОУ ВПО «Пермский государственный технический университет», Россия²ОАО «Пермский моторный завод», Россия

УПРАВЛЕНИЕ ПРОЦЕССОМ ТОЧЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ГТД НА СТАНКАХ С ЧПУ ПО ФИЗИЧЕСКИМ ПАРАМЕТРАМ ПРОЦЕССА РЕЗАНИЯ

Приведен обзор экспериментальных исследований влияния режимов резания на изменение физических параметров процесса резания, а также исследование влияния износа режущего инструмента на изменение физических параметров процесса резания. Использовался метод математического планирования эксперимента. Отмечено, что по результатам построения математической модели наиболее значимыми являются зависимости параметров вибрации и шума от режимов резания, а также от износа режущего инструмента. Отмечена необходимость управления процессом резания в режиме онлайн по выявленным зависимостям.

Ключевые слова: диагностика и управление процессом резания, вибрация, шум резания, режимы резания, износ режущего инструмента.

Введение

В настоящее время проблема диагностики и, соответственно, управления процессом резания на станках с ЧПУ и обрабатывающих центрах действительно очень актуальна в связи с ускорением темпов развития техники и технологии. С помощью компьютерного стенда диагностики и управления процессом резания возможно сокращение в 50 и более раз трудоемкости и материалоемкости стойкостных испытаний с помощью моделирования многообразия факторов. Также, естественно, актуальным является предупреждение случайных поломок режущего инструмента и повреждения дорогостоящего оборудования.

В ПГТУ проводятся исследования на универсальном токарно-винторезном станке мод. 1Е61М при продольном точении образцов с помощью компьютерного стенда диагностики физических параметров процесса резания. Методика измерения физических характеристик (сила резания, температура резания, вибрация, шум, мощность привода, действительные обороты шпинделя) предусматривает исследование при различных режимах резания, при различной геометрии токарного резца, при различных марках материала режущей части резца, при различных обрабатываемых материалах, различных видах СОТС, при различном износе резца.

На данный момент в ПГТУ совместно с предприятием NATIONAL INSTRUMENT разрабатывается стенд для управления процессом резания в режиме онлайн. Стенд состоит из векторного датчика вибрации, датчика шума резания, а также программируемого контроллера автоматизации CompactRIO, пред-

назначенного для измерения физических параметров, сравнения уровня полученных параметров с заранее заданными критериями, анализа полученных данных, принятия решения по управлению процессом резания с целью снижения текущего уровня до или ниже заданного параметра. Объектом исследования является токарно-винторезный станок 16K20 с системой ЧПУ – Sinumerik 802.

1. Экспериментальная часть

На первом этапе проведены исследования влияния режимов резания на изменения физических параметров процесса резания.

Методика измерения характеристик (сила резания, температура, виброскорость, шум, мощность привода) основана на применении метода математического планирования эксперимента [2]. Была поставлена задача описания зависимости физических параметров процесса резания от скорости резания V , м/мин (x_1), подачи S , мм/об (x_2) и глубины резания t , мм (x_3). y_1 , y_2 , y_3 – исследуемые параметры при различных режимах резания. Исследуемыми параметрами являются: сила резания, температура резания, виброскорость, шум, мощность привода.

В качестве математической модели была принята неполная кубическая функция. Для получения оценок коэффициентов этого уравнения использован эксперимент типа 2^3 .

Были выбраны основные уровни факторов, близкие к применяемым в практике, а интервалы варьирования – исходя из реальных пределов колебаний значений факторов (табл. 1).

Таблица 1
Кодовые обозначения переменных

Уровни варьирования	Независимые переменные, влияющие на у		
	V, м/мин	S, мм/об	t, мм
Верхний +1	128	0,3	1,5
Нижний -1	16	0,05	0,5
Нулевой 0	72	0,175	1
Интервал варьирования	56	0,125	0,5

Условия испытаний:

- обрабатываемый материал – сталь 45,
- инструмент – проходной резец, оснащенный пластиной из твердого сплава T15K6,
- геометрические параметры инструмента выбраны согласно нормативам следующим образом:

$$\gamma = 10^\circ; \alpha = 8^\circ; \alpha_1 = 8^\circ; \varphi = 45^\circ;$$

$$\varphi_1 = 45^\circ; \lambda = 0^\circ; r_b = 0,5 \text{ мм};$$

Преобразование независимых переменных X_i к безразмерным переменным x_i проводится с помощью уравнения преобразования.

В каждой точке факторного пространства опыт повторялся по три раза.

После проведения всех необходимых расчетов коэффициентов в уравнении, а также потенцирования, получена математическая модель влияния режимов резания на виброскорость (1).

$$V = \frac{V^{0,08} \cdot S^{0,04+0,03 \ln t} \cdot t^{0,14}}{e^{0,65}} \text{ мм / сек.} \quad (1)$$

Затем была проведена проверка адекватности модели по критерию Фишера.

Аналогичным образом были построены и проверены остальные математические модели физических параметров процесса резания.

Затем по полученным математическим моделям были построены графики этих зависимостей.

При анализе всех полученных зависимостей выяснилось, что наиболее значимыми являются зависимости параметров шума и вибрации резания от режимов резания. Изменение составляющих сил резания, температура и мощности резания от режимов резания оказались менее значимыми, и в дальнейшей работе не анализировались.

Для комплексной оценки влияния режимов резания - скорости, подачи и глубины резания на шум и вибрацию резания полученные зависимости представлены в виде поверхностей отклика (рис. 1, 2). На данных графиках можно определить значения шума и вибрации при любом сочетании параметров режимов резания - скорости, подачи и глубины резания.

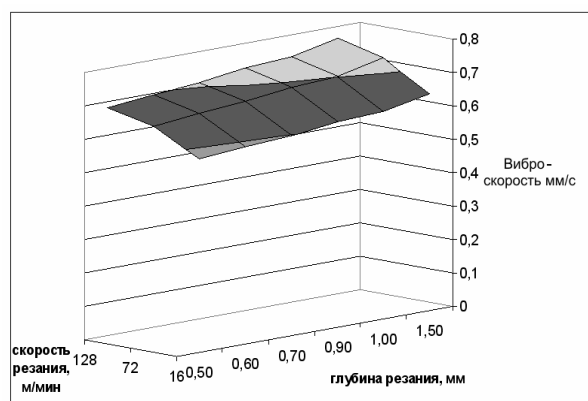


Рис. 1. Поверхность отклика – зависимость виброскорости от скорости резания и от глубины резания при постоянной подаче $S = 0,3$ мм/об.

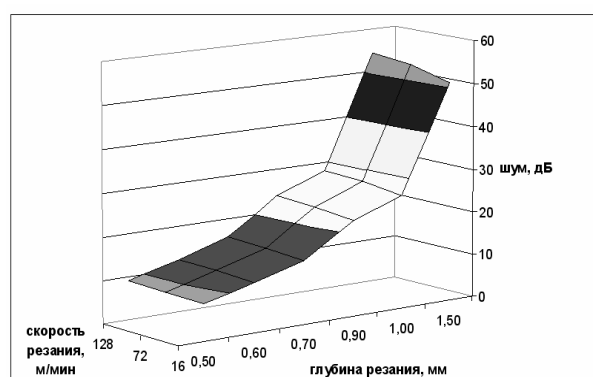


Рис. 2. Поверхность отклика – зависимость шума резания от скорости резания и от глубины резания при постоянной подаче $S = 0,3$ мм/об.

Анализируя полученные зависимости виброскорости и шума резания от режимов резания можно сделать вывод, что на изменение шума и вибрации резания оказывает существенное влияние увеличение глубины резания. Увеличение подачи и скорости резания оказывают меньшее влияние.

На втором этапе проведены исследования влияния износа инструмента на изменение физических параметров процесса резания.

Величина износа по задней грани принималась $h_3 = 0,1; 0,3; 0,5$ мм.

Скорость резания в изменялась пределах от 16 до 128 м/мин, подача изменялась от 0,05 до 0,3 мм/об, а глубина резания от 0,5 до 1,5 мм.

По результатам анализа однофакторных исследований построены графики зависимостей всех изучаемых физических параметров процесса резания от износа режущего инструмента при различных режимах резания. Здесь также выявлено, что наиболее значимыми являются зависимости параметров шума и вибрации от износа резца. Далее приведены наиболее показательные графики зависимостей (рис. 3, 4).

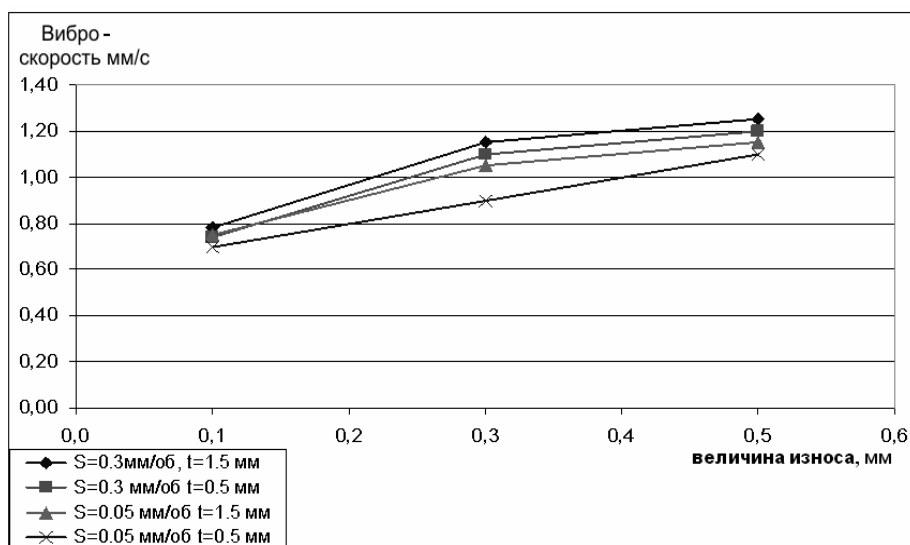


Рис. 3. График зависимости виброскорости от износа режущего инструмента ($V = 128 \text{ м/мин}$)

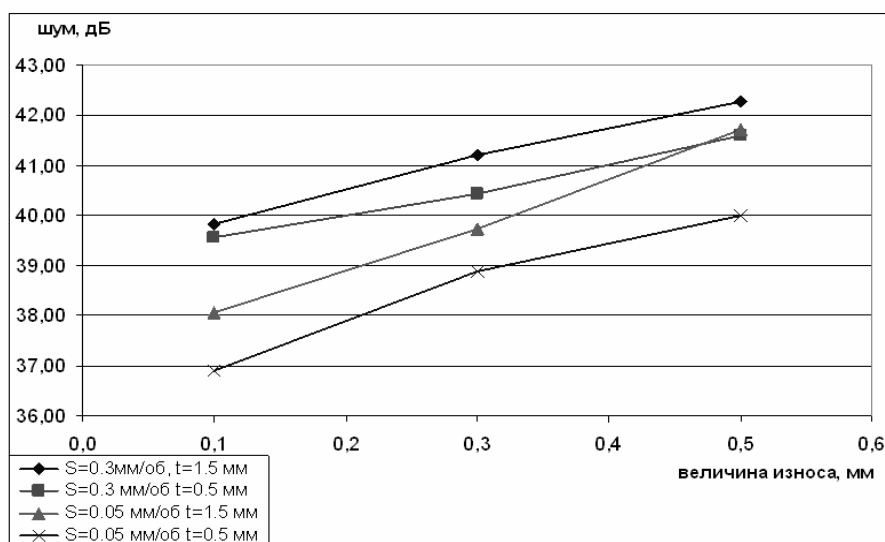


Рис. 4. График зависимости шума от износа режущего инструмента ($V = 128 \text{ м/мин}$)

Установлено (рис. 3), что при резании со скоростью 128 м/мин с увеличением износа с 0,1 до 0,5 мм при подаче 0,05 мм/об и глубине резания 0,5 мм, виброскорость увеличивается от 0,7 до 1,1 мм/с на 57%. С увеличением подачи до 0,3 мм/об и глубины резания до 1,5 мм увеличивается виброскорость от 0,79 до 1,28 мм/с, то есть на 60%.

Установлено (рис. 4), что при увеличении износа с 0,1 до 0,5 мм и при малом сечении среза, подаче 0,05 мм/об и глубине резания 0,5 мм, шум резания увеличивается от 36,9 до 40 дБ, то есть на 8%. При увеличении сечения среза, глубине резания 1,5 мм и подаче 0,3 мм/об шум увеличивается от 39,9 до 42,3 дБ, то есть на 8%. Независимо от сечения среза для скорости резания 128 м/мин шум резания увеличивается на 8%.

Таким образом, увеличение износа резца оказывает существенное влияние на увеличение вибрации и в меньшей степени на увеличение шума резания.

2. Анализ полученных результатов

1. Увеличение скорости резания в диапазоне от 16 до 128 м/мин вызывает увеличение параметров вибрации при подаче 0,05 и глубине резания 0,7 мм на 11%, шум резания при подаче 0,05 и глубине резания 0,5 мм возрастает соответственно на 15%.

2. Увеличение подачи от 0,05 до 0,3 мм/об, вызывает увеличение шума с 7 до 10%, вибрации с 15 до 20%.

3. Увеличение глубины резания от 0,5 до 1,5 мм вызывает увеличение шума в 4,8 раза и вибрации от 10 до 12%.

4. Увеличение износа резца с 0,1 до 0,5 мм вызывает увеличение шума от 4 до 8%, и вибрации от 34 до 58%.

Заключение

Таким образом, наиболее значительными физическими параметрами процесса резания являются параметры вибрации и шума резания. Эти параметры могут служить основным объективными показателями состояния процесса резания на металлорежущих станках с ЧПУ. Это позволяет использовать разработанный диагностический центр для работы системы адаптивного управления режимами резания по мере износа инструмента, ускоренным методом назначать оптимальные режимы резания, эффективно выбирать наиболее рациональную марку инструментального материала, вид и метод применяемого износостойкого покрытия инструмента.

Литература

1. Повышение надежности технологических процессов методами эмиссионной диагностики / А.А. Барзов, В.П. Логинов, В.А. Горелов, А.Л. Галиновский, В.Д. Шашурин. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 30 с.

2. Большев Л.Н. Таблицы математической статистики / Л.Н. Большев, Н.В. Смирнов. – М.: Наука, 1965. – 474 с.

3. Горелов В.А. Разработка методов и средств эффективного выбора режимов резания труднообрабатываемых материалов на основе термосиловых характеристик процессов. Диссертация / В.А. Горелов. – М.: ИЦ МГТУ «Станкин», 2007. – 385 с.

4. Многофункциональная система диагностики процессов резания и инструмента / В.А. Горелов, В.А. Семенов, М.Г. Шеметов, А.В. Геранюшкин // Вестник машиностроения. – 2005. – № 9. – С. 22-24.

5. Козочкин М.П. Виброакустическая диагностика технологических процессов / М.П. Козочкин. – М.: ИКФ «Каталог», 2005. – 196 с.

6. Косилова А.Г. Справочник технолога машиностроителя / А.Г. Косилова, Р.К. Мещеряков. – М.: Машиностроение, 1986. – 496 с.

7. Кочеровский Е.В. Диагностики состояния режущего инструмента по силовым характеристикам процесса резания / Е.В. Кочеровский, Г.М. Лихицер. – М., 1988. – 40 с.

Поступила в редакцию 31.05.2010

Рецензент: доктор технических наук, профессор, зав. кафедрой «Металлорежущие станки и инструменты» Иванов В.А., Пермский государственный технический университет, Пермь, Россия.

УПРАВЛІННЯ ПРОЦЕСОМ ТОЧІННЯ ДЕТАЛЕЙ ГТД НА ВЕРСТАТАХ З ЧПК ПО ФІЗИЧНИХ ПАРАМЕТРАХ ПРОЦЕСУ РІЗАННЯ

В.Ф. Макаров, А.В. Шохрін, О.М. Потягайло

Приведений огляд експериментальних досліджень впливу режимів різання на зміну фізичних параметрів процесу різання, а також дослідження впливу зносу ріжучого інструменту на зміну фізичних параметрів процесу різання. Використовувався метод математичного планування експерименту. Відмічено, що за наслідками побудови математичної моделі найбільш значущими є залежності параметрів вібрації і шуму від режимів різання, а також від зносу ріжучого інструменту. Відмічена необхідність управління процесом різання в режимі онлайн по виявлених залежностях.

Ключові слова: діагностика і управління процесом різання, вібрація, шум різання, режими різання, знос ріжучого інструменту.

OFFICE OF THE TURNING PROCESS PARTS GTE ON CNC MACHINES BY PHYSICAL PARAMETERS OF PROCESS CUTTING.

V.F. Makarov, A.V. Shohrin, O.N. Potyagailo

The review of experimental researches of influence of modes of cutting on change of physical parameters of process of cutting, and also research of influence of deterioration of the cutting tool on change of physical parameters of process of cutting is resulted. Were used the method of mathematical planning of experiment. It is marked, that by results of construction of mathematical model by the most significant dependences of parameters of vibration and noise on modes of cutting, and also from deterioration of the cutting tool are. Necessity of management by process of cutting in a mode online on the revealed dependences is marked.

Key words: diagnostics and management of process of cutting, vibration, noise of cutting, modes of cutting, deterioration of the cutting tool.

Макаров Владимир Федорович – д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой «Технология машиностроения» Пермского государственного технического университета, Пермь, Россия, e-mail: tms3@pstu.ru.

Шохрин Антон Владимирович – ассистент кафедры «Технология машиностроения» Пермского государственного технического университета, Пермь, Россия, e-mail: ashv@list.ru.

Потягайло Оксана Николаевна – инженер-технолог ОАО «Пермский моторный завод», аспирант кафедры «Технология машиностроения» ПГТУ, Пермь, Россия, e-mail: oksankanikol@list.ru.

УДК 621.452.3

В.А. ПАНАСЕНКО¹, А.Я. КАЧАН², В.Ф. МОЗГОВОЙ¹¹ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина²Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина

ОПЫТ ОБРАБОТКИ ВЫСОКОТОЧНЫХ ОТВЕРСТИЙ НА СТАНКАХ С ЧПУ

Представлены результаты экспериментальных исследований технологии обработки высокоточных отверстий в авиационных дисках на современных обрабатывающих станках с ЧПУ фрезерной группы. Предлагаемая инструментальная оснастка одностороннего резания с механическим креплением твердосплавных пластин обеспечивает высокую производительность и стойкость режущего инструмента. Проведенные исследования показали значительное повышение эффективности обработки при использовании прецизионных расточных оправок с механическим креплением твердосплавных пластин. Рекомендуемые режимы обработки обеспечили устойчивый процесс резания, необходимые шероховатость и качество обработанных отверстий.

Ключевые слова: авиационный двигатель, диск, расточная оправка, станок с ЧПУ, корпус оправки, твердосплавная пластина, инструментальный блок, шероховатость

Введение

Современные конструкции авиационных двигателей и совершенствование их характеристик обуславливают поиск новых методов обработки и решения актуальных технологических задач. К наиболее нагруженным и трудоёмким в изготовлении деталям ГТД относят диски, подвергаемые в процессе эксплуатации действию центробежных сил и вибрационных нагрузок. Диски изготавливают из жаропрочных и титановых сплавов. Разрушение дисков компрессора происходит из-за появления коррозии и трещин усталости на поверхности полотна в зонах действия максимальных напряжений, возникающих от центробежных сил и вибрационных нагрузок [1]. Появление трещины усталости может совпадать с риском от механической обработки, расположенной на радиусной поверхности сопряжения поверхности диафрагмы и образующей отверстия. Наиболее интенсивное накопление деформаций происходит в зонах концентрации напряжений – отверстиях, пазах, выступах замкового соединения. Часть из них может явиться очагом зарождения трещин усталости, приводящим к разрушению диска [1].

В ободной части дисков и в области ступицы расположены крепёжные отверстия, являющиеся зоной концентрации напряжений. Технология получения отверстий оказывает решающее влияние на сопротивление усталости, а также на длительную прочность дисков. Обеспечение высокой надёжности и долговечности является важнейшим требованием, предъявляемым к дискам газотурбинных двигателей [2].

Цель работы: определение влияния режимов резания и условий обработки на качество получения основных отверстий в дисках авиационных двигателей методом растачивания современным режущим инструментом. Основными критериями выбора являются заданные параметры точности, надёжности и производительности технологического процесса.

Результаты экспериментальных исследований

Диски компрессора выполнены из жаропрочных и титановых сплавов. Это оказывает существенное влияние на методы получения основных отверстий. Наличие крепёжных отверстий в ободной части дисков обусловлено конструкцией компрессора и является характерной особенностью этого класса деталей (рис. 1).

Шероховатость обработанных поверхностей определяется кинематикой процесса резания, пластической и упругой деформациями обрабатываемого материала, а также вибрациями режущего инструмента.

Основным критерием несущей способности дисков компрессора является сопротивление усталостному разрушению межпазовых выступов, отверстий и галтелей, как основному виду повреждаемости дисков, которое существенно зависит от состояния поверхностного слоя [3] (рис. 2).

Для финишной обработки полотна дисков применяют обработку в псевдожизненном слое абразива (ПСА). Для уменьшения и выравнивания напряжённо-деформированного состояния и повышения стабильности механических свойств детали после механической обработки рекомендован отжиг в вакууме.

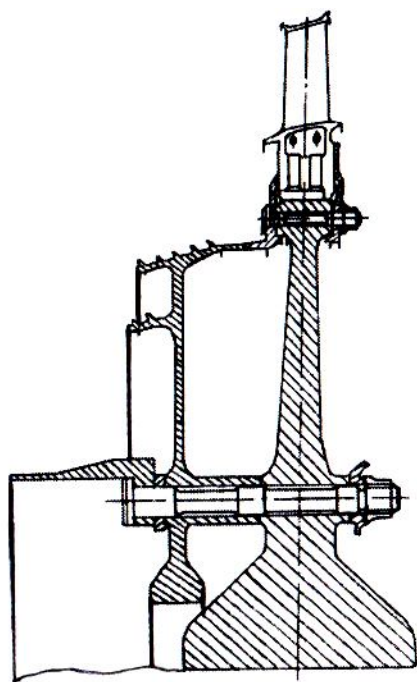


Рис. 1. Соединение лабиринтного и основного диска ГТД



Рис. 2. Межфазовые выступы диска

Применение последующей УЗУ значительно улучшает свойства поверхностного слоя и повышает характеристики выносливости детали [2].

Применение алмазного выравнивания предусматривает получение более благоприятных и стабильных свойств поверхностного слоя за счёт пластической деформации и получения сжимающих напряжений в поверхностном слое детали, позволяющих повысить надёжность и ресурс дисков компрессора [2].

Разработанные и внедрённые методы упрочнения дисков характерны для видимых поверхностей. В то же время, технология получения высокоточных отверстий малого диаметра с заданными параметрами является сложной технологической задачей.

Сложность обусловлена конструкторскими требованиями к точности расположения и необходимой шероховатости внутренней поверхности от-

верстий (рис. 3) – при допуске $0,02 \pm 0,03$ мм шероховатость отверстия $Ra=1,6$ мкм.



Рис. 3. Отверстия на ободной части дисков

Качество обработанных отверстий существенным образом влияет на эксплуатационные свойства детали. Устанавливаемые стяжные болты в дисках имеют точное сопряжение в отверстиях, что обуславливает необходимость точной обработки и достижения низкой шероховатости (рис. 4).

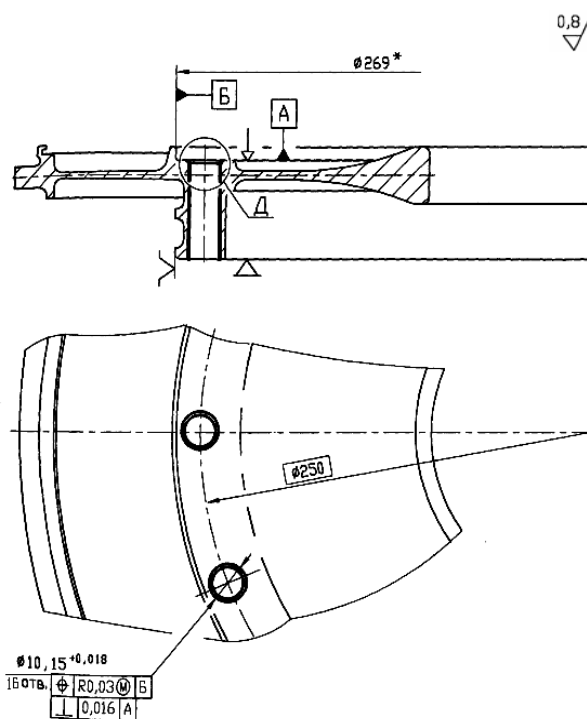


Рис. 4. Эскиз обрабатываемой детали

Наибольшую технологическую сложность представляет обработка отверстий диаметром до 10 мм. По ранее существовавшей технологии обработка отверстий в дисках выполнялась на радиально-сверлильных станках с применением кондуктора по следующей технологии:

1. Центровка.
2. Сверло.
3. Зенкер.
4. Развёртка.

Результат обработки не мог удовлетворить требований чертежа ни по точности расположения, ни по шероховатости отверстий, т.к. оценка годности деталей осуществлялась по аттестованному кондуктору. При этом трудоёмкость обработки отверстий была очень большой.

Для снижения трудоёмкости операцию обработки отверстий выполнили на современном станке с ЧПУ с применением современной расточной оснастки.

Для отработки применения современной оснастки была использована деталь-представитель из стали 14Х12ГСНА-Ш с 14-ю равномерно расположенными отверстиями (рис. 5).

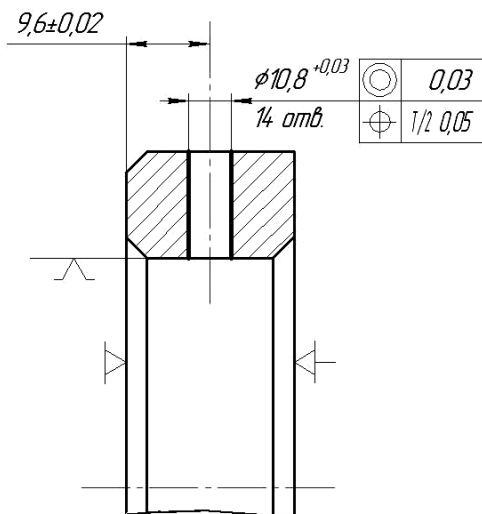


Рис. 5. Эскиз детали-представителя

Задача заключалась в получении требуемой шероховатости и точности отверстий. Обработка проводилась на высокоскоростном обрабатывающем центре K2X8-five фирмы HURON с системой ЧПУ Sinumerik-840D (рис. 6).



Рис. 6. Высокоскоростной обрабатывающий центр K2X8-five

Для достоверности исследования было обработано несколько деталей. Заготовка (рис. 7) устанавливалась в приспособление и в соответствии с управляющей программой последовательно выполнялась обработка по следующей технологии:

- 1 переход – фреза диаметром 8 мм, $n = 750 \text{ об/мин}$, $F = 18 \text{ мм/мин}$;
- 2 переход – центровка, $n = 400 \text{ об/мин}$, $F = 30 \text{ мм/мин}$;
- 3 переход – сверло диаметром 10,5 мм, $n = 500 \text{ об/мин}$, $F = 10 \text{ мм/мин}$;
- 4 переход – зенкер диаметром 10,7 мм, $n = 500 \text{ об/мин}$, $F = 25 \text{ мм/мин}$;
- 5 переход – расточная головка диаметром 10,85 мм, $n = 2500 \text{ об/мин}$, $F = 55 \text{ мм/мин}$.



Рис. 7. Заготовка и обработанная деталь

Для чистовой расточки отверстий на станке (рис. 8) была применена современная расточная головка диаметром 10,85 мм одностороннего резания фирмы URMA beta-modul B05-40-20-067 с базовым модулем BH10-63A-40-065 и механическим креплением твердосплавной пластины. Машинное время обработки 14-ти отверстий составило 34 минуты, что было приемлемо для данного вида обработки.

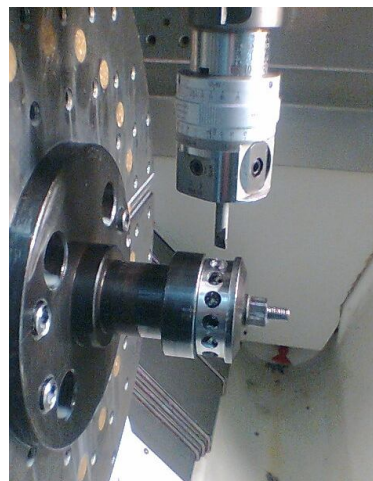


Рис. 8. Расточка отверстий расточной головкой фирмы URMA

Резец W06-16-10 с ромбической твердосплавной пластиной (рис. 9) предварительно настраивался на растачиваемый диаметр на электронном микроскопе (рис. 10) TOOL MASTER 2000. Диапазон

растачиваемых отверстий для данной головки составляет от 10 до 15 мм.



Рис. 9. Расточная головка фирмы URMA B05-40-20-067



Рис. 10. Настройка расточной головки на электронном микроскопе TOOL MASTER 2000

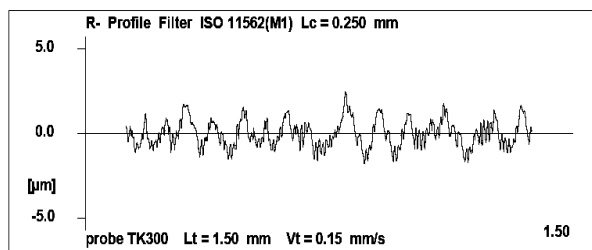
Односторонняя расточная пластина характеризовалась большим задним углом $\alpha=7^\circ$ для исключения затирания по задней поверхности пластины внутренней поверхностью отверстия.

Обработанная деталь была измерена по контролируемым параметрам. Отклонение по центральному углу расположения отверстий составило $0,012^\circ$, диаметр расточки соответствовал чертежу детали и находился в поле допуска.

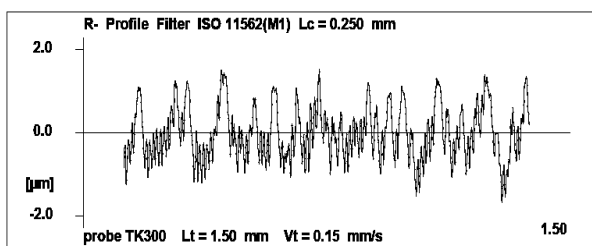
Результаты измерений высоты микронеровностей (рис. 11) нескольких отверстий находились в диапазоне $Ra=0,519 \div 0,647 \mu\text{м}$, при требуемом $Ra=1,6 \mu\text{м}$, что соответствовало требованиям чертежа.

С целью совершенствования технологического процесса приобретённый опыт был применён в одном из цехов для растачивания отверстий малого диаметра в дисках компрессоров ГТД. Диски были выполнены из жаропрочных и титановых сплавов. На диске из сплава ХН75МВТЮБР была опробована новая технология обработки отверстий диаметром $10,85 \pm 0,018 \text{ мм}$.

Ra	0.647 $\mu\text{м}$
Rz	3.467 $\mu\text{м}$
Rmax	4.271 $\mu\text{м}$



Ra	0.519 $\mu\text{м}$
Rz	2.733 $\mu\text{м}$
Rmax	3.087 $\mu\text{м}$



Ra	0.569 $\mu\text{м}$
Rz	2.939 $\mu\text{м}$
Rmax	3.233 $\mu\text{м}$

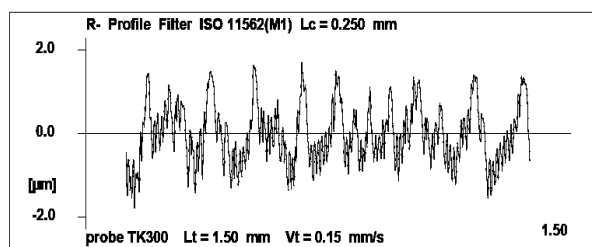


Рис. 11. Профилограмма измерения микронеровностей внутренней поверхности отверстий после расточки

Обработку отверстий проводили на высокоскоростном фрезерном станке PICOMAX-95 (рис. 12). Была применена расточная головка фирмы SANDVIK 392.41.037B-6312-090A (рис. 13) с механическим креплением твердосплавной пластины.



Рис. 12. Обработка отверстий расточной головкой

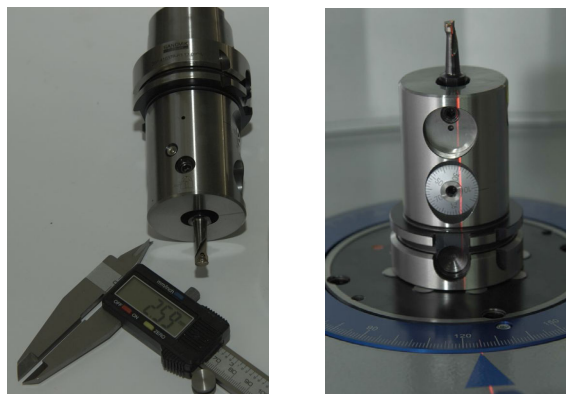


Рис. 13. Расточная головка фирмы SANDVIK 392.41.037B-6312-090A

Условия обработки диска из жаропрочного сплава были более сложные, чем для тестовой детали. С учётом этого были скорректированы режимы обработки.

Учитывая жёсткий допуск на диаметр, было использовано две расточные головки – черновую и чистовую. Припуск под чистовое растачивание составил 0,1 мм.

Для обработки отверстий диаметром 10,35 мм была применена следующая технология:

1. Центровка.
2. Сверло.
3. Калибрующая (выравнивающая) фреза.
4. Черновая расточная головка
Диаметром 10 мм,
 $n=1200$ об/мин,
 $F=20$ мм/мин.
5. Чистовая расточная головка диаметром 10,35 мм, $n=1200$ об/мин, $F=20$ мм/мин.

При использовании расточных головок было учтено, что головка имеет конструктивное ограничение по глубине расточки, равное 24мм (размер l_3) (рис. 14).

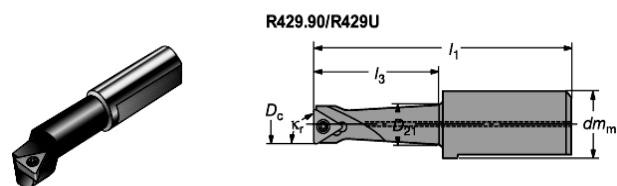


Рис. 14. Державка резца R429.90-08-24-06AB

Для растачивания точных отверстий глубиной до 22-23мм с успехом применялись расточные головки. Применяемые твердосплавные пластины имели форму TCMТ, большой задний угол (7°), и характеризовались большим главным углом в плане. Материал пластины - сплав GC2025 (рис. 15).

Для отверстий, глубина которых превышала 23мм, использовались цельнотвердосплавные раз-

вёртки и зенкеры изготовленные из твердосплавных столбиков H10F (SANDVIK). В этом случае применялась классическая схема обработки отверстий:

1. Центровка.
2. Сверло.
3. Зенкер цельнотвердосплавный.
4. Развёртка цельнотвердосплавная.

Качество и получаемый размер отверстия соответствовали требованиям чертежа.

Треугольная пластина

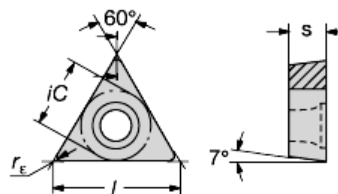


Рис. 15. Твердосплавная пластина типа TCMТ

В результате проведенных опытно-экспериментальных работ технология обработки высокоточных отверстий с помощью расточных головок инструментальных фирм была внедрена в производство.

Заключение

Проведенные исследования с применением расточных головок свидетельствуют о высокой надёжности и технологичности выбранной стратегии обработки. Расточные головки показали перспективность использования при обработке высокоточных отверстий в дисках ГТД из жаропрочных и титановых сплавов.

Применение данных разработок в производстве позволило существенно снизить трудоёмкость высокоточной обработки отверстий.

Литература

1. Богуслаев В.А. Прочность деталей ГТД / В.А. Богуслаев, В.Б. Жуков, В.К. Яценко. – Запорожье: ОАО “Мотор Сич”, 2003. – 528 с.
2. Брагина Т.К. Повреждаемость материала дисков турбин в зонах концентрации напряжений после длительной эксплуатационной наработки ГТД / Т.К. Брагина, Л.М. Ларичева // Проблемы прочности. – 1980. – № 11. – С. 67-71.
3. Мавинатов Р.Р. Концентрации напряжений в элементах авиационных конструкций. – М.: Наука, 1981. – 141 с.
4. Каталог инструментальной оснастки фирмы URMA. – 1995.
5. Каталог инструментальной оснастки фирмы SANDVIK. – 2008.

Поступила в редакцию 14.04.2010

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. А.И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"; Харьков; канд. техн. наук, ст. научн. сотр. В.М. Мигунов, ОАО "Мотор Сич", Запорожье.

ДОСВІД РОЗТАЧУВАННЯ ВИСОКОТОЧНИХ ОТВОРІВ В ДИСКАХ ГТД НА ВЕРСТАТАХ З ЧПК

В.О. Панасенко, О.Я. Качан, В.Ф. Мозговой

Надан досвід застосування розточних приладів інструментальних фірм для розтачування високоточних отворів малого діаметра в дисках ГТД, які виготовлені з жаротримких та титанових сплавів на оброблюючих центрах з ЧПК. Застосування розточних головок з механічним кріпленням твердосплавних пластин надало можливість скоротити витрати на розточування отворів та підняти якість оброблених поверхонь. Технологія та режими обробки дозволили забезпечити оптимальну стійкість ріжучого інструмента та скоротити трудозатрати. Висока якість оброблених отворів дозволила підвищити довгострокову міцність дисків ГТД.

Ключові слова: авіаційний двигун, диск, розточна оправка, станок з ЧПК, корпус оправки, твердосплавна пластина, інструментальний блок, шорсткість.

EXPERTISE BORING OF HIGH-PRECISION OPENINGS IN DISKS OF A TURBINE ENGINE ON MACHINE TOOLS FROM THE NUMERICAL CONTROL

V.A. Panasenko, A.Y. Kashan, V.F. Mozgovoj

The case record of reaming of a casing hardware of tool corporations for recessing high-precision openings of small diameter in disks (discs) of a turbine engine of the executed from heat resisting and titanium alloys on processing (treating) centers from the numerical control is introduced. The applying of reaming tools with mechanical attachment (fixing) of hard-alloy laminas has allowed to reduce the labor intensity of recessing of high-precision openings and to improve the quality of treated surfaces. Know-how and the conditions of treating have allowed to provide optimal stability of a cutting tool and to reduce the labor intensity. The high quality of treated openings has allowed to increase long-time hardness of disks (discs) of a turbine engine.

Key words: an aero-engine, disk, boring a tube expander, machine tool from the numerical control, body of a tube expander, hard-alloy lamina, block tool, unevenness.

Панасенко Валерій Александрович – начальник бюро УГТ ОАО "Мотор Сич", Запорожье, Украина, e-mail: ugt@motorsich.com.

Качан Алексей Яковлевич – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой ЗНТУ, Запорожье, Украина, e-mail: ugt@motorsich.com.

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

УДК 629.735.33.048

В.Т. ДЕДЕШ, Р.Х. ТЕНИШЕВ, С.Н. КИОСЕ, М.А. ЛАВРОВ

Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова, Жуковский, Россия

МОДЕЛЬ ПРОГНОЗА ОБРАЗОВАНИЯ УСТОЙЧИВЫХ КОНДЕНСАЦИОННЫХ СЛЕДОВ В КРЕЙСЕРСКИХ ПОЛЕТАХ САМОЛЕТОВ С ГТД И ЕЕ ИДЕНТИФИКАЦИЯ С ЭКСПЕРИМЕНТОМ

Разработаны количественная модель и комплексная методика для количественной оценки и прогноза условий образования и характеристик кондсследов при полетах гражданских самолетов с различными типами ТРДД с использованием специально оборудованной летающей лабораторией Ту-154 генератора/зондировщика, позволяющей измерять характеристики облаков и конденсационных следов. Методика использует равномерное и двухмерное смешение выхлопной струи двигателя и атмосферы. Данные, полученные в ходе летных экспериментов, подтверждают надежность методики.

Ключевые слова: глобальное потепление, авиация, кондсследы, перистые облака, модель прогноза, летный эксперимент.

Введение

Влияние авиации на окружающую среду не ограничивается лишь парниковыми газами. Образование кондсследов, согласно проведенным исследованиям, может быть так же важно, как и CO_2 . Но в предшествующих работах по кондсследам было несколько особенностей, затрудняющих их применение. Во-первых, характеристики выхлопной струи двигателя оценивались приближенно, с использованием суммарного теплового эквивалента и для кон-

кретных двигателей и самолетов их характеристики были приближенными. Во-вторых, особенности двухконтурных двигателей без камеры смешения и турбовинтовых двигателей вообще не были учтены. В-третьих, условия формирования кондсследов рассматривались лишь качественно, что не давало возможности оценить конкретное влияние отклонения характеристик двигателей и атмосферы на характеристики кондсследов и условия образования на различных трассах полета (рис. 1).

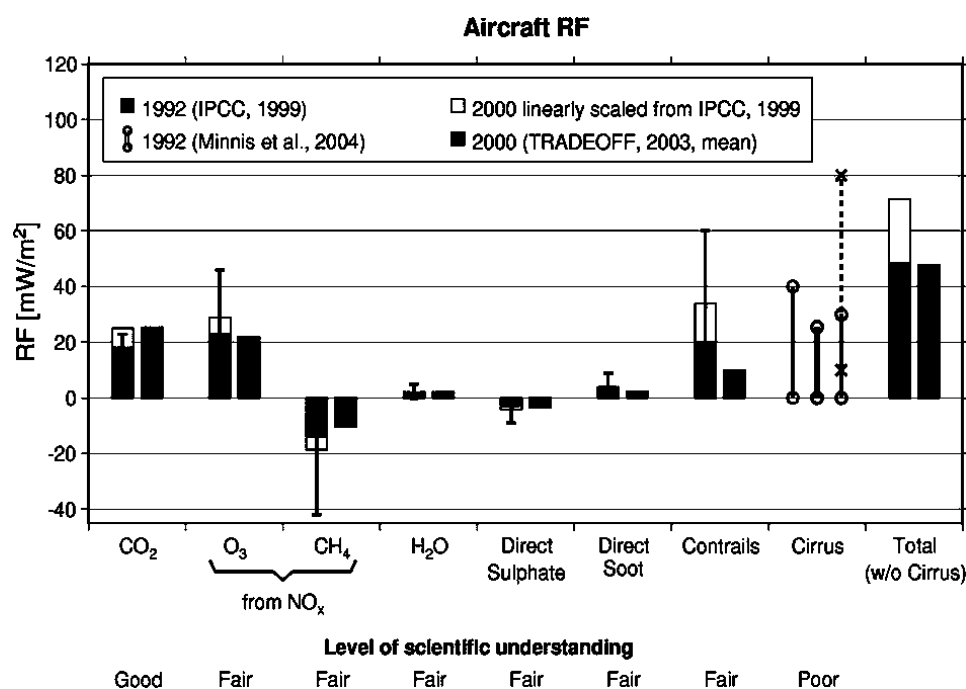


Рис. 1. Изменение теплообмена из-за авиации

1. Модель

В ЛИИ разработана и апробирована на летающей лаборатории Ту-154 качественно новая (по сравнению с применяющимися в международной практике) методика исследований образования конденсационных следов в ближнем поле.

Сущность методики:

1. Теория образования конденсационных следов – общепринятая.
2. Смещение струи газа и атмосферы – при двухмерном смещении обоснована возможность использования «прямой смещения», аналогичной равномерному смещению (рис. 2).

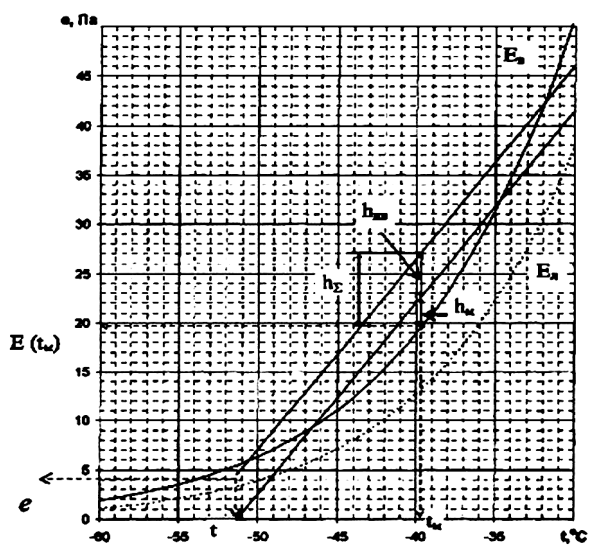


Рис. 2. Показатель количественного пересыщения влажности

3. Расчет – прямой учет характеристик струи газа конкретного типа ГТД (расчет или замер).
4. Применение количественного критерия образования конденсационных следов, состоящего из двух членов: $h_{\Sigma} = h_m + e_{нв}$.
5. Использование для эксперимента специальной летающей лаборатории Ту-154 зондировщика-генератора с двигателями Д-30КУ.

2. Летающая лаборатория

Для проверки обоснованности критерия и коррекции методики использовалась летающая лаборатория Ту-154, оборудованная специальными измерительными приборами для измерения характеристик облаков и конденсационных следов. Основной упор был сделан на влажность окружающего воздуха, которая измерялась самолетным конденсационным гигрометром (СКГ) и бортовым сорбционным измерителем влажности (БСИВ), показанными на рис. 3.



Рис. 3. Датчики на ЛЛ Ту-154М

Водность атмосферы и кондследов измерялась измерителем водности облаков и конденсационных следов (ИВОКС). Температура измерялась термометром сопротивления (ЭТ-17). Графики результатов расчетов для двигателя Д-30КУ показаны на рис.4.

Для полетного наблюдения за формированием конденсационного следа были установлены перископ (ТС-27АМШ) и видеокамера. Для регистрации границ образования и времени жизни кондследов были использованы кинотеодолитные системы «Опал», «Янтарь» и специальная камера для видео и фотосъемки с земли. Данные летного эксперимента показаны на рис. 5.

По результатам эксперимента и расчета границы образования устойчивых конденсационных следов имели место на высотах $H \sim 11...13$ и $H \sim 7...8$ км.

При отклонениях от МСА $\Delta T_{нв} = \pm 5^0$ и более граничная высота образования КС может изменяться на несколько километров, что подтверждается экспериментом. На высотах 11...13 км при $T_{нв_мса} = -56^0C$, $e_{нв} \leq 2Pa$, изменение $\Delta e_{нв} = \pm 40\%$ при $e_{нв\ ср.} \approx 60\%$ приведет к изменению $\Delta H_{тр} \approx 600...750m$, а на высоте $H \approx 8$ км $\Delta H_{тр}$ может составлять $\sim 2km$ и более. Влияние отклонений $\Delta T_{см}$, $\Delta \alpha_{см}$ на $\Delta H_{тр}$ на $\pm 5\%$ составляло не более 1000 м.

Оценка параметрического влияния отклонений этих же параметров на изменение Δh_{Σ} , что определяет при наличии КС изменение его «мощности», свидетельствует также о более сильном влиянии отклонений $\Delta T_{нв}$, $\Delta e_{нв}$ на эти показатели.

3. Двухмерная модель

Для исследования процессов образования кондследа была разработана методика смещения выхлопной струи современного авиадвигателя с окружающим воздухом. Данная методика основана на решении полной системы газодинамических уравнений с учетом турбулентности.

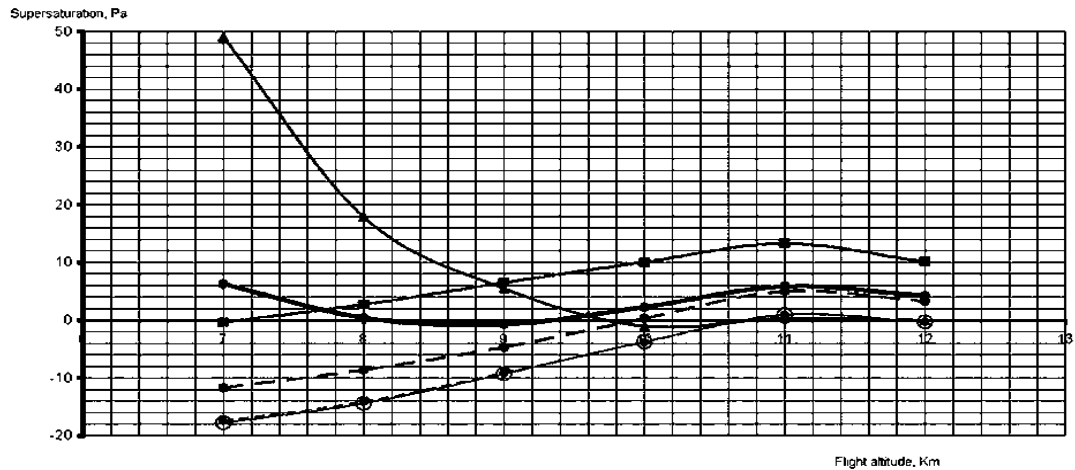


Рис. 4. Результаты расчетов для двигателя Д-30КУ

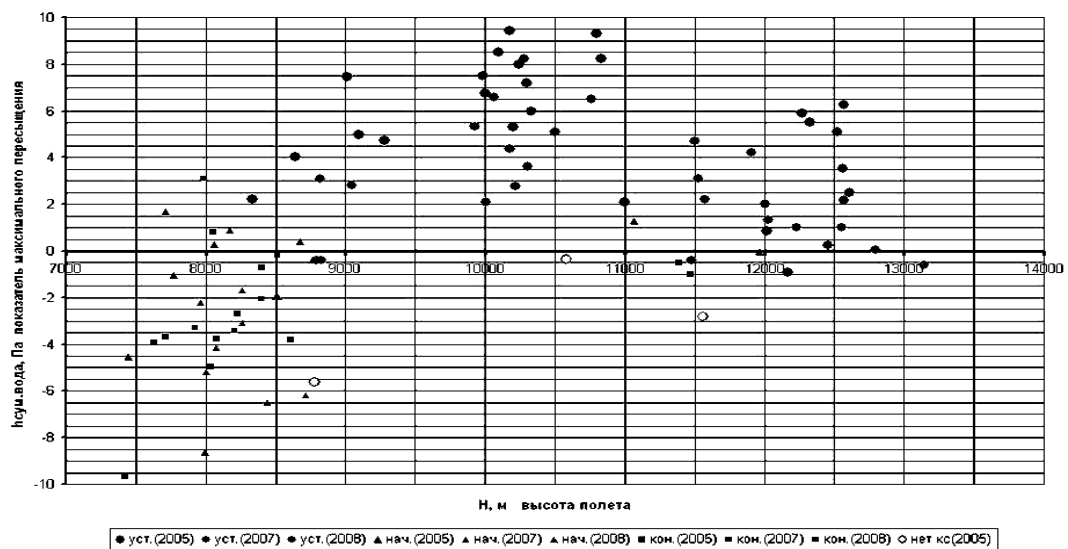


Рис. 5. Данные летного эксперимента на ЛЛ Ту-154 с двигателями Д-30КУ

Выделены основные газодинамические и геометрические параметры, созданы физическая и математическая модели течения, разработана вычислительная модель, отработана технология численного моделирования (пример – на рис. 6).

Основываясь на данных результатах была создана спецификация количественной прогнозной модели для образования и существования кондследов для однородного смешения выхлопной струи двигателя с атмосферой. Был предложен способ вычисления угла наклона линии смешения с учетом как полной, так и статической температур выхлопной струи двигателя. Методы равномерного смешения и вычисления угла наклона линии смешения были применены для нахождения значений показателя пересыщения над водой и льдом, с учетом полной и статической температур выхлопной струи двигателя за камерой смешения.

$$B_0 = \frac{B_0(T_{cm}^*) + B_0(T_{cm})}{2}, \quad (1)$$

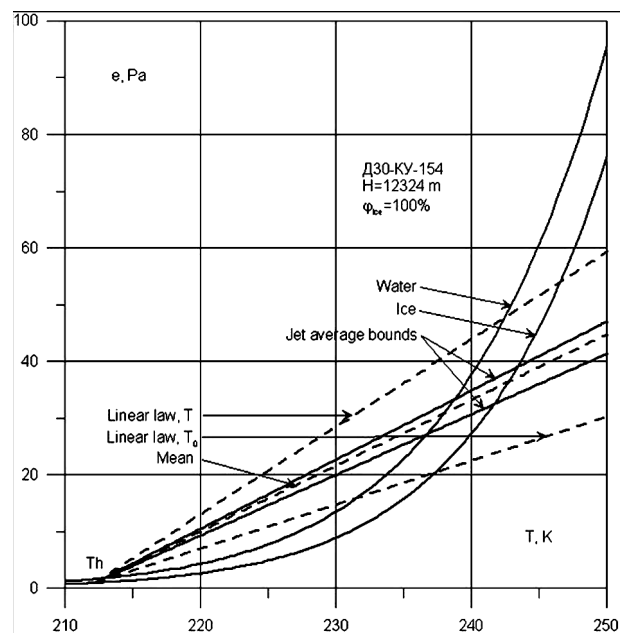


Рис. 6. Линия равномерного смешения, рассчитанная по двухмерной модели

где B_0 – градиент линии смещения; $T_{см}^*$ – полная температура смеси; $T_{см}$ – статическая температура смеси.

Проведенное исследование показало, что численно показатель пересыщения влажности, рассчитанный по усовершенствованной методике, где использовалась средняя температура в камере сгорания ($T_{см,ср}$), более соответствует условиям образования конденсатов, согласно кривым насыщения над водой и над льдом, чем использовавшийся до этого показатель, рассчитанный по предыдущей методике, где использовалась полная температура ($T_{см,абс}$).

Исследования по условиям формирования конденсатов были также проведены для двигателей без камеры смещения. Проведенные, согласно разработанной методике расчеты (рис. 7), показали, что и для двигателей с открытым капотированием также существует усредненная линия смещения.

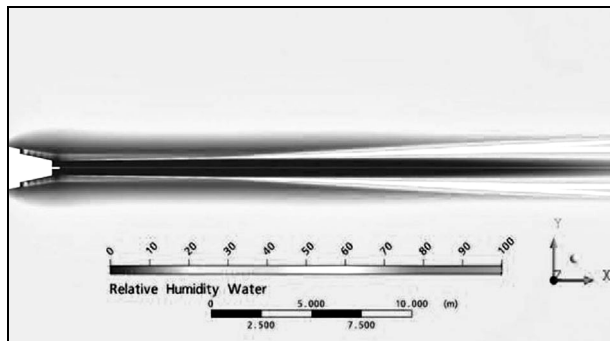


Рис. 7. Двухмерный расчет для двигателя с неполным капотированием

4. Результаты

Проведенные расчеты, эксперимент, их анализ и обобщение позволили при использовании модели прогноза и обычных средств измерений на самолете сформировать (выделить) количественные показатели «экологического паспорта», определяющие для самолета конкретного типа с конкретным типом двигателя:

- условия образования устойчивых КС в ближнем поле – возможные границы образования по высоте полета $H_{гр}$ и их изменение при изменении атмосферных условий ($T_{нв}$, $e_{нв}$), режима двигателя, режима полета;

- эквивалентное влияние на границы образования КС - $\Delta H_{гр}$, изменения атмосферных условий ($\Delta T_{нв}$ и $\Delta e_{нв}$) и характеристик струи двигателя ($\Delta T_{см}$, $\Delta \alpha_{см}$);

- мощность конденсационного следа.

Показано, что для всех типов одноконтурных

ГТД и ТРДД с камерой смещения и без камеры смещения при проведении расчетов с учетом двухмерного смещения м.б. определена осредненная «прямая смещения» струи газа и атмосферы, наличие которой позволяет с применением предложенной методики количественной оценки определять условия образования устойчивых КС и их изменение при изменении атмосферных условий, режима двигателя и условий полета, что требуется для разработки «экологического паспорта» самолета с данным типом двигателя.

Полученные зависимости и расчетные формулы позволяют оценить для конкретного самолета численные значения изменения ΔH на границе образования устойчивых конденсационных следов по высоте полета при изменении температуры и влажности атмосферы $\Delta T_{нв}$ и $\Delta e_{нв}$, температуры выхлопной струи двигателя ΔT_4 и коэффициента избытка воздуха в камере сгорания $\Delta \alpha_{кс}$, которые могут иметь место при изменении режима двигателя или в процессе эксплуатации.

Апробация разработанной модели и методики на примере самолета Ту-154 с двигателями Д-30КУ (с камерой смещения) подтвердила ее правомерность и достоверность.

Выводы

Проведенные расчеты и полученные результаты при применении и развитии могут существенно дополнить работы, ведущиеся в данном направлении другими европейскими организациями, и представляют большой интерес для экологических оценок влияния эмиссий конкретных самолетов с различными двигателями на образование конденсатов в крейсерских полетах и возможного влияния на климат Земли. Данные работы можно использовать для формирования рекомендаций по организации полетов по маршрутам (местным, региональным, глобальным) для уменьшения вредного влияния, с учетом особенностей атмосферы в конкретных регионах, на конкретных трассах и в различные времена года.

Данные методы можно использовать для оценки влияния альтернативных топлив (при наличии характеристик) на образование и существование конденсатов в крейсерских полетах самолетов.

Литература

1. Методология прогноза и идентификация влияния характеристик ГТД на образование конденсационных следов в крейсерском полете / В.Т. Дедеш,

Р.Х. Тенишев, Н.А. Данковцев, А.П. Леут, Э.Г. Павлова, М.А. Григорьев, А.Н. Невзоров, С.Н. Киосе, В.В. Попов, А.И. Ланишин // *Международная конференция «Авиадвигатели XXI века, ЦИАМ, 6-9 декабря 2005»*.

2. *Необходимость разработки методик летных исследований условий образования и существования конденсационных следов самолетов с ГТД в крейсерских полетах* / В.Т. Дедеш, Р.Х. Тенишев, Н.А. Данковцев, А.П. Леут, Э.Г. Павлова, С.Н. Киосе, В.В. Попов, А.И. Ланишин, М.А. Григорьев, А.Н. Невзоров // *Девятый международный салон «Двигатели-2006»*. – Москва, АССАД, 2006.

3. *Опыт ЛИИ в проведении летных исследований влияния авиадвигателей на загрязнение атмосферы* / В.Т. Дедеш, Р.Х. Тенишев, Н.А. Данковцев, А.П. Леут, Э.Г. Павлова, С.Н. Киосе, В.В. Попов, А.И. Ланишин, М.А. Григорьев, А.Н. Невзоров // *Международный семинар по авионавигации «Европа-Россия»*. – Брюссель, Бельгия, 2006.

4. Fischter K. *Influence of cruise flight altitude on condensation trails and corresponding radiational* / K. Fischter, S. Markwart, R. Sausen // *Meteorologische Zeitschrift*. – 2005. – Vol. 14, No. 4. – P. 563-572.

5. Manstein G. *Cirrus clouds over Europe, formed by aircraft condensation trails* / G. Manstein, U. Schumann // *Meteorologische Zeitschrift*. – 2005. – Vol. 14, No. 15. – P. 549-554.

6. Mathes S. *Impact of aviation on the environment in global scale* / S. Mathes // *AERONEN III Work materials №17 Results of the seminar on air transport systems*. – Stockholm, Sweden, 2005.

7. Schumann U. *On condensation trail of aircraft exhaust jet formation conditions* / U. Schumann // *Meteorologische Zeitschrift*. – 1996. – N. 5. – P. 4-23.

Поступила в редакцию 1.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

МОДЕЛЬ ПРОГНОЗУ УТВОРЕННЯ СТІЙКИХ КОНДЕНСАЦІЙНИХ СЛІДІВ В КРЕЙСЕРСЬКИХ ПОЛЬОТАХ ЛІТАКІВ З ГТД І ЇЇ ІДЕНТИФІКАЦІЮ З ЕКСПЕРИМЕНТОМ

В.Т. Дедеш, Р.Х. Тенішев, С.М. Киосе, М.О. Лавров

Розроблені кількісна модель і комплексна методика для кількісної оцінки і прогнозу умов освіти і характеристик кондслідів при польотах цивільних літаків з різними типами ТРДД з використанням спеціально обладнаної лабораторії, що літає, Ту-154, генератора/зондувальника, що дозволяє вимірювати характеристики хмар і конденсаційних слідів. Методика використовує рівномірне і двовірне зміщення вихлопного струменя двигуна і атмосфери. Дані, отримані в ході льотних експериментів, підтверджують надійність методики.

Ключові слова: глобальне потеплення, авіація, кондсліди, перисті хмари, модель прогнозу, льотний експеримент.

QUANTITATIVE FORECAST MODEL OF CONTRAIL FORMATION IN AIRCRAFT CRUISE FLIGHTS AND ITS IDENTIFICATION WITH THE experiment

V.T. Dedesh, R.Kh. Tenishev, S.N. Kiose, M.A. Lavrov

In the report quantitative forecast model and calculation methodic are considered for steady contrail formation in cruise flights of the aircraft with jet engines and identification of calculation results with the experiment on the flying testbed Tu-154 probe/generator with D-30KU engines (jet engines with mixing chamber). Prospects of the application of the forecast model are considered for the estimation of possibility to reduce contrail formation during the flights of airplanes equipped with modern and prospect jet engines on different air routes aiming at the decrease of the harmful influence of jet engine emissions on the greenhouse effect of Earth heat exchange.

Key words: global warming, aviation, contrails, cirrus clouds, forecast model, flight experiment.

Дедеш Виктор Трифонович – д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник КНИО-3 Летно-исследовательского института им. М.М. Громова, Жуковский, Россия, e-mail: kd3@aha.ru.

Тенишев Рустем Хасанович – канд. техн. наук, начальник сектора КНИО-3 Летно-исследовательского института им. М.М. Громова, Жуковский, Россия, e-mail: kd3@aha.ru.

Киосе Светлана Николаевна – ведущий инженер КНИО-3 Летно-исследовательского института им. М.М. Громова, Жуковский, Россия, e-mail: kd3@aha.ru.

Лавров Михаил Александрович – инженер КНИО-3 Летно-исследовательского института им. М.М. Громова, Жуковский, Россия, e-mail: wied@progtch.ru.

УДК 629.7.036:539.4

А.В. ШЕРЕМЕТЬЕВ**ГП ЗМКБ «ПРОГРЕСС» им. академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина****ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР Ф.М. МУРАВЧЕНКО – СОЗДАТЕЛЬ
ДВИГАТЕЛЕЙ ВЫСОКОЙ НАДЁЖНОСТИ И БОЛЬШОГО РЕСУРСА**

В статье анализируются принципы и научные подходы, которые сформулировал и которых придерживался создатель авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) генеральный конструктор Ф.М. Муравченко. Показано, что проектирование новых двигателей на базе надёжно работающих серийных образцов обеспечивает не только надёжность и ресурс авиационных ГТД, но и существенно сокращает сроки и уменьшает затраты на их создание. При этом установление ресурсов основных деталей вновь создаваемых авиационных ГТД может базироваться на опыте эквивалентно-циклических испытаний, доводки и эксплуатации прототипов. Эксплуатация вновь создаваемых авиационных двигателей осуществляется по техническому состоянию в рамках второй и третьей стратегий управления ресурсом, которые введены в руководящие документы по инициативе Ф.М. Муравченко.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, прототип, ресурс, эксплуатация, техническое состояние, основные детали.

Введение

Имя Фёдора Михайловича Муравченко – генерального конструктора ГП Запорожского машиностроительного конструкторского бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, члена-корреспондента НАН Украины неразрывно связано с авиацией, с созданием надёжных высоко-ресурсных авиационных ГТД. Фёдор Михайлович стоял во главе конструкторского бюро с 1988 по 2010 годы. Это были тяжёлые годы для Украины и для ГП «Ивченко-Прогресс».

Несмотря на это, под непосредственным руководством Ф.М. Муравченко были созданы и прошли сертификацию, государственные испытания такие двигатели, как ТВ3-117ВМА-СБМ1 (самолёт Ан-140), Д-18Т 3 серии (Ан-124-100), Д-436(Т1,ТП), (Ту-334 и Бе-200), АИ9-3Б, Д436-148 (Ан-148), Д-36 серии 4А (Ан-74 ТК-300), АИ-222-25 (Як-130) и др. Созданы и прошли сертификацию целые семейства двигателей наземного применения [1].

Представляют интерес те принципы, которыми руководствовался Фёдор Михайлович, т.е. научные подходы, которые использовались при создании надёжных конкурентоспособных двигателей разработки ГП «Ивченко Прогресс».

**1. Концепции создания и доводки
семейства ТРДД с большой
степенью двухконтурности**

Базовым двигателем семейства ТРДД с высокой степенью двухконтурности являлся двигатель

Д-36. Ф.М. Муравченко, будучи заместителем главного конструктора по этому двигателю, формулировал концепции и разрабатывал научно-технические решения, определял пути, методы и средства достижения поставленных целей. Среди главных концепций и конструктивных решений, реализованных в семействе ТРДД с высокой степенью двухконтурности следует отметить следующие [2]:

1. Впервые предложена и реализована трёхвальная шестиопорная схема трансмиссии ТРДД.

2. Разработана и впервые в отечественном двигателестроении реализована концепция модульной конструкции двигателя.

3. Предложена концепция проектирования высокотемпературных камер сгорания с улучшенными энергетическими и экологическими характеристиками на основе использования двухконтурного завихрителя и аэрофорсунок.

4. Впервые предложена и на примере двигателя Д-36 экспериментально обоснована концепция снятия высотно-скоростных и тягово-расходных характеристик современных ТРДД большой степени двухконтурности на летающей лаборатории, не требующая использования дорогостоящих термобарокамер.

5. Сформулирована и реализована концепция создания высоконадёжных опор роторов турбин для повышенных температурных режимов работы и высоких относительных скоростей скольжения.

Реализация каждой из перечисленных концепций вместе привели к созданию надёжной, экономичной, работоспособной конструкции семейства ТРДД.

2. Совершенствование методологии установления и увеличения ресурсов

Будучи главным конструктором по двигателям Д-36 и Д-136, Фёдор Михайлович возглавлял работы по повышению надёжности и увеличению ресурсов этих двигателей. На основании большого объёма проведенных эквивалентно-циклических испытаний (ЭЦИ), специальных испытаний Фёдор Михайлович пришёл к выводу о непригодности сложившейся в 80-е годы прошлого века практики работ по установлению и увеличению ресурсов авиационных ГТД.

Сравнение данных по испытаниям отечественных и зарубежных двигателей показывало, что в зарубежных фирмах наработки двигателей на стендах составляла 50...80%, а то и менее от величины устанавливаемых ресурсов. По действующей у нас методологии на каждый час приращения ресурса требовалась наработка на стендах 4...6 часов. В действительности стендовая наработка была значительно выше.

Фёдор Михайлович справедливо считал, что действующее на то время «Положение об установлении и увеличении ресурсов...» нуждается в принципиальной переработке по целому ряду позиций:

1. Поскольку опыт ресурсных испытаний показал, что конструктивные недостатки двигателя в первую очередь проявляются при проведении испытаний по программе ЭЦИ деталей, а не ЭЦИ двигателя, то для сокращения времени проведения обязательного комплекса испытаний ЭЦИ двигателя надо исключить, либо в значительной степени сократить. Конечно всё это при условии, что ЭЦИ деталей проводится на полноразмерном двигателе.

2. Ресурсные испытания при внедрении улучшающих мероприятий необходимо осуществлять с учётом выполненного объёма проверок прототипов и новых методов расчёта.

3. Существующее понятие межремонтного ресурса сдерживает эксплуатацию двигателей, так как даже двигатели, находящиеся в хорошем состоянии принудительно отправляются в ремонт. Двигатели должны после выработки фиксированного ресурса продолжить эксплуатацию по техническому состоянию в пределах действующего назначенного ресурса.

4. Ресурс устанавливать по основным деталям и определять вне зависимости от того, разбирался двигатель в процессе испытаний или не разбирался, проходили циклические испытания детали на одном или нескольких двигателях.

Сегодня мы можем с полным правом утверждать, что появление в отечественных нормативных документах разделов об эксплуатации авиационных ГТД по техническому состоянию, введение второй и третьей стратегий управления ресурсами было ини-

цировано Ф.М. Муравченко, поддержано специалистами трёх основных ОКБ России: Самарским, Пермским и Санкт-Петербургским, нашло понимание среди ведущих сотрудников авиационных институтов отрасли.

Практическое применение идеи Фёдора Михайловича сразу же нашли при увеличении ресурсов двигателю Д-18Т 3 серии. При установлении ресурсов деталям двигателя Д-18Т 3 серии были использованы результаты испытаний, доводки и эксплуатации двигателя Д-36.

На предприятии был создан и использован на практике метод установления циклических ресурсов авиационных ГТД, основанный на использовании опыта доводки, испытаний и эксплуатации прототипа (ретроспективный метод).

Метод обладает высокой достоверностью, позволяет учитывать двухчастотное нагружение, влияние конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов на МЦУ детали [3].

В основу ретроспективного метода положено сравнение конструктивного и физического подобия соответствующих основных деталей вновь разрабатываемого двигателя и двигателя-прототипа.

Для доказательства того, что основные детали двигателя-прототипа являются физическими моделями деталей нового двигателя необязательно наличие математического описания физической функционально-геометрической модели [4]. Перечень величин, фигурирующих в уравнениях оригинала и модели, анализ размерностей этих величин и π -теорема позволяют найти критерии подобия, а по ним получить масштабные уравнения

Для термонапряжённого состояния основных деталей авиационных ГТД можно показать [3], что подобие соответствующих деталей двух сравниваемых двигателей определяется шестью критериями подобия.

В число критериев сначала включаем все безразмерные определяющие параметры:

$$K_1 = \varepsilon = \text{idem}; \quad K_2 = \mu = \text{idem}. \quad (1)$$

Следующие критерии подобия – это критерии, образованные с помощью отношений параметров одинаковой размерности (критерии-симплексы):

$$K_3 = \frac{\sigma}{E} = \text{idem}; \quad K_4 = \frac{u}{l} = \text{idem}. \quad (2)$$

$$K_5 = \frac{t\alpha}{l} = \text{idem} \quad (3)$$

Наконец, последний критерий – это критерий-комплекс:

$$K_6 = \frac{P}{El^2} = \text{idem}. \quad (4)$$

Значения критериев подобия для оригинала и модели очень близки друг к другу, но, все же, детали двигателя-прототипа не являются точными физическими моделями основных деталей нового двигателя.

Полученное отступление от полного подобия может быть отнесено к случаям частичного подобия, при которых соблюдаются основные условия моделирования, определяющие процесс или явление в целом.

Однако, поскольку каждый конкретный случай частичного подобия характерен присущим только ему масштабным эффектом, то требуется "... специальный анализ условий моделирования с последующей экспериментальной проверкой" [5].

Всё это позволило использовать результаты ЭЦИ двигателя Д-36 для установления ресурсов двигателю Д-18Т.

В результате удалось добиться существенной экономии материальных средств и значительного сокращения сроков установления ресурсов (рис. 1) при одновременном повышении достоверности величин установленных ресурсов. Эти же идеи Фёдора Михайловича нашли своё применение при создании двигателей ТВ3-117ВМА-СБМ1, Д-436(Т1,ТП), Д-436-148 и др.

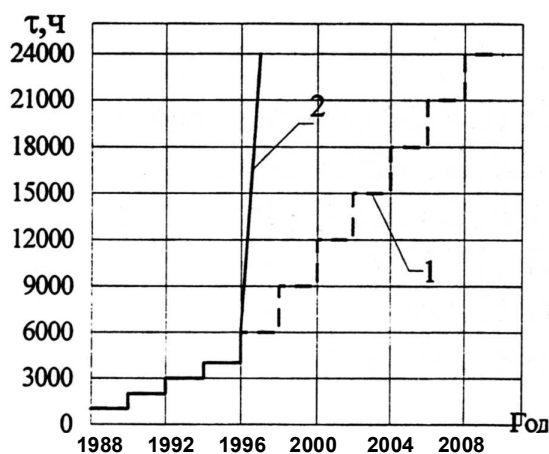


Рис. 1. Динамика увеличения ресурса двигателю Д-18Т 3 серии (1 – планировавшийся на основании метода ЭЦИ, 2 – установленный ретроспективным методом)

За прошедшие 12 лет со времени установления ресурсов двигателю Д-18Т 3 серии наработка отдельных экземпляров этих двигателей перевалила за 18000 часов, суммарная наработка парка двигателей уже давно превышает 1000000 часов.

Прибыль авиакомпаний России и Украины от успешной эксплуатации двигателей Д-18Т 3 серии в составе самолётов Ан-124-100 составляет миллиарды долларов США, что служит наглядным подтверждением правильности идей Фёдора Михайловича Муравченко.

3. Основные принципы разработки новых двигателей

Один из основных принципов, который исповедовал Фёдор Михайлович при разработке новых двигателей можно выразить следующим образом: везде, где можно (без ущерба для основных характеристик двигателя) применять проверенные, имеющие большой опыт эксплуатации конструкторские решения.

Так, например, при форсировании двигателя ТВ3-117ВМА-СБМ1 для обеспечения работоспособности турбины при более высоких температурах были использованы проверенные схемы системы охлаждения деталей, применены хорошо известные, проверенные серийной эксплуатацией жаропрочные сплавы.

Рабочую лопатку вентилятора двигателей Д-436(Т1,ТП) моделировали с рабочей лопатки вентилятора двигателя Д-18Т и т.п.

При создании двигателей Д-436 (Т1,ТП), Д-436-148, АИ9-3Б, АИ-222-25 были максимально сохранены конструкции, отработанные на двигателях-прототипах.

Это позволило в сжатые сроки и без существенных материальных затрат довести и сертифицировать новые двигатели.

Второй принцип, которым руководствовался Фёдор Михайлович, формулируется так: устранять дефекты следует, по-возможности, без существенной переделки конструкции.

Радикальная переделка конструкции помимо больших материальных затрат приводит к появлению новых дефектов. По опыту Ф.М. Муравченко с введением четырёх новых деталей в конструкцию двигателя, вносится, по крайней мере, один новый дефект.

При устранении дефекта, связанного с поломкой вала ТНД на двигателе Д-136 в середине 80-х годов прошлого века применялся именно этот принцип, позволивший путём утолщения одного из участков вала, сохранить все соседние детали и обеспечивший быстрый и успешный ремонт всего парка двигателей.

Третий принцип требует применять только всесторонне взвешенные, неторопливо продуманные решения, от которых уже нельзя отступать, которые нельзя менять.

Всем на предприятии этот принцип был хорошо известен: если Фёдор Михайлович что-то решил, то уже бесполезно разубеждать его, принятые решения не меняются.

Этот принцип давал очень сильный мобилизационный, конструктивный импульс. С момента принятия решения все специалисты были озабочены

только одним: наилучшим образом выполнить принятое решение.

Заключение

Фёдор Михайлович Муравченко внёс большой вклад в методологию создания, доводки и сертификацию авиационных ГТД.

Выработанные на протяжении его жизненного пути концепции и принципы создания авиационных двигателей заслуживают внимательного изучения и творческого применения. Неполные 22 года пребывания Фёдора Михайловича на посту генерального конструктора были удивительно плодотворными.

Это объясняется, во-первых, хорошим заделом авиадвигательных конструкций, созданных его предшественником – генеральным конструктором Лотаревым В.А. и самим Муравченко Ф.М. на должностях заместителя главного конструктора и главного конструктора, а во-вторых, умелым применением перечисленных концепций и принципов создания авиационных ГТД.

Литература

1. Муравченко Ф.М. Актуальные проблемы динамики, прочности и надёжности авиадвигателей / Ф.М. Муравченко // Проблемы прочности. – 2008. – № 5. – С. 7-14.
2. Муравченко Ф.М. Концепции создания и доводки семейства высокоэффективных ТРДД с большой степенью двухконтурности: дис. ... доктора техн. наук: 05.07.05 / Муравченко Фёдор Михайлович. - Х., 1991. – 56 с.
3. Муравченко Ф.М. Использование конструктивного и физического подобия для установления ресурсов двигателя / Ф.М. Муравченко, Д.Ф. Симбирский, А.В. Шереметьев // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Гос. аэрокосмич. ун-т, 2001. – Вып. 23. – С. 113-115.
4. Лебедев А.Н. Моделирование в научно-технических исследованиях / А.Н. Лебедев. – М.: Радио и связь, 1989. – 224 с.
5. Шаповалов С.А. Подобие и моделирование в задачах прочности, устойчивости и разрушения элементов машин и конструкций / С.А. Шаповалов. – М.: Машиностроение, 1969. – 96 с.

Поступила в редакцию 31.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ГЕНЕРАЛЬНИЙ КОНСТРУКТОР Ф.М. МУРАВЧЕНКО – ТВОРЕЦЬ ДВИГУНІВ ВИСОКОЇ НАДІЙНОСТІ ТА ВЕЛИКОГО РЕСУРСУ

О.В. Шереметьев

У статті аналізуються принципи та наукові підходи, які сформулював та яких дотримувався творець авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД), генеральний конструктор Ф.М. Муравченко. Наведено, що проектування нових двигунів на базі надійно працюючих серійних зразків забезпечує не тільки надійність та ресурс авіаційних ГТД, але й суттєво скорочує терміни та зменшує витрати на їх створення. При цьому встановлення ресурсів головних деталей знов створюваних авіаційних ГТД може базуватися на досвіді еквівалентно-циклічних випробувань, доводки та експлуатації прототипів. Експлуатація знов створених авіаційних двигунів здійснюється за технічним станом в рамках другої та третьої стратегії керування ресурсом, які введені в керуючі документи за ініціативою Ф.М. Муравченко.

Ключові слова: газотурбінний двигун, прототип, ресурс, експлуатація, технічний стан, головні деталі.

GENERAL DESIGNER F.M. MURAVCHENKO – CREATOR OF THE ENGINES WITH HIGH RELIABILITY AND LARGE SERVICE LIFE

A.V. Sheremetyev

In article there were analysed principles and scientific methods of approach, which were formulated and which followed the rule F. M. Muravchenko, creator of the aviation gasturbine engines (GTE). There was shown, that the new engine projecting on the base of the reliably working serial production samples provides not only reliability and service life of the aviation GTE, but essential shortening of terms and diminishing of expenditures on there creating. Hereby the service life establishing of the new creating aviation GTE main parts can be based on the experience of the equivalent-cyclic tests, working out and exploitation of the prototypes. Exploitation of the new creating engines is carried out on condition in the frame of the second and third service life management strategy, which were introduced in guiding documents by F. M. Muravchenko initiative.

Key words: gasturbine engine, prototype, service life, exploitation, on condition, main parts.

Шереметьев Александр Викторович – канд. техн. наук, начальник отдела, Запорожское машиностроительное конструкторское бюро “Прогресс” им. академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03530@ivchenko-progress.com.

УДК 621.31(03), 621.11

Б.Д. БИЛЕКА, Р.В. СЕРГИЕНКО, В.Я. КАБКОВ

Институт технической теплофизики НАН Украины, Киев, Украина

ЭКОНОМИЧНОСТЬ КОГЕНЕРАЦИОННЫХ И КОМБИНИРОВАННЫХ КОГЕНЕРАЦИОННО-ТЕПЛОНАСОСНЫХ УСТАНОВОК С ГАЗОПОРШНЕВЫМИ И ГАЗОТУРБИННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Когенерационные и комбинированные когенерационно-теплонасосные технологии обеспечивают наибольший эффект в энергосбережении и экономии топлива. В статье изложена методика расчета относительной экономии топлива в когенерационных и комбинированных когенерационно-теплонасосных установках в сравнении с раздельными способами производства электрической и тепловой энергии на ТЭС и в газовых котельных. На базе этого подхода получены интегральные характеристики экономичности этих установок в широком диапазоне изменения их основных теплотехнических параметров. Эти характеристики позволяют проводить анализ эффективности тепловых схем различных установок. Результаты, представленные в статье, могут быть использованы также при проектировании рассматриваемых установок, в частности, при выборе энергетического оборудования.

Ключевые слова: когенерационная установка, комбинированная когенерационно-теплонасосная установка, тепловой коэффициент двигателя, газопоршневой двигатель, газотурбинный двигатель.

Введение

Наибольший эффект в энергосбережении, в экономии топлива и, в первую очередь, природного газа обеспечивают когенерационная и комбинированная когенерационно-теплонасосная технологии. Когенерационная технология позволяет существенно повысить коэффициент использования теплоты топлива (КИТТ) в производстве электроэнергии и теплоты в сравнении с раздельной их выработкой, благодаря прежде всего более эффективному использованию высокопотенциальной сбросной теплоты газопоршневых и газотурбинных двигателей (ГПД, ГТД) для выработки тепловой энергии для теплоснабжения, а также потому, что применяемые в когенерационных установках (КГУ) современные типы двигателей – ГПД и ГТД – имеют электрические КПД более высокие, чем энергетические установки (как правило, паротурбинные) тепловых электростанций (ТЭС) и теплоэлектроцентралей (ТЭЦ). Такие установки обеспечивают существенное снижение расхода газа на производство одного и того же количества электрической и тепловой энергии в сравнении с раздельной выработкой их на ТЭС и в котельной. Особенностью, часто оказывающей сдерживающее влияние на более широкое применение КГУ, является то, что экономический эффект от снижения потребления топлива получается в целом в энергетике всего региона. На модернизируемой котельной, где устанавливается КГУ, происходит определенное повышение расхода газа в сравнении с действующей до модернизации котельной, что

объясняется частичным перераспределением производства электроэнергии из электрогенерирующих предприятий в модернизируемые котельные.

Теплонасосные технологии позволяют включать в производство теплоты условно даровые низкопотенциальные источники теплоты водоёмов, сточных вод, атмосферного воздуха и т. д. путём повышения потенциала этой теплоты до уровня, применяемого в теплоснабжении за счёт использования преимущественно электроприводных теплонасосных установок (ТНУ), которые позволяют получать на 1 кВт затрачиваемой электрической мощности от 3 до 5 кВт тепловой мощности необходимого потенциала. Недостатком ТНУ является сильная зависимость их экономической эффективности и прежде всего производимой теплоты от тарифа на сетевую электроэнергию.

Заметно улучшить ситуацию, связанную с этим недостатком ТНУ, можно путём соединения двух рассматриваемых технологий – когенерационной и теплонасосной. Применение КГУ в комбинированной схеме позволяет получать и использовать существенно более дешёвую электроэнергию, производимую КГУ, в сравнении с сетевой, а также включать сбросную теплоту двигателя в производство суммарной тепловой мощности комбинированной установки. В результате расход газа и себестоимость полученной теплоты в комбинированной КГ-ТНУ одинаковой тепловой мощности с газовой котельной будет существенно ниже. Важным моментом является также то, что в отличие от внедрения КГУ, весь экономический эффект от внедрения ком-

бинированных КГ-ТНУ получается непосредственно на объекте, т.е. на модернизируемой котельной. Существенным положительным обстоятельством является и то, что расположение КГ-ТНУ непосредственно в котельной или рядом практически исключает потери электроэнергии в сети, что в свою очередь также снижает себестоимость производимой КГУ электроэнергии.

КГУ и комбинированные КГ-ТНУ представляют собой преимущественно децентрализованные автономные системы электро- и теплоснабжения и обеспечивают не только наиболее экономичный способ генерации электрической и тепловой энергии, но и высокую экологичность этого производства, что способствует существенному снижению выбросов вредных продуктов сгорания, прежде всего CO_2 , NO_x , CO , и уменьшению теплового загрязнения атмосферы.

Рядом авторов предпринимались попытки описать общий интегральный эффект эффективности применения когенерационных и когенерационно-теплоснабжающих технологий с учетом влияния основных параметров КГУ и КГ-ТНУ и сравниваемых с ними способов раздельного производства электрической и тепловой энергии на ТЭС и в газовых котельных [1 – 3]. Однако надо признать, что общего описания интегрального эффекта от применения рассматриваемых технологий в этих работах все же не получено.

Результаты исследований

Подход, предлагаемый нами, основан на выборе в качестве одного из главных параметров относительной экономии топлива при производстве энергии рассматриваемыми технологиями, как отношение разностей между расходами топлива КГУ и КГ-ТНУ и раздельным способом генерации энергии и газовой котельной соответственно, к расходам топлива при производстве одного и того же количества энергии сравниваемыми способами. При этом используются известные уравнения энергетического и теплового баланса когенерационного и раздельного производства энергии, а также комбинированных КГ-ТНУ и газовых котлов с выражением зависимостей через КПД двигателей КГУ, паротурбинной установки ТЭС, котла котельной, а также теплового коэффициента двигателя КГУ и коэффициента тепловой трансформации или теплового коэффициента ТНУ. Введение тепловых коэффициентов КГУ и ТНУ позволяет упростить выражения для расчетов основных параметров установок и проведение сравнительного анализа различных установок и их тепловых схем. Тепловой коэффициент двигателя КГУ представляет собой отношение полученных в КГУ

тепловой и электрической мощностей или соответствующих КПД:

$$K_{\text{ТКГУ}} = \frac{N_{\text{ТКГУ}}}{N_{\text{ЭКГУ}}} = \frac{\eta_{\text{ТКГУ}}}{\eta_{\text{ЭКГУ}}}.$$

Тепловой коэффициент ТНУ (коэффициент тепловой трансформации) определяет отношение полученной в ТНУ тепловой мощности к затраченной электрической мощности, т.е.

$$K_{\text{ТТНУ}} = \frac{N_{\text{ТТНУ}}}{N_{\text{ЭТНУ}}}.$$

Тепловые коэффициенты КГУ и ТНУ - по сути стандартные теплотехнические параметры установок, определяемые по параметрам, приводимым в рабочих характеристиках этих установок. Они отражают для КГУ степень совершенства использования сбросной теплоты двигателя, а для ТНУ – эффективность преобразования используемой электроэнергии в тепловую энергию.

Тепловой коэффициент ГГУ в составе КГУ практически определяется тепловой мощностью, полученной в котле-утилизаторе (К-У) от выхлопных газов, а тепловой коэффициент КПД – интегральной тепловой мощностью различных потенциалов, получаемых в К-У, от системы охлаждения двигателя и воздуха в турбоагрегате для генерации горячего водоснабжения (ГВС), а в ряде случаев и теплоснабжения (ТС). Тепловая мощность, отводимая в системе маслоохладителя, практически может быть использована только в случае производства ГВС.

Используя основные мощностные энергетические уравнения и введенные тепловые коэффициенты, проведя соответствующие преобразования, получим выражение для определения относительной экономии газа модульной КГУ с К-У в сравнении с раздельной выработкой электрической и тепловой энергии на ТЭС и в котельной такой же электрической и тепловой мощностей:

$$\begin{aligned} \overline{\Delta B}_{\text{КГУ}} &= \frac{B_{\text{К}} + B_{\text{ЭТЭС}} - B_{\text{КГУ}}}{B_{\text{К}} + B_{\text{ЭТЭС}}} = \\ &= \frac{\frac{K_{\text{ТКГУ}}}{\eta_{\text{К}}} + \frac{1}{\eta_{\text{ЭТЭС}}} - \frac{1}{\eta_{\text{ЭКГУ}}}}{\frac{K_{\text{ТКГУ}}}{\eta_{\text{К}}} + \frac{1}{\eta_{\text{ЭТЭС}}}} = \\ &= \frac{\frac{\eta_{\text{ТКГУ}}}{\eta_{\text{ЭКГУ}} \cdot \eta_{\text{К}}} + \frac{1}{\eta_{\text{ЭТЭС}}} - \frac{1}{\eta_{\text{ЭКГУ}}}}{\frac{\eta_{\text{ТКГУ}}}{\eta_{\text{ЭКГУ}} \cdot \eta_{\text{К}}} + \frac{1}{\eta_{\text{ЭТЭС}}}}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\overline{\Delta B}_{\text{КГУ}}$ – относительная экономия расхода газа;
 $B_{\text{КГУ}}$ – расход газа КГУ;

B_K – расход газа на замещаемую котельную установку;

$B_{ЭТЭС}$ – расход газа на производство электроэнергии на ТЭС;

$K_{ТКУ}$ – тепловой коэффициент двигателя КГУ;

η_K – КПД замещаемой котельной установки;

$\eta_{ЭТЭС}$ – электрический КПД ТЭС;

$\eta_{ЭКУ}$ – электрический КПД двигателя КГУ;

$\eta_{ТКУ}$ – тепловой КПД двигателя КГУ.

Относительное увеличение расхода газа КГУ по сравнению с замещаемой ей котельной такой же тепловой мощности можно определить из выражения:

$$\begin{aligned} \overline{\Delta B}'_{КУ} &= \frac{B_{КУ} - B_K}{B_K} = \\ &= \frac{\eta_K}{K_{ТКУ} \cdot \eta_{ЭКУ}} - 1 = \frac{\eta_K}{\eta_{ТКУ}} - 1. \end{aligned} \quad (2)$$

Используя аналогичный подход, получим зависимость для расчета относительной экономии газа комбинированной КГ-ТНУ, заменяющей котельную установку такой же тепловой мощности:

$$\begin{aligned} \overline{\Delta B}_{КГ-ТНУ} &= \frac{B_K - B_{КГ-ТНУ}}{B_K} = \\ &= 1 - \frac{\eta_K}{\eta_{ЭКУ} (K_{ТКУ} + K_{ТНУ})} = \\ &= 1 - \frac{\eta_K}{\eta_{ТКУ} + \eta_{ЭКУ} \cdot K_{ТНУ}}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $\overline{\Delta B}_{КГ-ТНУ}$ – относительная экономия расхода газа КГ-ТНУ;

$B_{КГ-ТНУ}$ – расход газа КГ-ТНУ;

$K_{ТНУ}$ – тепловой коэффициент ТНУ (коэффициент трансформации теплоты).

Полученные выражения для определения относительной экономии газа при установке КГУ в модернизируемой котельной в сравнении с раздельной выработкой электрической и тепловой энергии на ТЭС и в котельной и при замене котла комбинированной когенерационно-теплонасосной установкой были рассчитаны в диапазоне возможных изменений определяющих параметров этих установок: тепловых коэффициентов двигателей КГУ от 1,25 до 3,5; тепловых коэффициентов ТНУ от 3 до 4,5; электрических КПД двигателей КГУ от 0,33 до 0,45; тепловых КПД котлов от 0,75 до 0,92; электрических КПД ТЭС от 0,3 до 0,4.

Графическая интерпретация некоторых из полученных результатов представлена в виде трех- и

двумерных зависимостей изменения относительной экономии газа от названных выше параметров для когенерационной установки на рис. 1 и 2, для комбинированной когенерационно-теплонасосной установки на рис. 3 и 4.

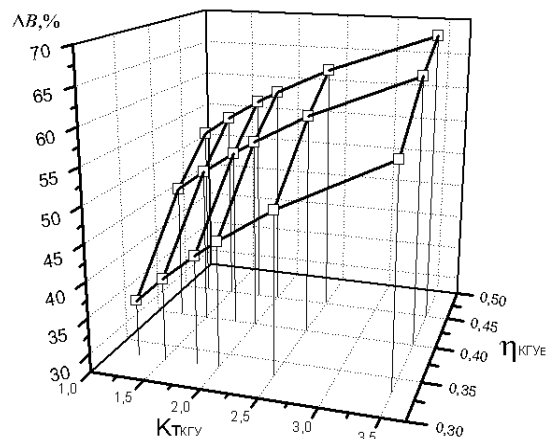


Рис. 1. Относительная экономия газа в когенерационной установке в сравнении с раздельной выработкой энергии на ТЭС и котельной в зависимости от электрического КПД КГУ и теплового коэффициента двигателя при КПД котла 0,92

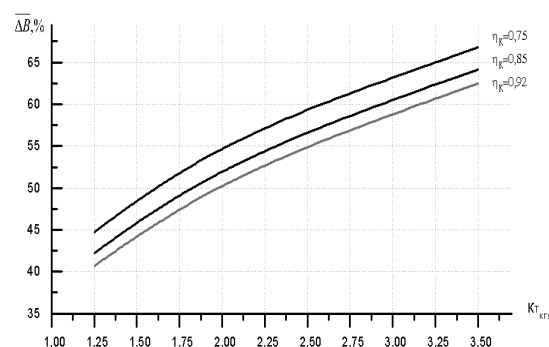


Рис. 2. Зависимость относительной экономии газа КГУ от теплового коэффициента двигателя при КПД ТЭС 0,35 и электрическом КПД КГУ 0,4

Можно видеть, что область изменения экономии газа при применении КГУ в рассматриваемом реально возможном диапазоне изменения основных параметров установок может находиться в пределах от 35 до 70%. Более сильное влияние на изменение экономии газа по сравнению с электрическим КПД КГУ оказывает изменение теплового коэффициента двигателя.

Применение комбинированных КГ-ТНУ (рис. 3, 4) позволяет снизить расход газа по сравнению с газовой котельной такой же тепловой мощности на 40...63%. При этом на изменение экономии более сильное влияние оказывают тепловой коэффициент ТНУ и электрический КПД двигателя.

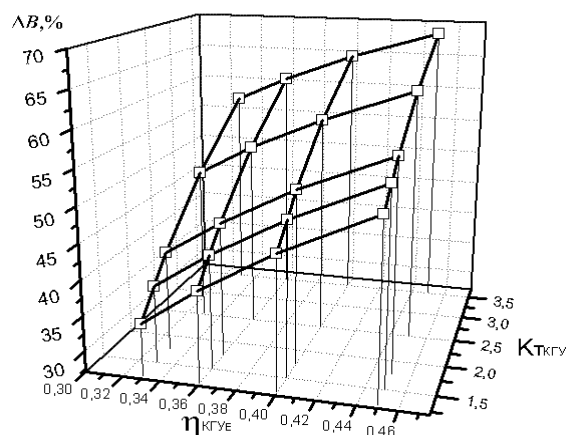


Рис. 3. Относительная экономия газа в комбинированной когенерационно-теплоснабжающей установке в сравнении с котельной в зависимости от электрического КПД КГУ и теплового коэффициента двигателя при значении теплового коэффициента ТНУ 3 и КПД котла 0,92

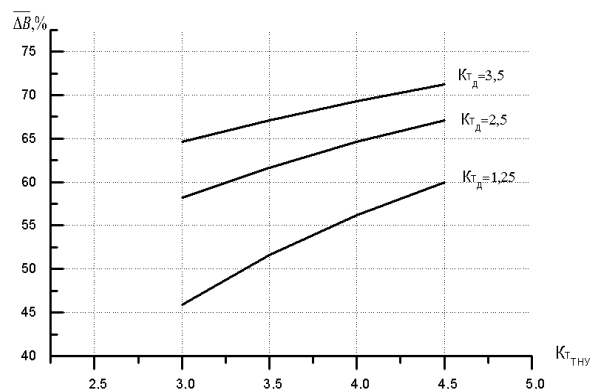


Рис. 4. Зависимость относительной экономии газа КГ-ТНУ от теплового коэффициента ТНУ при КПД котла 0,92 и электрическом КПД КГУ 0,4

Следует напомнить, что сравнительная база оценки относительной экономии этих двух технологий различная. Для когенерационных установок абсолютная экономия расхода газа относится к сумме расходов газа, затрачиваемых при раздельном производстве в котельной и на ТЭС при производстве одного и того же количества тепловой и электрической энергии. Для комбинированных КГ-ТНУ абсолютная экономия газа относится к расходу в газовой котельной одинаковой тепловой мощности с КГ-ТНУ.

Надо также отметить, что при пользовании полученными зависимостями или графиками необходимо учитывать, что выбор теплового коэффициента двигателя и его электрического КПД не может осуществляться произвольно, поскольку они связаны физически.

На рис. 5 представлена графическая зависимость тепловых коэффициентов ГТД и ГПД от их электрических КПД, построенная по результатам обработки рабочих характеристик более 50 двигателей.

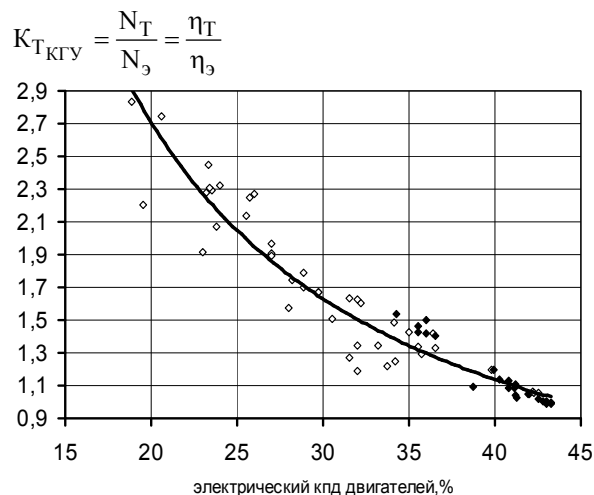


Рис. 5. Зависимость тепловых коэффициентов двигателей КГУ от электрического КПД двигателей (◇, ◆ - тепловые коэффициенты ГТУ и ГПД)

Можно видеть, что общая кривая удовлетворительно описывает характеристики ГПД и ГТУ, но для ГПД характерен диапазон изменения по КПД примерно 0,35...0,45, а по $K_{T_{КГУ}}$ 1,0...1,5.

Для ГТУ характерна левая часть кривой с изменением КПД от 20 до 36% и $K_{T_{КГУ}}$ от 1,2 до 2,9.

Вывод

Полученные зависимости для определения экономичности когенерационных и комбинированных когенерационно-теплоснабжающих установок, учитывающие влияние основных теплотехнических параметров установок, позволяют осуществлять объективный сравнительный анализ существующих КГУ и КГ-ТНУ и использовать их на стадии проектирования объекта при выборе основного энергетического оборудования.

Литература

1. Андриященко А.И. Эффективность применения тепловых насосов на ГТУ-ТЭС / А.И. Андриященко, Д.В. Новиков // Проблемы энергетики. – 2004. – № 11-12. – С. 17-25.
2. Дубинин Р.А. Сравнение энергоэффективности когенерационных ГТУ различных типов / Р.А. Дубинин, А.Б. Дубинин, А.М. Чертыков // Материалы XXV международной конференции «Комплексное реше-

ние проблем энергосбережения в промышленной и коммунальной энергетике. Ялта, 2009. – С. 17-19.
3. Клименко В.Н. Когенерационные системы с

тепловыми двигателями. Ч. 1 / В.Н. Клименко, А.П. Мазур, П.П. Сабашук // К. ИПЦ АЛКОН НАН Украины. – 2008. – С. 560.

Поступила в редакцию 31.05.2010

Рецензент: член-корр. НАН Украины, проф., зав. отдела ВТТГД, А.А. Халатов, Институт технической теплофизики НАН Украины, Киев, Украина.

ЕКОНОМІЧНІСТЬ КОГЕНЕРАЦІЙНИХ І КОМБІНОВАНИХ КОГЕНЕРАЦІЙНО-ТЕПЛОНАСОСНИХ УСТАНОВОК З ГАЗОПОРШНЕВИМИ І ГАЗОТУРБІННИМИ ДВИГУНАМИ

Б.Д. Білека, Р.В. Сергієнко, В.Я. Кабков

Когенераційні і комбіновані когенераційно-теплонасосні технології забезпечать найбільший ефект в енергозбереженні та економії палива. В статті викладено методіку розрахунку відносної економії палива в когенераційних і комбінованих когенераційно-теплонасосних установках порівняно з роздільними способами виробництва електричної і теплової енергії на ТЕС і в газових котельнях. На базі цього підходу отримані інтегральні характеристики економічності цих установок в широкому діапазоні змін їх основних теплотехнічних параметрів. Ці характеристики дозволяють проводити аналіз ефективності теплових схем різних установок. Результати, представлені в статті, також можуть бути використані при проектуванні установок, а саме при виборі енергетичного обладнання.

Ключові слова: когенераційна установка, комбінована когенераційно-теплонасосна установка, тепловий коефіцієнт двигуна, газопоршневий двигун, газотурбінний двигун.

EFFICIENCY OF COGENERATION AND COMBINED COGENERATION-HEAT PUMP PLANTS WITH GAS PISTON AND GAS TURBINE ENGINES

B.D. Bileka, R.V. Sergienko, V.J. Kabkov

Cogeneration and combined cogeneration-heat pump technologies provide the greatest effect in energy saving and fuel economy. The methodology of calculation of the relative fuel economy of cogeneration and combined cogeneration-heat pump installations in comparison with separate modes of production of electricity and thermal energy at the power station and gas-fired boiler is presented in the paper. Based on this approach the integral characteristics of the efficiency of these plants in a wide range of key thermal parameters were obtained. These characteristics make it possible to analyze the effectiveness when the thermal schemes of different plants are compared. The results presented in this article may be used in the design of the cogeneration plants, in particular, with choosing the power equipment.

Key words: cogeneration plant, combined cogeneration-heat pump plant, heat coefficient of engine, gas piston engine, gas turbine engine.

Білека Борис Дмитриевич – д-р техн. наук, заведуючий відделом технологій комбінованої вироботки енергії Інститута технічної теплофізики Національної академії наук України, Київ, Україна, e-mail: bilbo1@i.com.ua.

Сергієнко Роман Владимирович – аспірант, інженер І категорії віддела технологій комбінованої вироботки енергії Інститута технічної теплофізики Національної академії наук України, Київ, Україна, e-mail: bilbo1@i.com.ua.

Кабков Виктор Яковлевич – научний сотрудник віддела технологій комбінованої вироботки енергії Інститута технічної теплофізики Національної академії наук України, Київ, Україна, e-mail: bilbo1@i.com.ua.

УДК 621.438-158.2 : 621.515

А.Л. ЛЮТИКОВ¹, В.П. ПАРАФЕЙНИК², В.Н. ЧОБЕНКО¹¹ГП НПКГ «Зоря» - «Машипроект», Николаев, Украина²ОАО «Сумское НПО им. Фрунзе», Сумы, Украина

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОГЛАСОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИВОДНОГО ГТД И ЦК

Согласование характеристик привода и центробежного компрессора с учетом режимов их совместной работы в составе газоперекачивающего агрегата позволяет повысить эффективность агрегата и уменьшить затраты топлива на транспортировку газа. В статье представлены результаты исследования возможностей согласования характеристик газотурбинного привода и центробежного компрессора. Показана возможность согласования характеристик центробежного компрессора и газотурбинного привода на основе их энергетического и механического балансов за счет совмещения наиболее эффективных режимов работы привода и компрессора по величине их КПД.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, центробежный компрессор, газоперекачивающий агрегат, характеристика, коэффициент полезного действия.

Введение

Рост цен на энергоносители и ужесточение требований по экологической безопасности определяют актуальность задачи повышения эффективности работы газотранспортной системы и снижения затрат топлива на транспортировку газа.

На сегодняшний день в нормативных документах отсутствует понятие коэффициента полезного действия (КПД) газоперекачивающего агрегата (ГПА). Эффективность ГПА обычно определяют по КПД газотурбинного привода (ГТП) или расходу топливного газа. При таком подходе к оценке эффективности газоперекачивающего агрегата вопрос о влиянии особенностей характеристик газотурбинного двигателя (ГТД), центробежного компрессора (ЦК) и режимов их совместной работы на эффективность агрегата по расходу топливного газа из анализа выпадает.

ГПА компрессорной станции (КС) магистрального газопровода представляет собой энергетическую систему, в которой осуществляется двойное преобразование энергии: химической энергии топлива в механическую энергию газотурбинного привода и механической энергии в потенциальную энергию давления газа в компрессоре агрегата, следовательно, изменение эффективности ГПА в соответствующем диапазоне режимов его работы зависит от уровня и характера изменения КПД как привода, так и компрессора.

Необходимость повышения эффективности ГПА определяет актуальность исследования особенностей согласования характеристик ГТД и ЦК с

учетом требований к режимам работы агрегата с целью выбора наиболее эффективных конструктивных параметров турбомашин, работающих в составе агрегата.

Расчётно-аналитическая часть

Проектирование ЦК выполняется исходя из требуемых режимов работы ГПА КС магистрального газопровода. При этом одним из важнейших требований к приводу ЦК является возможность обеспечения им наиболее целесообразных режимов эксплуатации агрегата. Это означает, что уже на начальной стадии проектных работ следует детально анализировать влияние характеристик ЦК и ГТП на эффективность агрегата в целом.

В работе [1] сформулирована идея о том, что согласование характеристик турбомашин различного типа в составе энергосистемы следует осуществлять с использованием коэффициента удельной быстроходности (коэффициента формы). При этом предполагается, что оптимальный режим работы ГПА соответствует оптимальному режиму работы системы «силовая турбина – центробежный компрессор» (СТ-ЦК). КПД системы СТ-ЦК, как критерий эффективности ГПА, определяется по зависимости: $\eta^{СТ-ЦК} = \eta_u^* \cdot \eta_{п}^{ЦК}$, где η_u^* – окружной (мощностной) КПД СТ по заторможенным параметрам, $\eta_{п}^{ЦК}$ – полнотропный КПД ЦК.

В работах [2, 3] на примере анализа эффективности системы СТ-ЦК агрегата ГПА-Ц-16/76-1,44 с двигателем НК-16СТ и агрегатов другого типа с промышленными ГТД номенклатуры АО «УТМЗ» и

АО «Невский завод» обоснована возможность достижения оптимального режима работы ГПА с использованием условия

$$K_n^{\tilde{n}\tilde{o}-\tilde{o}\tilde{e}} = K_n^{\tilde{n}\tilde{o}} = K_n^{\tilde{o}\tilde{e}}, \quad (1)$$

где $K_n^{CT-ЦК}$, $K_n^{ЦК}$, K_n^{CT} – коэффициенты удельной быстроходности системы СТ–ЦК, ЦК, СТ соответственно.

Коэффициенты $K_n^{ЦК}$ и K_n^{CT} определяются следующим образом [1–3]:

– коэффициент удельной быстроходности (безразмерной частоты вращения) СТ:

$$K_n^{CT} = \frac{\Phi_0^{0,5}}{\mu_{0,75}} = \frac{\sqrt{\pi}}{30} \cdot n_{CT} \cdot \frac{V_0^{0,5}}{H_u^{0,75}}, \quad (2)$$

где Φ_0 – условный коэффициент расхода газа по параметрам на входе в ступень;

V_0 – объемный расход газа на входе в сопловой аппарат ступени СТ, м³/с;

$\mu = H_u/u_{cp}^2$ – коэффициент нагрузки ступени;

H_u – удельная работа расширения, Дж/кг;

u_{cp} – окружная скорость рабочего колеса, м/с;

n_{CT} – частота вращения вала СТ, об/мин.

– коэффициент удельной быстроходности ЦК:

$$K_n^{ЦК} = \frac{\Phi_0^{0,5}}{\psi_{0,75}} = \frac{\sqrt{\pi}}{30} \cdot n_{ЦК} \cdot \frac{V_1^{0,5}}{H_d^{0,75}}, \quad (3)$$

где Φ_0 – условный коэффициент расхода газа по параметрам на входе в компрессор;

V_1 – объемный расход газа на входе в компрессор, м³/с;

$\psi = H_d/u_2^2$ – коэффициент напора ступени;

H_d – внутренний напор компрессора, Дж/кг;

u_2 – окружная скорость рабочего колеса, м/с;

$n_{ЦК}$ – частота вращения ЦК, об/мин.

В соответствии с [2, 3] соблюдение условия (1) при создании ГПА должно обеспечиваться путем выбора геометрии проточной части (ПЧ) и кинематических параметров СТ и ЦК.

Анализ зависимости (2) показывает, что коэффициент удельной быстроходности СТ зависит только от частоты вращения, т.к. соотношение $V_0^{0,5}/H_u^{0,75}$ определяется параметрами на выходе из газогенератора, напрямую зависящими от параметров цикла ГТД: объемного расхода газа на входе в турбину (V_0) и удельной работой (H_u). Частота вращения СТ, в свою очередь, однозначно определяется частотой вращения ЦК. Таким образом, значение коэффициента удельной быстроходности СТ ГТД при заданной частоте ее вращения не может быть существенно изменено путем изменения ее геометрических характеристик. Необходимо также отметить, что оценка эффективности ГПА по показателю КПД системы СТ–ЦК не совсем корректна, т.к. при этом

не учитывается КПД привода в целом, который в конечном итоге и определяет затраты топлива на транспортировку газа.

При проектировании установки ГТУ-16Р в ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект» было уделено внимание вопросу повышения эффективности нового ГПА за счет согласования характеристик СТ и ЦК. Эффективность агрегата при этом определялась по его интегральному КПД:

$$\eta^{ГПА} = \eta^{ГТУ} \cdot \eta_{п}^{ЦК},$$

где $\eta^{ГТУ}$ – эффективный КПД ГТУ [4].

Совместно с ОАО «СМПО им. М.В. Фрунзе» были рассмотрены варианты использования ЦК с расчетной частотой вращения 5100 и 6500 об/мин. Применение ЦК с повышенной частотой вращения (6500 об/мин) позволяет при сохранении значения политропного КПД уменьшить габариты компрессора и его металлоемкость, а следовательно, и стоимость.

С использованием подходов, изложенных в [2, 3] выполнено сравнение вариантов ГПА с применением ГТУ-16Р и ЦК с указанными выше частотами вращения. Полученные зависимости

$$\eta_{п}^{ЦК} = f(K_n^{ЦК}), \quad \eta^{ГТУ}(\eta_e^{CT}) = f(K_n^{CT})$$

для рассматриваемых вариантов ГПА представлены на рис. 1.

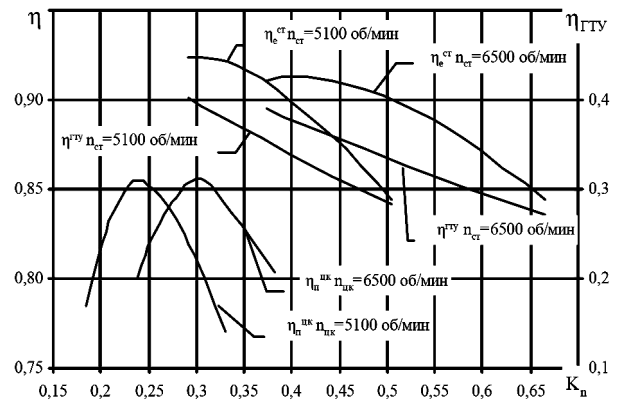


Рис. 1. Зависимость КПД ГТУ ($\eta^{ГТУ}$), СТ (η_e^{CT}) и ЦК ($\eta_{п}^{ЦК}$) от коэффициента удельной быстроходности (K_n)

Зависимости построены при условии механического баланса агрегата: $n_{CT} = n_{ЦК} = \text{const}$. Крайние левые точки на линиях КПД СТ и ГТУ соответствуют расчетному режиму работы при $N_{ном} = 16$ МВт и $K_n^{CT} = 0,29$ (для СТ с частотой вращения 5100 об/мин), и $K_n^{CT} = 0,37$ (для СТ с частотой вращения 6500 об/мин). Режимы работы ГТУ, соответственно, с $K_n^{CT} < 0,29$ и $K_n^{CT} < 0,37$ (левые ветви зависимости $\eta_e^{CT} = f(K_n)$) не могут быть реализованы, т.к. мощность установки и температуры рабочего тела

по проточной части турбины ГТУ на этих режимах превышают их номинальные значения. Точки $(\eta_{\text{п}})_{\text{max}}$ для ЦК также соответствуют номинальному режиму. Однако характеристики $\eta_{\text{п}}^{\text{ук}} = f(K_{\text{п}})$ для ЦК условно представлены во всем диапазоне значений $K_{\text{п}}$ для данных ПЧ без учета наличия помпажных режимов ЦК, что ограничивает, как известно, работу компрессора на левой ветви характеристики.

Как видно из рис. 1, значения коэффициентов удельной быстроходности при которых обеспечивается максимальное значение КПД для указанных ЦК составляют 0,24 и 0,30, а для ГТУ - соответственно 0,3 и 0,4.

Анализ характеристик и конструктивных параметров ЦК и СТ показывает, что смещение зависимостей $\eta_{\text{п}}^{\text{ук}} = f(K_{\text{п}})$ и $\eta_{\text{е}}^{\text{СТ}} = f(K_{\text{п}})$ для обеспечения максимальных значений КПД при равных значениях коэффициента удельной быстроходности невозможно.

Результаты расчета основных параметров исследованных вариантов установки ГТУ-16Р на номинальном режиме работы представлены в табл. 1:

вариант 1 – ГПА с серийным компрессором НЦ-16/76-1,44;

вариант 2 - ГПА с новым ЦК (номинальная частота вращения 6500 об/мин);

вариант 3 – ГПА с новым ЦК, обеспечивающим за счет использования новой высокоэффективной проточной части КПД 87 %.

Таблица 1

Варианты ГПА на базе ГТУ-16Р с различными ЦК

Вариант	1	2	3
Мощность ГТД, кВт	16000		
Частота вращения СТ, об/мин	5200	6500	5200
КПД ГТД, %	40,3	39,1	40,3
КПД* СТ, %	92,3	91,1	92,3
КПД компрессора, %	84	85,05	87
КПД агрегата, %	33,85	33,25	35,06

Примечание: * - эффективный КПД СТ по полным параметрам.

Анализ данных, представленных в табл. 1 показывает, что вариант 2 с частотой вращения СТ 6500 об/мин имеет наименьшее значение КПД ГТД и КПД агрегата. Эффективный КПД турбины по полным параметрам в этом варианте меньше на 1,2 % (абс.), а уменьшение КПД ГТД составляет 3 % (отн.). Уменьшение КПД СТ и ГТД вызвано увеличением скорости потока на выходе из быстроходной

турбины примерно в 1,7 раза по сравнению с турбиной с номинальной частотой вращения 5200 об/мин, что приводит к увеличению потерь с выходной скоростью и в газоотводе ГТД. Специальное проектирование выхлопного патрубка турбины позволит уменьшить эти потери, но приведет к удлинению затурбинного диффузора и, соответственно, удлинению ресоры, что, возможно, потребует дополнительных конструктивных мероприятий по обеспечению работоспособности такой конструкции. При блочно-контейнерной компоновке ГПА такое решение повлечет за собой увеличение массогабаритных характеристик агрегата. Вариант 3 является наиболее предпочтительным, т.к. позволяет использовать ГТД с максимальной эффективностью. При этом повышение общей эффективности ГПА по сравнению с вариантом 1 составляет около 3,5 % (отн.) на режиме номинальной мощности.

Результаты расчетных исследований согласованности параметров ГТУ и ЦК представлены на рис. 2 и 3.

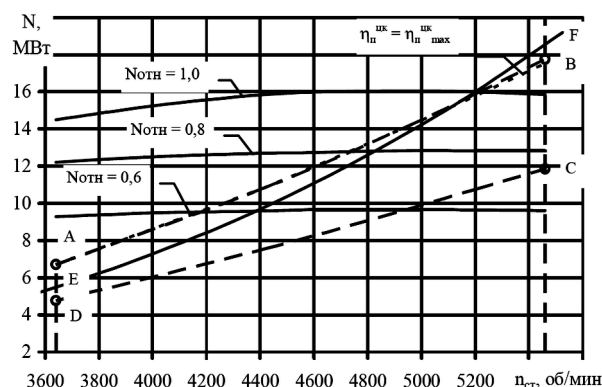


Рис. 2. Зависимость мощности (N) ГТУ-16Р от частоты вращения силовой турбины ($n_{\text{ст}}$) при различных относительных режимах работы ($N_{\text{отн}}$)

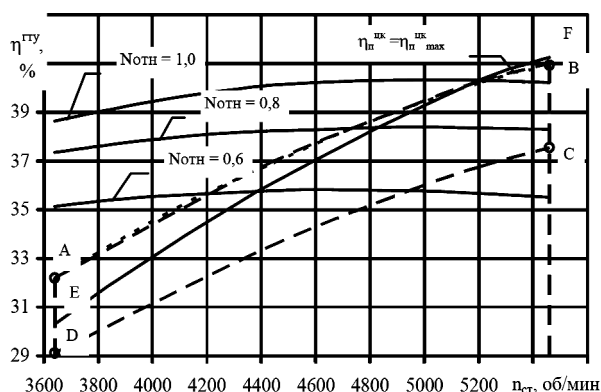


Рис. 3. Зависимость КПД ($\eta_{\text{ГТУ}}$) ГТУ-16Р от частоты вращения силовой турбины ($n_{\text{ст}}$) при различных относительных режимах работы ($N_{\text{отн}}$)

На внешней характеристике ГТУ показана зона совместных режимов (ABCD) работы ЦК и СТ. Линия EF отображает точки оптимального режима работы ГТУ с максимальным КПД. Режимы работы ЦК с максимальным $\eta_{п}^{цк}$ приближаются к границе АВ. Характеристика ГТУ по мощности и КПД в зоне совместных режимов работы двигателя и компрессора достаточно пологая, а их оптимальные режимы работы близки. При приближении рабочей точки ЦК к линии CD КПД компрессора снижается, но на этих режимах ГТД работает вблизи оптимума и обеспечивает максимально возможный КПД.

Таким образом, с точки зрения повышения эффективности системы СТ-ЦК за счет подбора СТ с более оптимальной характеристикой резервы практически отсутствуют, но увеличение КПД ЦК позволит повысить эффективность системы и снизить расход топливного газа при эксплуатации агрегата.

С целью проверки согласованности параметров СТ и ЦК в различных ГПА выполнен анализ показателей удельной быстроходности для агрегатов типа ГПА-Ц-16С, оснащенных компрессором НЦ-16/76-1,44 и различными ГТД (рис. 4).

Значения коэффициентов удельной быстроходности СТ и ЦК для расчетного режима работы представлены в табл. 2.

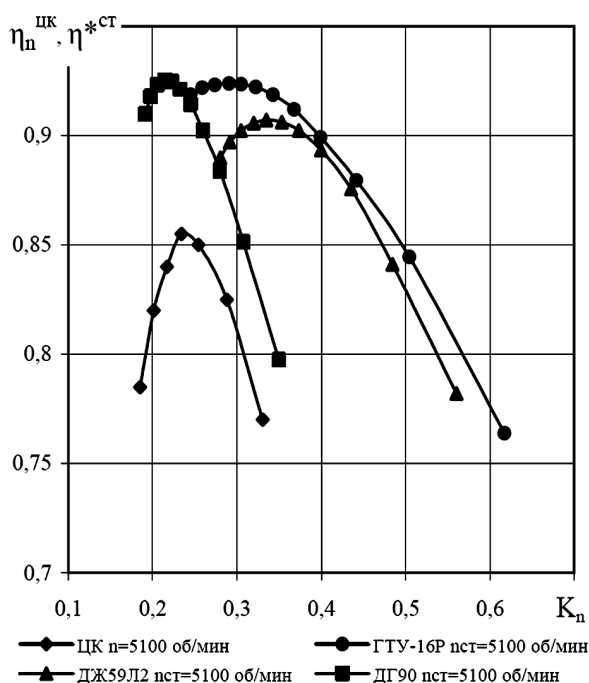


Рис. 4. Зависимость КПД СТ ($\eta^{*СТ}$) и ЦК ($\eta_{п}^{цк}$) от коэффициентов удельной быстроходности СТ и ЦК (K_n)

Таблица 2

Значения коэффициентов удельной быстроходности СТ и ЦК в составе различных агрегатов для расчетного режима работы

Тип агрегата	ГПУ-16	ГПА-Ц-16С	ГПА-Ц-16СР
Тип ГТД	ДЖ59	ДГ90	ГТУ-16Р
Мощность, кВт	16000	16000	16000
КПД ГТД, %	30,0	33,5	40,3
Частота вращения СТ, об/мин	5100	5100	5100
КПД СТ, %	92,0	92,5	92,3
$K_{п}^{СТ}$	0,327	0,210	0,293
$K_{п}^{цк}$	0,235	0,235	0,235
$\eta_{п}^{цк}$, %	85,5	85,5	85,5

В каждом из рассматриваемых ГПА силовые турбины ГТД спроектированы на параметры близкие к оптимальному значению характеристического коэффициента $x = u_{ср}/C_{ад}$ с учетом обеспечения приемлемых напряжений в лопатках СТ. Силовые турбины рассматриваемых ГТД имеют достаточно высокий уровень КПД ($\eta_e^{СТ} = 0,92 \div 0,925$), что не позволяет обеспечить их существенное улучшение. Как видно из табл. 2 рассматриваемые ГПА имеют близкие значения КПД системы СТ-ЦК, но существенно отличающиеся показатели КПД системы ГТД-ЦК, на основании которого и должен определяться максимально эффективный агрегат. У ГПА-Ц-16С наблюдается достаточно хорошее согласование системы СТ-ЦК по коэффициентам удельной быстроходности, но, тем не менее, по показателю общей эффективности он будет хуже ГПА-Ц-16СР.

Результаты расчетных исследований влияния параметров ГТД на коэффициент удельной быстроходности СТ подтверждают, что для конкретного двигателя соотношение $V_0^{0,5}/H_u^{0,75}$ не зависит от частоты вращения СТ и определяется параметрами газогенератора: объемным расходом газа на входе в турбину и удельной работой. Значение $K_{п}^{СТ}$ для конкретного типа ГТД пропорционально частоте вращения СТ, которая в свою очередь определяется частотой вращения ЦК (рис. 5).

Анализ влияния параметров цикла на значение коэффициента удельной быстроходности СТ выполнен в предположении равенства расходов газа на входе в СТ и воздуха на входе в ГТД. В этом случае

удельная мощность ГТД, определяемая параметрами цикла, может быть принята равной удельной работе расширения газа в СТ. Результаты расчетного исследования представлены на рис. 6 в виде зависимости $K_n^{CT} = f(Ne_{уд})$.

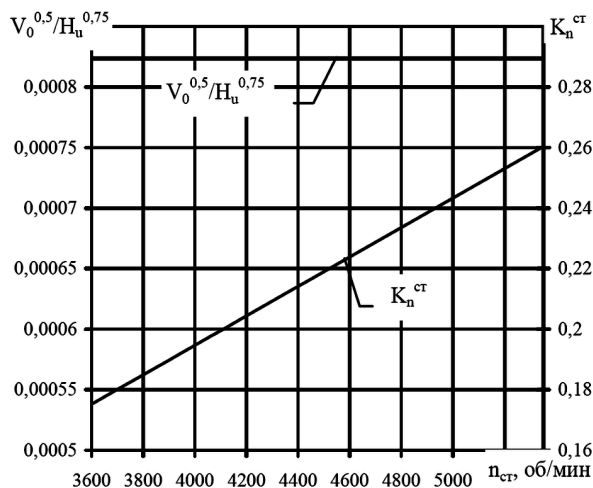


Рис. 5. Зависимость отношения $V_0^{0.5}/H_u^{0.75}$ и коэффициента удельной быстроходности СТ (K_n^{CT}) от частоты вращения СТ (n_{CT}), при условии $N_{CT} = \text{const}$.

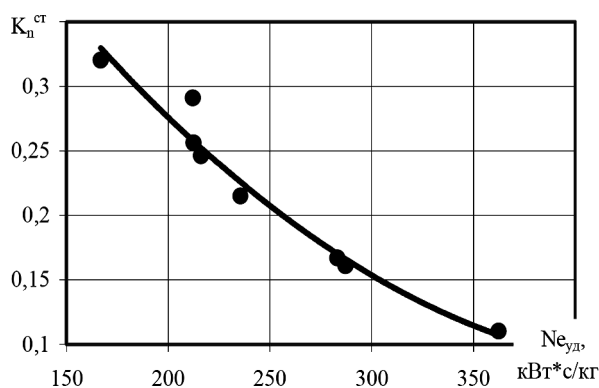


Рис. 6. Зависимость коэффициента удельной быстроходности СТ (K_n^{CT}) от удельной мощности двигателя ($Ne_{уд}$)

Полученная зависимость показывает, что значение K_n^{CT} имеет близкую к линейной зависимость от $Ne_{уд}$ и уменьшается с увеличением удельной мощности ГТД.

Результаты исследования влияния параметров ГТД на значение коэффициента удельной быстроходности показывают, что обеспечение заданных показателей коэффициента удельной быстроходности, мощности и частоты вращения СТ возможно только путем создания нового двигателя, обеспечивающего требуемое значение удельной мощности.

Выводы

Результаты, полученные в настоящей работе, позволяют сделать следующие выводы:

1. Создание эффективных ГПА должно базироваться на тщательном согласовании характеристик ГТД и ЦК.

2. В качестве критерия оценки эффективности ГПА целесообразно применять показатель интегрального КПД агрегата, учитывающий величину эффективного КПД ГТД и политропного КПД ЦК.

3. Согласование характеристик ЦК и приводного ГТД при разработке агрегата заданной мощности может быть обеспечено на основе его энергетического и механического баланса за счет совмещения наиболее эффективных режимов работы привода и компрессора по величине их КПД. Метод согласования характеристик СТ и ЦК с использованием коэффициентов их удельной быстроходности является неприемлемым, так как для его реализации требуется разработка нового ГТД под заданную характеристику ЦК.

4. На основе установки ГТУ-16Р мощностью 16 МВт с эффективным КПД 40,3% и ЦК с применением проточной части с безлопаточными диффузорами ступеней, политропный КПД которого будет достигать 87%, может быть создан высокоэффективный агрегат для линейных компрессорных станций магистральных газопроводов ГПА-Ц-16СР/76-1,44 с интегральным КПД агрегата 35%. Величина расхода топливного газа при такой эффективности ГПА почти на 20% меньше по сравнению с серийным агрегатом типа ГПА-Ц-16С, оснащенным ГТД типа ДГ90 [5].

Литература

1. Тарасов А.В. Разработка и исследование системы выбора расчетных параметров блока «силовая турбина – центробежный нагнетатель» турбоустановки для транспорта газа: Автореф. дис. канд. техн. наук: 05.04.12 / УГТИ–УПИ, Екатеринбург, 1999. – 26 с.
2. Тарасов А.В. Разработка и исследование системы выбора расчетных параметров блока «силовая турбина – центробежный нагнетатель» турбоустановки для транспорта газа: Дис. канд. техн. наук: 05.04.12. Турбомашины и комбинированные турбоустановки / УГТИ–УПИ, Екатеринбург, 1999. – 185 с.
3. Тарасов А.В. К вопросу оптимального согласования центробежного нагнетателя природного газа с приводящей его свободной силовой турбиной / А.В. Тарасов, Б.С. Ревзин, О.Е. Васин // Тяжелое машиностроение. – 2002. – № 2. – С. 51-52.

4. Соколов С.Г. Газоперекачивающие агрегаты с авиаприводом и способы повышения их эффективности: Дис. канд. техн. наук: 05.04.06 / МИХМ. – М., 1984. – 130 с.

5. Двигатели газотурбинные ДГ90. Технические условия. (ТУ У19.1-31821381-018:2009). – Николаев: «Зоря»-«Машпроект», 2009. – 43 с.

Поступила в редакцию 31.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук В.И. Романов, ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», Николаев.

АНАЛІЗ МОЖЛИВОСТЕЙ УЗГОДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИВІДНОГО ГТД І ВК

О.Л. Лютиков, В.П. Парафейник, В.М. Чобенко

Узгодження характеристик приводу та відцентрового компресора з урахуванням режимів їх спільної роботи у складі газоперекачувального агрегату дозволяє підвищити ефективність агрегату та зменшити витрати палива на транспортування газу. У статті представлені результати дослідження можливостей узгодження газотурбінного приводу та відцентрового компресора. Показана можливість узгодження характеристик відцентрового компресора та газотурбінного приводу на основі їх енергетичного та механічного балансу за рахунок суміщення найбільш ефективних режимів роботи приводу та компресора за величиною їх ККД.

Ключові слова: газотурбінний двигун, відцентровий компресор, газоперекачувальний агрегат, характеристика, коефіцієнт корисної дії.

ANALYSIS OF GTE DRIVE'S AND CENTRIFUGAL COMPRESSOR'S CHARACTERISTICS MATCHING POSSIBILITIES

A.L. Lutikov, V.P. Parafeynik, V.N. Chobenko

Matching of drives and centrifugal compressor characteristics with taking into account their joint-operation modes as parts of gas-compressor unit gives ability to increase unit efficiency and decrease fuel gas consumption. The researching results of gas turbine drive's and centrifugal compressor's characteristics matching possibilities are shown in the article. Also there is shown centrifugal compressor's and GTE drive's characteristics matching possibility on the basis of their energy balance and mechanical balance due to superposition of the most effective by their efficiency value operation modes of the drive and the compressor.

Key words: gas turbine engine, centrifugal compressor, gas-compressor unit, characteristic, efficiency.

Лютиков Александр Леонидович – инженер-конструктор отдела расчётно-экспериментальных характеристик и регулирования ГТУ ГП Научно-производственного комплекса газотурбостроения «Зоря»-«Машпроект», Николаев, Украина, e-mail: spe@mashproekt.nikolaev.ua.

Парафейник Владимир Петрович – ведущий научный сотрудник СКБ турбокомпрессорных машин ОАО «Сумское НПО им. Фрунзе», д-р техн. наук, ст. научный сотрудник, Сумы, Украина, e-mail: tkm@frunze.com.ua.

Чобенко Владимир Николаевич – начальник отдела расчётно-экспериментальных характеристик и регулирования ГТУ ГП Научно-производственного комплекса газотурбостроения «Зоря»-«Машпроект», Николаев, Украина, e-mail: spe@mashproekt.nikolaev.ua.

УДК 629.113

Г.П. ПОДЗНОЕВ, У.А. АБДУЛГАЗИС

Крымский инженерно-педагогический университет, Симферополь, Украина

ОСОБЕННОСТИ РЕГЕНЕРАТИВНОГО ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ЦИКЛА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ АВТОМОБИЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭНЕРГОНОСИТЕЛЯ НА ОСНОВЕ ГИДРИДА АЛЮМИНИЯ

Рассмотрены термодинамические особенности автомобильного варианта газо(паро)турбинного двигателя на основе алюмогидридного энергоносителя, пероксида водорода в качестве окислителя и регенерации теплоты. В систему включен теплообменник и конденсатор для регенерации теплоты с помощью оборотной воды. Вместо компрессора использована менее энергоемкая подача воды в гидролизный генератор водорода и пероксида водорода в камеру сгорания с помощью питательных насосов. Путем математического моделирования для вариантов кватной подачи в процесс оборотной воды определены основные термодинамические характеристики – температура, давление, энтальпия пара в точках смены процессов, термический КПД и совершаемая работа. Установлено существенное увеличение значений давления, термического КПД и совершаемой полезной работы цикла при увеличении количества оборотной воды на фоне снижения термических нагрузок в камере сгорания.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, альтернативный энергоноситель, гидрид алюминия, термодинамика, гидролиз, регенерация теплоты, соотношение параметров

Постановка проблемы

Основной проблемой, стоящей в настоящее время перед автомобильным сектором экономики является диверсификация системы его энергетического обеспечения вследствие неуклонного истощения природных запасов углеводородного топлива и его негативного воздействия на экологию окружающей среды и жизнеобеспечения человека. К этому следует добавить низкий коэффициент полезного использования теплоты сгорания углеводородного топлива в существующих типах автомобильных ДВС. В то же время не все потенциальные возможности реализуются в плане использования новых энергоносителей в существующих типах конструкций двигателей. К последним можно отнести и газотурбинные двигатели (ГТД), обладающие рядом принципиальных преимуществ перед поршневыми ДВС.

Информационно-аналитический обзор

Простейший газотурбинный двигатель имеет одну турбину, которая питает компрессор и одновременно является источником полезной мощности. Многовальный ГТД имеет несколько последовательно или параллельно стоящих турбин, каждая из которых имеет свой вал.

Как правило, первая после камеры сгорания турбина приводит компрессор двигателя, а последующие могут приводить как полезную нагрузку,

так и дополнительные компрессоры самого двигателя.

Общепризнанными преимуществами ГТД являются следующие [1];

- в конструкции турбины всего около 60 движущихся частей, а в обычном поршневом двигателе адекватной мощности их более 300. Масса и габариты ГТД не превышает 25-30% массы поршневого двигателя соответствующей мощности;

- режим горения у ГТД непрерывный, давление невысокое, что обеспечивает спокойную работу двигателя на любых числах оборотов и существенно упрощает систему регулировки подачи топлива. Отсутствие крутильных колебаний благоприятно сказывается на работе трансмиссии;

- для пуска двигателя при низкой температуре воздуха не требуется разогрев масла. Подача масла на подшипники при соответствующей его вязкости обеспечивается при любой температуре атмосферного воздуха. Также в десятки раз снижается расход масла, поскольку в ГТУ меньше подшипников, отсутствуют трущиеся детали и исключен непосредственный контакт между маслом и горячим газом;

- не имеет большого значения выбор топлива. Можно применять керосин, лигроин, дизельное топливо, бензин, сжатые и сжиженные газы (в том числе и водород) и их смеси;

- мощность в одном агрегате может быть поднята практически до любой необходимой величины при вполне приемлемых размерах и массе;

– повышение мощности при низких температурах положительно сказывается на работе в холодное время года;

– мощность в одном агрегате может быть поднята практически до любой необходимой величины при вполне приемлемых размерах и массе;

– наибольший момент соответствует заторможенному положению ротора силовой турбины при трогании машины с места, что позволяет в несколько раз сократить число передач в трансмиссии, а в ряде случаев для легковых автомобилей полностью исключить коробку передач и сцепление, что заметно облегчает управление автомобилем.

Однако наряду с существенными достоинствами ГТД имеют и ряд недостатков [2].

– низкий КПД, обусловленный меньшим тепловым перепадом при адиабатном расширении, так как допустимая по условиям прочности материалов максимальная температура газов перед турбиной компрессора ГТД составляет 1200–1450 К, в сравнении с 2800 К в поршневом двигателе;

– в транспортных ГТД компрессор потребляет мощность почти вдвое большую полезной мощности, снимаемой с вала турбины, а расход воздуха в 3–4 раза больше, чем для дизеля;

Кроме этого разработанные газотурбинные двигатели рассчитаны на использование углеводородного топлива, что в целом уравнивает их с поршневыми по влиянию на экологию и тепловой баланс природной среды.

Стремление реализовать преимущества ГТД способствовало активной разработке экспериментальных газотурбинных автомобилей различными фирмами [3]. Американская фирма Джeneral Моторс разработала работающий на керосине газотурбинный двигатель XP-21 с эффективной мощностью 272 кВт, при скорости вращения вала компрессора 26 000 мин⁻¹, а тяговой турбины – от 0 до 13000 мин⁻¹. Фирма Крайслер (США) создала легковой автомобиль «Плимут» с газотурбинным двигателем мощностью 88,3 кВт и расходом 15,9 л топлива на 100 км пробега.

Фирма Фиат сконструировала газотурбинный автомобиль мощностью 135 кВт, развивающий скорость до 240 км/час. Фирма «Ровер» подготовила экспериментальный автомобиль с ГТД мощностью 88,3 кВт и теплообменником. Вал компрессора двигателя вращается со скоростью 50000 мин⁻¹, а вал тяговой турбины — до 30000 мин⁻¹.

На Горьковском автомобильном заводе [4] с 1955 года была разработана модель двигателя ГАЗ-99Д мощностью 187 кВт и ГАЗ-99 ДМ со степенью повышения давления до 6 и температурой газов до 1300 К при удельном расходе топлива не более 170 г/л.с.ч.

В то же время как поршневые, так и газотурбинные двигатели потребляют углеводородное топливо, следовательно, остается зависимость от неуклонно истощающихся природных ресурсов углеводородов и выбросов в атмосферу CO₂.

Наиболее перспективным альтернативным топливом в настоящее время признан водород, ресурсы которого практически неисчерпаемы и могут быть возобновлены в любом требуемом объеме. По данным интернет-сайтов [4,5] практически все энергетические корпорации вкладывают огромные средства в престижные водородные программы.

Как топливо, водород в разработанных на настоящий момент концепт-автомобилях используется в двух принципиально различных вариантах:

– в топливных элементах, вырабатывающих электроэнергию для питания электродвигателей;

– непосредственно в двигателях внутреннего сгорания карбюраторного типа.

В последнем случае (BMW 750hL) преимущество состоит в том, что двигатели могут работать на любом из двух видов топлива – и на бензине, и на водороде. Подобный вариант использовала также фирма «Ford», установив на модели Focus C-MAX 2,3-литровый четырехцилиндровый (82 кВт) бензиновый двигатель. Сжатый водород размещался под давлением 35 МПа в трех баках общим объемом 119 литров (2,75 кг), что позволяло автомобилю пройти всего 200 км.

Более эффективными считаются водородные системы с топливными элементами (ТЭ) к которым относятся модели Honda Civic FCX и DM Hy-Wire, с водородом в специальных сверхпрочных баллонах объемом 150–160 дм³ под давлением 35 МПа. Масса H₂ при этом составляет всего 4,5–4,9 кг (570 МДж), достаточных на 400–450 км пробега.

В то же время водород обладает весьма серьезными проблемными характеристиками, трудно разрешимыми в разработанных концепциях водородных автомобилей. Он имеет весьма низкую объемную энергоемкость (10,8 МДж/м³ по сравнению с 36000 МДж/м³ для бензина) и плотность (0,099 кг/м³ при 273 К). Поэтому для его хранения и перевозки приходится использовать очень высокое давление (более 30 МПа) или в жидком виде при весьма низких температурах, что требует также прочной и надежной тары. Кроме этого его наличие под сиденьем сжатым до 35 МПа (4 – 5 кг) со взрывным потенциалом около 90 кг в тротиловом эквиваленте, создает серьезные технологические и психологические проблемы при использовании в автомобиле в современном весьма неуравновешенном мире.

Более перспективным является использование ряда комплексных металлгидридов, особенно на основе гидрида алюминия (AlH₃), в условном адек-

ватном объеме которого (например, 150 дм³) содержится 22,2 кг водорода с энергопотенцией около 2665 МДж [6]. Наибольший энерговыход получается при гидролизе AlH_3 . В этом случае из его указанного объема можно получить 44,4 кг газообразного H_2 с энергопотенцией уже 5330 МДж, что выше таковой для 150 дм³ бензина (5060 МДж).

Кроме этого при гидролизе выделяется значительное количество тепловой энергии (13,2 МДж/кг AlH_3 , или около 2918 МДж в варианте 150 дм³ AlH_3). Таким образом, полный энергопотенциал AlH_3 может достигать 8250 МДж, что в 1,6 раза выше адекватного по объему бензина или в 15,3 раза выше, чем для сжатого до 35 МПа водорода.

В работе [8] теоретически рассмотрен идеальный термодинамический цикл Дизеля (Н-Дизель) с предварительным гидролизом AlH_3 обратной водой и регенерацией теплоты отработавших газов в дополнительном теплообменнике. Математическое моделирование основных термодинамических характеристик подобного цикла Н-Дизеля показало [7] значительное увеличение термического КПД и количества полезной работы при адекватности вводимой теплоты, но с более мягкими параметрами рабочего тела.

Цель исследований

Целью работы является попытка рассмотреть и обосновать возможность использования алюмогидрида алюминия, пероксида водорода и регенерации теплоты в ГТД.

В задачу исследований входило математическое моделирование термодинамических характеристик идеального газотурбинного цикла. Также оценивалась зависимость рассчитанных значений параметров (температуры и давления), энтальпии пара (h), термического КПД (η), и совершаемой работы (A) от квоты добавочной воды и энергетического баланса цикла. Последний складывался из теплоты гидролиза AlH_3 , парциально приходящейся на получаемую паро-водородную фазу, теплоты сгорания водорода, теплоты термической диссоциации пероксида водорода (H_2O_2) в камере сгорания и количества регенерируемой теплоты.

Изложение материала

Аналогично рассмотренным вариантам Н-Дизеля может быть построена работа и ГТУ с дополнительно пристроенным гидролизным генератором водорода, теплообменником и конденсатором. Для снижения затрат на компрессию воздуха предусмотрено

использование жидкого пероксида водорода (H_2O_2) в качестве окислителя, массовое содержание активного O_2 в котором составляет 47%, что значительно выше такового для воздуха (около 23%). При высокой температуре пероксид разлагается на кислород и воду ($\text{H}_2\text{O}_2 + Q \rightarrow \text{H}_2\text{O} + \text{O}_2$). При этом выделяется еще 2,9 МДж/кг (около 13% дополнительной теплоты). При термическом разложении пероксида получается *in situ* кислород в атомарной форме, что значительно улучшает кинетику и полноту горения основного топлива. Для подачи жидкого пероксида в камеру сгорания требуются почти на порядок меньшие энергозатраты в сравнении с компрессией воздуха.

Термодинамические расчеты параметров идеального газотурбинного цикла на данном этапе проводились с кватным изменением массы вводимой обратной воды при равенстве количества регенерируемой теплоты.

За основу математического моделирования были приняты:

- объем камеры гидролиза – 1,0 дм³;
- объем камеры сгорания 1,5 дм³;
- количество ступеней турбины – 1.

Условная квота расхода энергоносителя (AlH_3), равная 0,045 г за один термодинамический цикл. Из указанной пропорции до 17,5 % теплоты в цикл вводится за счет гидролиза AlH_3 , до 38 % - регенерируемая теплота, около 13 % составляет теплота термической диссоциации пероксида водорода и всего около 32 % - при сгорании водорода. Особенностью рассматриваемого термодинамического цикла является то, что после гидролиза образуется паро-водородная смесь, подаваемая в камеру сгорания по перепаду давления, а после сгорания рабочим телом становится монокомпонентная фаза водяного пара, которая и выполняет работу в процессе адиабатного расширения.

При расчете термодинамических параметров температура исходных компонентов перед гидролизом принималась равной 373 К, условно адекватная температуре водной фазы при конденсации отработавшего пара в конденсаторе. Конденсат подавался питательным насосом в теплообменник с отбором теплоты (одинаковой для всех рассчитанных вариантов) от отработавшего пара и далее поступал в гидролизную камеру. Варианты квоты исходной добавочной воды на гидролиз рассчитывались в интервале 2, 0 – 4,0 г на цикл с шагом в 0,5 г. Моделирование проводилось по стандартной методике теплотехнических расчетов термодинамических процессов, составляющих идеальный паротурбинный цикл (табл. 1).

Таблица 1

Соотношение параметров термодинамического цикла газотурбинного (паротурбинного) цикла от квоты добавочной воды при использовании алюмогидрида, пероксида водорода и регенерации теплоты

Варианты	1	2	3	4	5
H ₂ O	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0
t ₂	830,3	745,0	686,4	644,5	612,9
t ₃	1170,7	1026,3	926,0	853,1	797,6
t ₄	726,2	620,7	547,2	513,9	480,1
p ₂	7,86	8,79	9,7	10,6	11,54
p ₃	7,7	8,36	9,0	9,2	10,2
h ₃	24,64	31,36	38,03	44,70	51,39
h ₄	26,66	33,70	40,43	47,18	54,00
h ₅	28,25	34,89	41,55	48,21	54,87
η	0,560	0,664	0,679	0,706	0,751
A	1894,3	2250,8	2305,2	2388,9	2551,6

В табл. 1 даны: H₂O – квота воды в циклическом обороте (г); t₂ – температура паро-водородной фазы в конце гидролиза (К); t₃ – температура паровой фазы в конце сгорания; t₄ – температура в конце адиабатного расширения (К); p₂ – давление паро-водородной фазы после гидролиза (10⁵ Па); p₃ – давление паровой фазы после изобарного сгорания (10⁵ Па); p₄ – давление паровой фазы после адиабатного расширения (10⁵ Па); h₃ – энтальпия водяного пара в конце изобарного сгорания (кДж); h₄ – энтальпия водяного пара в конце адиабатного расширения (кДж); h₅ – энтальпия водяного пара в конденсаторе (кДж); η – термический КПД цикла; A – работа цикла (Дж).

Из проведенного кватного моделирования видно, что:

1. Рассмотренный вариант представляет собой бинарный газо-паротурбинный двигатель (ГПТД), где в гидролизной камере образуется паро-водородная газовая фаза, без каких либо потерь поступающая в камеру сгорания. В последней в процессе сгорания водорода образуется паровая фаза, выполняющая роль рабочего тела.

2. По мере повышения количества воды, участвующей в термодинамическом процессе (расход пара) и равенстве регенерируемой теплоты закономерно возрастет давление паровой фазы и энтальпия водяного пара. Адекватно этому увеличивается КПД цикла и совершаемая работа.

3. Температурные показатели в термодинамической системе по мере увеличения количества задействованной воды постепенно снижаются, что благоприятствует работе лопаток турбины.

Выводы

Установленные параметрические зависимости термодинамического цикла двигателя газо(паро)-турбинной установки (ГПТД) с использованием гидроксида алюминия в качестве основного энергоносителя, пероксида водорода как окислителя вместо воздуха, конденсацией отработавшего водяного пара и регенерацией теплоты оборотной водой свидетельствуют о

возможности существенного улучшения экологических и параметрических характеристик предлагаемого варианта ГПТД, сохраняя свои достоинства и освобождаясь от отмеченных выше недостатков. Использование пероксида водорода в качестве окислителя вместо воздуха позволяет исключить из схемы компрессор, сохраняя тем самым значительную часть энергии рабочего тела на совершение основной полезной работы – получение электроэнергии.

При дальнейших исследованиях необходимо оптимизировать термодинамический цикл по основным технологическим характеристикам – количеству регенерируемой теплоты, соотношению размеров камер гидролиза и сгорания, температуре и давлению с целью получения максимальной работы турбины, повышения ее эксплуатационной эффективности и экологичности.

Литература

1. Достоинства газотурбинных двигателей: Эволюция автомобилей [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: avto-evolution.ru/dostoinstva-gazoturbinnux-dvigatlej.
2. Недостатки газотурбинных двигателей: Эволюция автомобилей [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: avto-evolution.ru/nedostatki-gazoturbinnux-dvigatlej.
3. Автомобильные газотурбинные двигатели. Журнал «АВТОТРАК» [Электронный ресурс]. – Ре-

жум доступа к журналу: www.autotruck-press.ru/.../article196.

4. Интернет-журнал «Мир автоновостей» Водородные Фокус готовят к запуску в серию [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://auto-show-info.ru/?m=200812135>.

5. Подзноев Г.П. Метало гидридные системы энергообеспечения транспорта / Г.П. Подзноев, У.А. Абдулгасис // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 8 (16). – С. 32-36.

6. Подзноев Г.П. Термодинамические особенности регенеративного цикла H-дизеля с использованием энергоносителя на основе гидрида алюминия. / Г.П. Подзноев, У.А. Абдулгасис // Двигатели внутреннего сгорания. – 2008. – № 2. – С. 13-17.

7. Подзноев Г.П. Возможности использования пероксида водорода в качестве окислителя в двигателях внутреннего сгорания / Г.П. Подзноев, У.А. Абдулгасис // Ученые записки КИПУ. – Симферополь. – 2009. – Вып. 20. – С. 15-21.

Поступила в редакцию 31.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой механизации, энергетики и технического сервиса Л.Ф. Бабицкий, Национальный аграрный университет, Симферополь.

ОСОБЛИВОСТІ РЕГЕНЕРАТИВНОГО ТЕРМОДИНАМІЧНОГО ЦИКЛУ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА АВТОМОБІЛЯ З ВИКОРИСТАННЯМ ЕНЕРГОНОСІЯ НА ОСНОВІ ГІДРИДУ АЛЮМІНІЮ

Г.П. Подзноев, У.А. Абдулгасис

Розглянуто термодинамічні особливості автомобільного варіанту газо(паро)турбінного двигуна на основі алюмогидридного енергоносія, пероксиду водню в якості окислювача і регенерації теплоти. До системи включений теплообмінник і конденсатор для регенерації теплоти за допомогою зворотної води. Замість компресора використана менш енергоємна подача води в гідролізний генератор водню і пероксиду водню в камеру згорання за допомогою живильних насосів. Шляхом математичного моделювання для варіантів квотної подачі в процес оборотної води визначені основні термодинамічні характеристики – температура, тиск, ентальпія пара в точках зміни процесів, термічний ККД і чинена робота. Встановлено істотне збільшення значень тиску, термічного ККД і зробленої корисної роботи циклу при збільшенні кількості оборотної води на тлі зниження термічних навантажень в камері згорання.

Ключові слова: газотурбінний двигун, альтернативний енергоносіє, гідрид алюмінію, гідроліз, регенерація теплоти, співвідношення параметрів.

THE OPTIMIZATION OF PARAMETRIC CHARACTERISTICS OF H-DIESEL THERMODYNAMIC REGENERATION CYCLE WITH USAGE OF AN ENERGY CARRIER BASED ON HYDRIDE ALUMINIUM

G.P. Podznoev, U.A. Abdulgazis

Thermodynamic peculiarities gas-turbine engine on the basis of aluminum hydride energy carrier, peroxide hydrogen, as an oxidizer and heat regenerator are considered herein. There is heat changer and condensator for heat regeneration with the help of recycled water in the system. Instead of compressor there is less energy consuming in put of water into hydrolyzed generator of hydrogen and peroxide of hydrogen into the combustion chamber with the help of pumps. By means of mathematical modeling the variants of quote input in to the process of recycled water main thermodynamics: temperature, pressure, enthalpy of vapour in the points of process changes thermal ILU and the work being done, are defined herein.

Key words: gas-turbine engine, alternative energy carrier, aluminum hydride, H-Diesel, thermodynamic, hydrolyze, heat regeneration, correlation of parameters.

Подзноев Геннадий Петрович – канд. геол.-мин. наук, доцент, доцент каф. «Эксплуатация и ремонта автомобилей» Крымского инженерно-педагогического университета, Симферополь, Украина, e-mail: podznoev_gp@hotmail.com

Абдулгасис Умер Абдуллаевич – д-р техн. наук, профессор, заведующий каф. «Эксплуатация и ремонт автомобилей» Крымского инженерно-педагогического университета, Симферополь, Украина e-mail: cseru@ukr.net.

УДК 621.438

А.К. ЧЕРЕДНИЧЕНКО, М.Р. ТКАЧ, Н.В. ВАЩИЛЕНКО

Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова, Украина

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МОБИЛЬНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК СЛОЖНЫХ ЦИКЛОВ ПРИМЕНЕНИЕМ ПРОМЕЖУТОЧНОГО ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ

Проанализированы требования, которые предъявляются к энергетическим установкам мобильных объектов. Рассмотрены газотурбинные установки сложных циклов без пароводяных утилизационных контуров. Приведены результаты исследования характеристик газотурбинной установки, оснащенной теплообменником - регенератором с промежуточным жидкометаллическим теплоносителем. Показано, что применение теплообменных аппаратов с промежуточным теплоносителем в составе газотурбинных установок сложных циклов обеспечивает существенное уменьшение габаритов мобильных энергетических комплексов.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, промежуточный теплоноситель, регенерация тепла, энергонасыщенность.

Введение

Для современных мобильных энергетических комплексов различного назначения, например, энергетических установок круизных лайнеров, специализированных судов FPSO, морских буровых платформ, плавучих электростанций, блочно-модульных электростанций, транспортных энергокомплексов характерно использование газотурбинных технологий, которые дают возможность создания единого энергокомплекса для выработки всех необходимых видов энергии с эффективным использованием различных топлив.

1. Формулирование проблемы

Газотурбинные двигатели энергетических установок мобильных объектов отличаются от ГТД стационарных энергетических установок более жесткими требованиями по массогабаритным характеристикам и характеристиками надежности, что влечет за собой относительное снижение КПД двигателя и ограничения по температуре газа перед турбиной.

На сегодняшний день высокоэффективный и надежный ГТД мобильного энергокомплекса может быть создан путем реализации сложных циклов. При этом решается многовариантная задача, связанная с минимизацией массогабаритных характеристик и гидравлических сопротивлений в газоздушном тракте, и, одновременно, с максимизацией коэффициента полезного действия. В данной работе рассмотрены установки сложных циклов без пароводяных утилизационных контуров.

2. Решение проблемы

В практике проектирования энергетических комплексов на базе ГТУ сложных циклов [1] наибольшее распространение получил способ регенерации тепла отходящих газов путем введения в схему теплообменника-регенератора. Применение регенератора такого типа влечет за собой усложнение конфигурации газоздушного тракта и нарушение равномерности потока, вызывающие значительный рост потерь полного давления и тепла, утечки рабочих сред. Повышение степени регенерации для такого теплообменника ограничено значительным увеличением площади теплопередающей поверхности регенератора. При блочно-модульном исполнении энергокомплекса для оценки габаритных показателей может использоваться такой критерий, как энергонасыщенность модуля по объему, представляющий собой отношение мощности на выходном валу двигателя к объему энергомодуля, k_v (кВт/м³). Для транспортного ГТД простого цикла мощностью 16 МВт (UGT16000) этот показатель ~ 300 кВт/м³. Предварительная проработка показала, что для ГТУ с гладкотрубным регенератором «котельного» типа [2], размещенным в выхлопном тракте газотурбинного двигателя энергонасыщенность составит около 5 кВт/м³. Столь низкая характеристика объемной энергонасыщенности не соответствует требованиям, предъявляемым к мобильным энергокомплексам.

Известным путем повышения эффективности ГТУ сложных циклов является «воздушная утилизация» с применением воздушной турбины или дополнительного воздушно-турбинного двигателя [3].

Недостатком таких установок (как и для предыдущей схемы) являются низкая энергонасыщенность и большая масса установки за счет габаритов утилизационного теплообменника [4].

Дальнейшее повышение эффективности мобильной ГТУ сложного цикла может быть связано с термохимической регенерацией тепла отходящих газов ГТД путем конверсии топлива в смесь газов с более высокой теплотворной способностью [5]. Принципиально возможна совместная термодинамическая и термохимическая регенерация тепла [6]. В зависимости от конструктивного размещения термохимического реактора (до или после регенератора) возможна конверсия таких топлив как метанол, диметиловый эфир, а также этанола и метана.

Существенным препятствием в реализации и этой схемы является увеличение потерь полного давления при размещении термохимического реактора в газопыпускном тракте ГТД.

Рациональным путем повышения эффективности мобильных ГТУ с регенеративными ГТД может быть применение теплообменника-регенератора в виде комплекса из двух теплообменников, тепловая связь между которыми осуществляется контуром промежуточного теплоносителя (ПТН). Хотя использование такого теплоносителя и представляет определенную проблему, но позволяет уменьшить габариты за счет существенного улучшения процессов теплопередачи и снизить потери в газозвушном тракте.

Определение характеристик выполнено применительно к регенеративной ГТУ с двухсекционным теплообменником газоотвода (ТГО), размещенным на выходе ГТД и двухсекционным теплообменником компрессора (ТКО) с переносом тепла промежуточным "тяжелым" жидкометаллическим теплоносителем [7] (рис. 1, а). Прокачка промежуточного теплоносителя осуществляется последовательно через каждый теплообменник отдельными циркуляционными насосами.

Параметры ГТД с регенерацией тепла отходящих газов соответствуют данным табл. 1.

Таблица 1

Диапазон параметров регенеративного ГТД

Параметры цикла	Степень регенерации, R	
	0,8	0,85
число компрессоров, n_k	1	
число турбин, n_t	2	
температура газов перед ТВД, T_3	1223 К	
степень повышения давления в цикле, π_k	4,0...7,0	
расход воздуха через компрессор ГТД, G_k	~ 90 кг/с	
мощность ГТД, N_e	~ 16000 кВт	

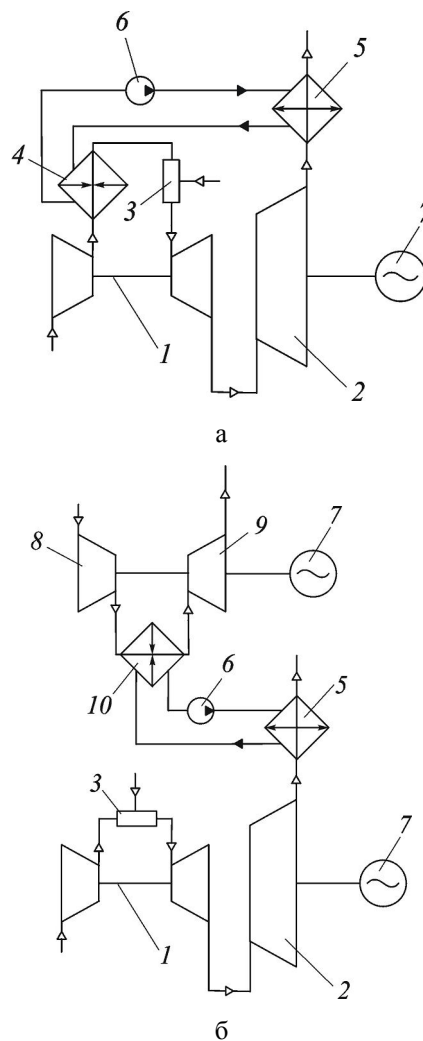


Рис. 1. Схемы ГТУ с ПТН:
 а – регенеративная ГТУ; б – ГТУ с воздушной теплоутилизующей турбинной установкой (ВТТУ)
 1 – турбокомпрессорный блок; 2 – силовая турбина;
 3 – камера сгорания; 4 – ТКО; 5 – ТГО;
 6 – циркуляционный насос ПТН; 7 – генератор;
 8 – компрессор ВТТУ; 9 – турбина ВТТУ;
 10 – нагреватель воздуха

Диапазон значений степени регенерации принят 0,8...0,85, так как дальнейшее увеличение R сопровождается значительным увеличением теплообменной поверхности.

Температура газов перед турбиной ограничивалась диапазоном 900...1100°C в соответствии с рекомендациями [2], исходя из требований по обеспечению надежности мобильных энергокомплексов.

При выборе степени повышения давления в цикле оценивалась эффективность регенератора. В качестве критерия принималась тепловая мощность регенератора в относительном виде:

$$\bar{N} = N_T / N_e,$$

где N_T – тепловая мощность регенератора.

Результаты расчетов позволили выявить существенную взаимосвязь параметров регенеративного ГТД (рис. 2).

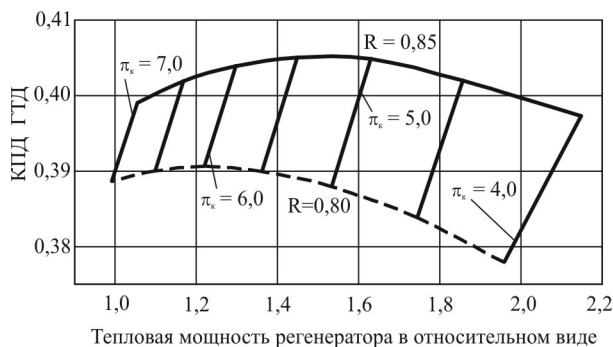


Рис. 2. Взаимосвязь КПД ГТД и тепловой мощности регенератора (в относительном виде)

Рассмотрена модульная схема регенератора с вертикальным исполнением теплообменника газоотвода и среднearифметическим распределением температурных напоров. Вследствие размещения ТКО "вокруг ГТД" принята его двухсекционная конструкция.

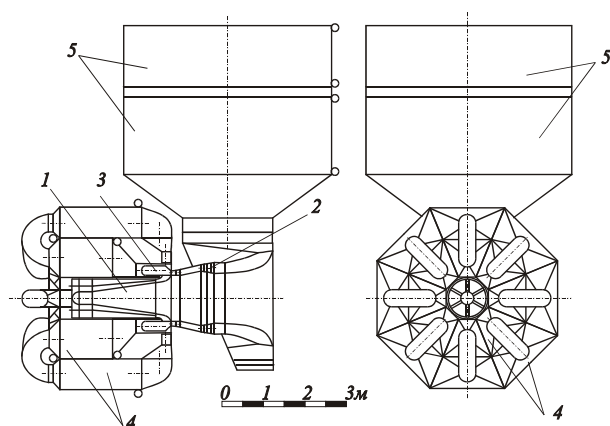


Рис. 3. Конструктивная схема ГТД с промежуточным теплоносителем (табл. 1) поз. рис. 1

Теплообменник компрессора выполнен из ряда одинаковых модульных секций, трубные пучки в которых коридорные, гладкотрубные и набраны из труб 18×2 (рис.3).

Трубные пучки теплообменника ТГО выполнены горизонтальными, коридорными, гладкотрубными и набраны из труб диаметром 12×1,5. Соотношение площадей верхней и нижней секции теплообменника ТГО составляет $\approx 4/5$.

Естественно, оребрение трубок по воздушной и газовой сторонам позволяет существенно снизить габариты теплообменников, но увеличивает их стоимость.

Наибольшее влияние на показатели объемной энергонасыщенности мобильного энергокомплекса

на базе регенеративного ГТД оказывают габариты теплообменника газоотвода. Объем ТГО существенно зависит от π_k . Так при $R = 0,85$ для степеней сжатия в компрессоре 4,5 и 6,5 КПД ГТД равны и ниже максимального на 0,5%, а объем ТГО уменьшается на 17 % при большем значении π_k (рис. 4).

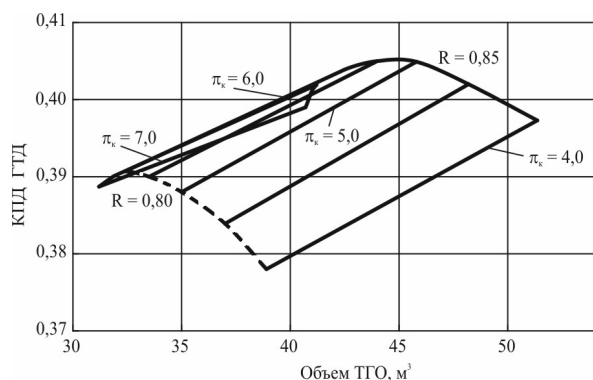


Рис. 4. Взаимосвязь КПД ГТД и объема ТГО (параметры ГТД см. табл. 1)

Согласно проведенным конструктивным разработкам для регенеративного ГТД ($R = 0,85$, $\pi_k = 5$) энергонасыщенность составила $\sim 45 \text{ кВт/м}^3$. Это сопоставимо с характеристиками среднеоборотных дизельных двигателей такой же мощности (например, для двигателей 8L64 и 16V46 фирмы Wärtsilä $k_v = 49 \dots 50 \text{ кВт/м}^3$).

Теплообменник с контуром промежуточного теплоносителя может быть успешно применен и для улучшения характеристик ГТУ с воздушными теплоутилизирующими установками (см. рис. 1б).

Для установок с совместной термодинамической и термохимической регенерацией тепла применение двухконтурного теплообменника с промежуточным теплоносителем дает возможность разместить термохимический реактор вне газовыпускного тракта ГТД. Исследования показывают, что температура ПТН на выходе из нижней секции ТГО составляет 780...870 К. Такой температурный диапазон позволяет осуществить эффективную термохимическую регенерацию при использовании большинства углеводородных топлив.

Заключение

1. Применение промежуточного теплоносителя обеспечивает весьма существенное (в несколько раз) уменьшение габаритов регенеративной ГТУ.

2. Дальнейшее уменьшение габаритов теплообменников ГТУ сложной схемы с промежуточным теплоносителем — регенеративного ГТД — на 15...20% достигается путем выбора π_k выше оптимального по КПД (в условиях снижения КПД не более чем на 0,5%).

Литература

1. Коваль В.А. О выборе термодинамической схемы газотурбинной установки промышленного назначения / В.А. Коваль, А.А.Тарелин // Вестник Национального технического университета «ХПИ». - Х.: НТУ «ХПИ», 2008. - № 35. - С. 72-77.
2. Особенности создания газотурбинной установки регенеративного цикла для ГПА / В.В. Романов, В.Е. Спицын, А.Е. Боцула, С.Н.Мовчан, В.Н. Чобенко // Восточно-европейский журнал передовых технологий. - 2009. - № 4 (40). - С. 16-19.
3. Тарелин А.А. Оценка эффективных путей развития отечественных приводных двигателей для газотранспортной системы / А.А. Тарелин, В.А. Коваль, В.А. Ковалева // Восточно-европейский журнал передовых технологий. - 2009. - № 4 (40). - С. 4-8.
4. Перспективы создания и применения воздушных турбинных теплоутилизующих установок /

О.С. Кучеренко, О.С. Мовчан, А.А. Филоненко, В.В. Кузнецов, А.П. Шевцов // Вестник Национального технического университета «ХПИ». - Х.: НТУ «ХПИ», 2008. - № 35. - С. 89-96.

5. Носач В.Г. Энергия топлива / В.Г.Носач; отв. ред. Еринов А.Е.; АН УССР, институт технической теплофизики. - К.: Наук. думка, 1989. - 148 с.

6. Ткач М.Р. Эффективность газотурбинной установки с термодинамической и термохимической регенерацией тепла отходящих газов / М.Р. Ткач, А.К. Чередниченко // Авиационно-космическая техника и технология. - 2009. - № 7 (64). - С. 19-22.

7. Теплоносители свинец-висмут и свинец в новых технологиях по переработке жидкостей и газов / Ю.И. Орлов, П.Н. Мартынов, К.Д. Иванов и др. // Конференция «Тяжелые жидкометаллические теплоносители в ядерных технологиях». - Обнинск, 2003.

Поступила в редакцию 20.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Б.Г. Тимошевский, Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова, Николаев.

ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ МОБІЛЬНИХ ГАЗОТУРБІНИХ УСТАНОВОК СКЛАДНИХ ЦИКЛІВ ВИКОРИСТАННЯМ ПРОМІЖНОГО ТЕПЛОНОСІЯ

О.К. Чередніченко, М.Р. Ткач, М.В. Ващенко

Проаналізовані вимоги, що висувають до енергетичних установок мобільних об'єктів. Розглянути газотурбінні установки складних циклів без пароводяних утилізаційних контурів. Наведені результати дослідження характеристик газотурбінної установки, яка обладнана теплообмінником-регенератором з проміжним рідкометалевим теплоносієм. Доведено те, що використання теплообмінних апаратів з проміжним теплоносієм в складі газотурбінних установок складних циклів забезпечує суттєве зменшення габаритів мобільних енергетичних комплексів.

Ключові слова: газотурбінний двигун, проміжний теплоносій, регенерація теплоти відпрацьованих газів, ступень підвищення тиску, енергонасиченість.

THE WAYS OF MOBIL GAS TURBINE POWER PLANT WITH INTERMEDIATE COOLANT EFFICIENCY INCREASE

A.K. Cherednichenko, M.R. Tkach, N.V. Vashchenko

The requirements that apply to mobile power plant are analyzed in the paper. The complex gas turbine power plants with water-steam recycling are considering. The results of the research of gas turbine equipped with a heat exchanger – regenerator with an intermediate liquid metal coolant' characteristic are investigated. It has been proved that the use of the heat-exchanger with intermediate coolant in the complex circle gas turbine provides a significant reduction of mobile power plants' mass-volume characteristics.

Key words: gas turbine engine, intermediate coolant, heat recycling, mass-volume characteristics.

Чередниченко Александр Константинович — канд. техн. наук, доцент кафедры судовых и стационарных энергетических установок Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: oleksandr.cherednichenko@nuos.edu.ua.

Ткач Михаил Романович — д-р техн. наук, зав. кафедрой теоретической механики Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: Mykhaylo.Tkach@nuos.edu.ua.

Ващенко Николай Витальевич - канд. техн. наук, доцент кафедры турбин Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина.

УДК 621.43

А.И. КРАЙНЮК

Восточноукраинский национальный университет им. В. Даля, Луганск, Украина

НОВЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С КАСКАДНЫМ ОБМЕННИКОМ ДАВЛЕНИЯ КРАЙНЮКА

Рассмотрены основные направления совершенствования газотурбинных двигателей применением принципов каскадного обмена давлением для сжатия воздуха в рабочем цикле установки. Приведены результаты расчетного исследования четырех вариантов организации рабочего процесса газотурбинного двигателя на базе двухступенчатого агрегата сжатия с промежуточным охлаждением и подогревом газозоудушных сред. Показаны возможность и резерв повышения энергетической эффективности газотурбинного двигателя каскадного обмена давлением за счет увеличения максимальной температуры цикла и рекуперации остаточной теплоты сжимающих газов.

Ключевые слова: каскадный обменник давления, газотурбинный двигатель, тепловой компрессор, обмен энергией, каскадное сжатие, максимальная температура цикла, сжимающий газ.

Введение

Компактность, высокая агрегатная мощность и динамическая уравновешенность современных газотурбинных двигателей (ГТД) обуславливает их привлекательность для использования в качестве первичных силовых агрегатов мобильных систем. Основным препятствием широкого внедрения ГТД в наземном транспорте является свойственная лопаточным машинам высокая чувствительность к изменению практически всех режимных параметров установки, что проявляется в ухудшении тяговых и экономических показателей даже при незначительном отклонении режимов ее работы от номинального. Особенно неудовлетворительными для переменных условий эксплуатации ГТД являются показатели приемистости и топливной экономичности на холостом ходу. В виду высокой частоты вращения ротора турбоагрегаты имеют ограниченный ресурс и требуют высокого уровня технического обслуживания. Незначительная разбалансировка роторов, например, вызванная загрязнением или обрывом лопатки, порождает чрезвычайное усиление вибрационных и динамических нагрузок.

Несмотря на высокий термический к.п.д. теоретического цикла возможность повышения энергетической эффективности ГТД (увеличением максимальной температуры цикла) на практике ограничивается термопрочностными свойствами применяемых в турбостроении материалов. Одно из известных направлений возможного увеличения отношения граничных температур цикла при ограничении температуры газов перед турбиной связано с ис-

пользованием волнового обменника давления (ВОД) в качестве верхней ступени сжатия в ГТД [1 – 6].

Идею использования ВОД в цикле ГТД впервые предложил Claude Seippel из компании Brown Boveri Company (BBC) в Швейцарии в 1942 [7, 8]. Теперь BBC это Asea Brown Boveri (ABB), а ВОД, так называемая система «Comprex» используется в автомобильных и более тяжелых дизельных двигателях [9, 10].

Интерес к ВОД возобновился недавно [5, 6, 11, 12, 13], подробный термодинамический анализ некоторых направлений совершенствования ГТД использованием ВОД приведен в работе [5].

Основное преимущества использования ВОД заключается в возможном увеличении термодинамической эффективности цикла повышением его максимальной температуры при ограничении температуры газов перед турбиной.

Согласно схеме на рис.1 сжатый в компрессоре воздух поступает в ВОД и далее сжимается в каналах ротора.

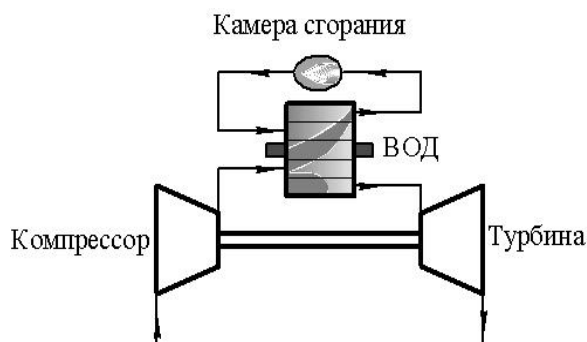


Рис. 1. ГТУ с ВОД

После дополнительного сжатия в ВОД, воздух, поступает в камеру сгорания. Горячий газ из камеры сгорания направляется в ВОД, где сжимает воздух, поступающий в него из компрессора. Энергетическим источником дополнительного сжатия воздуха является работа частичного расширения горячих газов в ВОД непосредственно перед полным расширением их в турбине. В этой конфигурации, горение происходит при более высоком давлении и температуре чем в стандартном ГТД но с тем же давлением после компрессора и таким же ограничением температуры газов перед турбиной.

Практическая возможность повышения температуры газов в линии высокого давления ГТД обусловлена охлаждающей способностью, ротора прямооточного ВОД, поддерживать среднюю температуру стенок благодаря периодическому охлаждению ячеек воздухом. По данным [6] давление газов перед турбиной на 15...20% выше давления сжатия в компрессоре. В стандартном ГТД напротив давление перед турбиной всегда ниже давления сжатия в компрессоре ввиду гидравлического сопротивления камеры сгорания. В результате повышения давления в ВОД увеличивается мощность турбины и общий термический к.п.д. ГТД.

Вместе с тем использование ВОД в качестве верхней ступени сжатия в газотурбинном двигателе не устраняет, а в ряде случаев усугубляет главный недостаток газотурбинного двигателя – неудовлетворительную эффективность на переходных и частичных режимах. Ярко выраженный волновой характер обменных процессов в ВОД предопределяет чувствительность его расходных характеристик к термодинамическим параметрам рабочих сред в газораспределительных окнах и частоте вращения ротора. Отклонение режима работы ГТД от расчетных условий сопровождается резким ухудшением показателей работы ВОД как вследствие рассогласования моментов подключения ячеек к газораспределительным окнам, так и вследствие увеличения неполноты вытеснения сжатого воздуха в камеру сгорания. На режимах, значительно удаленных от номинального, разрушение настроенной картины взаимодействия первичных волн с передними кромками окон отвода рабочих сред приводит к исчезновению продувочного импульса в линиях низкого и высокого давления и, следовательно, - к снижению давления газов перед турбиной относительно давления воздуха, нагнетаемого компрессором. Следует также заметить, что неизбежная диссипация энергии в процессе формирования и взаимодействия сильных ударных волн ограничивает к.п.д. лучших образцов ВОД на расчетных режимах значением 0,59...0,61 [14].

Значительный скачок эксплуатационных показателей транспортного ГТД может быть достигнут

применением принципов каскадного обмена давлением для осуществления сжатия газо-воздушных рабочих сред в рабочем цикле установки. Агрегаты, реализующие такое сжатие – каскадные обменники давления, представляют собой новое поколение обменников давления с преимущественно статическим характером взаимодействия сжимающей и сжимаемой сред [15, 16].

1. Свойства каскадного обменника давления

Рабочий цикл КОД, построенный на рекуперативном использовании потенциальной энергии остаточного давления для осуществления основного сжатия воздуха в процессе каскадного энергообмена отличается высоким к.п.д., а также нечувствительностью к удалению эксплуатационного режима от расчетных условий. Замечательная особенность рабочего цикла КОД заключается в незначительном влиянии неполноты вытеснения сжатого воздуха из ячеек ротора (эффекта так называемого «мертвого объема») на к.п.д. обменника. Причина такой нечувствительности вполне объяснима. Действительно, энергия сжатого воздуха, оставшегося в ячейке после разобщения с окном воздуха высокого давления, участвует в процессе каскадного массообмена и, следовательно, наряду с энергией сжимающего газа в ячейке непосредственно расходуется на последующее сжатие свежего заряда.

Поскольку лишь незначительная часть сжимающего газа расходуется на «досжатие» предварительно сжатого в процессе каскадного массообмена воздуха, в КОД имеет место примерное равенство объемных расходов сжимающей и сжимаемой сред. При этом отношение массовых расходов при незначительном превышении давления сжимающего газа P_{g1} , относительно давления нагнетаемого воздуха P_k близко обратному отношению температур этих сред.

Относительно невысокая частота вращения ротора (2000...3000 мин⁻¹) обуславливает существенно большую надежность и менее жесткие технологические требования к изготовлению каскадных обменников относительно турбокомпрессоров и ВОД.

Высокая эффективность и надежность КОД подтверждена испытаниями ряда опытных образцов на стенде моторных испытаний на базе дизеля 6ЧН12/14 (рис.2.) в лаборатории кафедры ДВС ВНУ им. В. Даля. Так, при параметрах сжимающего газа $T_{g1}=850$ К, $P_{g1}=250$ МПа достигнутое к.п.д. обменника с 10-ю массообменными каналами составляет $\eta_{код} = 0,84$. Резерв дальнейшего повышения к.п.д. обменника связан с увеличением числа массообменных каналов и снижения утечек рабочих сред в торцевых сопряжениях ротора.

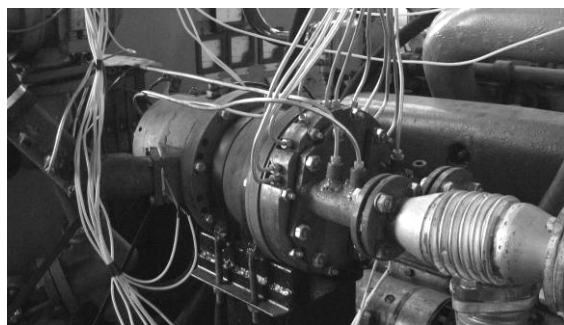


Рис. 2. Опытный образец КОД

Энергетическая эффективность рабочего цикла КОД реализуется в значительном превышении расхода сжимаемого воздуха относительно сжимающей среды, тем в большей степени, чем выше температура последней (рис. 3). Отмеченное свойство «умножения расхода» раскрывает перспективу создания на базе КОД принципиально новых устройств теплопреобразующих машин широкого назначения: тепловых компрессоров [17], газотурбинных двигателей, воздушных холодильных машин [18, 19], генераторов газов [20], а также систем наддува высокофорсированных ДВС [21, 22].

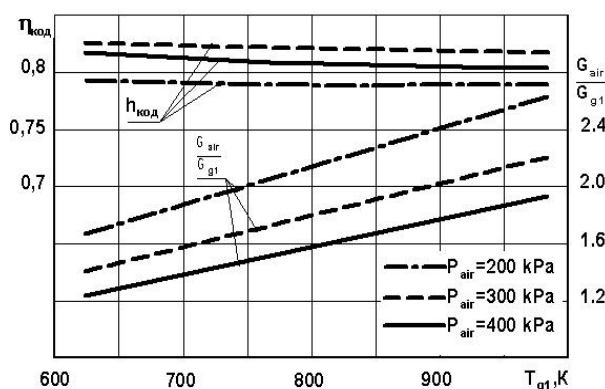


Рис. 3. Влияние температуры сжимающей среды T_{g1} на к.п.д. $\eta_{КОД}$ и отношение расходов сжимаемой и сжимающей сред G_{air}/G_{g1} в КОД

2. Использование принципов каскадного обмена давлением в системах сжатия воздуха

В простейшей схеме теплового компрессора (рис. 4, а) на базе каскадного обменника давления 1, окно подвода высокого давления 2 сообщено с окном отвода высокого давления 3 посредством канала 4 с размещенным в нем источником теплоты 5 (внутреннего сгорания или внешнего подвода теплоты). Патрубок 6 отвода сжатого воздуха к потребителю подключен к каналу 4 между окном 3 и источником теплоты 5. Часть нагнетаемого обменником 1 воздуха через патрубок 6 отводится к потре-

бителю, другая — через канал 4 направляется в источник теплоты 5, где подогревается, и далее подводится к окну 2 в качестве сжимающей среды.

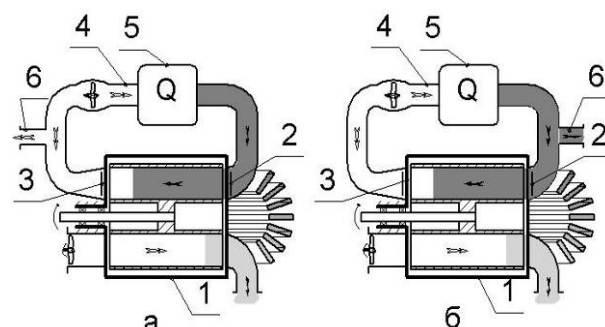


Рис. 4. Принципиальные схемы теплового компрессора (а) и генератора газов (б)
1 — КОД; 2 — окно подвода высокого давления;
3 — окно отвода высокого давления; 4 — канал высокого давления; 5 — источник подвода теплоты;
6 — патрубок отбора рабочего тела

Эффективность работы теплового компрессора оценивается энергетическим к.п.д. (η_k) согласно выражению: $\eta_k = (G \cdot H)/Q$, где G — расход сжатого воздуха; H — адиабатический теплоперепад; Q — подведенная теплота.

С точки зрения преобразования первичной тепловой энергии, экспериментально подтвержденные значения η_k теплового компрессора, достаточно высоки. На режимах $T_z = 1000 \dots 1100$ К для $\pi_k = 3,9 \dots 4,2$ $\eta_k = 0,2 \dots 0,215$. Напорность теплового компрессора зависит от относительного расхода сжатого воздуха $\bar{G}_{отб}$, представляющего собой отношение расхода воздуха, отведенного к потребителю, к массовой пропускной способности ротора. Максимальная степень повышения давления π_k и оптимальное значение $\bar{G}_{отб}$ по критерию минимальных энергозатрат заметно возрастает с повышением максимальной температуры цикла T_z . Уникальная простота одноступенчатого теплового компрессора обуславливает привлекательность его применения в системах воздухообеспечения с максимальным давлением нагнетания до 0,4...0,5. Конструкция теплового компрессора легко трансформируется в генератор газа путем подключения патрубка отвода рабочего тела к каналу 4 между источником теплоты 5 и окном 2 подвода сжимающей среды (рис. 4). Характеристики производительности генератора газов аналогичны показателям теплового компрессора, но отличаются более высокими значениями энергетического к.п.д. [9].

Более высокую напорность и энергетическую эффективность реализует двухступенчатый тепловой компрессор КОД с промежуточным охлаждением сжимаемого воздуха и подогревом сжимающей среды, рис. 5, 6 [11].

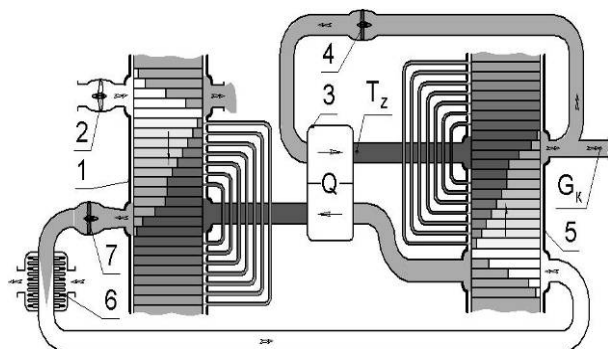


Рис. 5. Принципиальная схема двухступенчатого теплового компрессора КОД

- 1 – КОД I; 2 – продувочный вентилятор;
3 – источник подвода теплоты; 4 – вытеснительный вентилятор; 5 – КОД II; 6 – охладитель;
7 – циркуляционный вентилятор

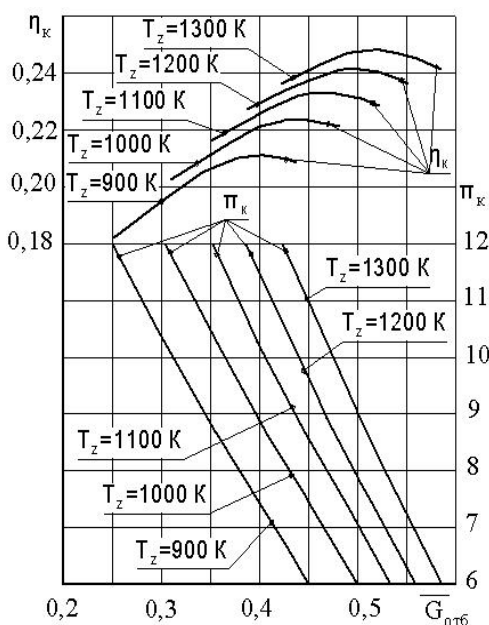


Рис. 6. Показатели работы двухступенчатого теплового компрессора КОД

Применение агрегатов КОД в качестве компрессорной ступени ГТД позволяет осуществить сжатие

рабочего тела в основном за счет прямого преобразования подводимой теплоты в результате внутреннего перераспределения индикаторной работы каскадного энергообмена с незначительным отвлечением механической энергии от вала отбора мощности. Благодаря этому силовая турбина газотурбинного двигателя каскадного обмена давлением (ГТД КОД) имеет в несколько раз меньшие размеры относительно турбины типичного ГТД эквивалентной мощности.

3. Показатели газотурбинных двигателей с компрессорной ступенью каскадного типа

Существует большое разнообразие возможных схем устройств ГТД каскадного обмена давлением. В этой работе рассматриваются четыре варианта организации рабочего процесса ГТД на базе двухступенчатого компрессора КОД с промежуточным охлаждением сжимаемого воздуха и промежуточным подогревом расширяющихся газов, рис. 7 – 10.

В схеме на рис. 7 (вариант I) двухступенчатый агрегат каскадного сжатия с прямоточным движением рабочих сред используется в качестве генератора газов, непосредственно подключаемого к силовой турбине. Схема на рис. 8 (вариант II) отличается от схемы варианта I наличием регенератора остаточной теплоты сжимающих газов, покидающих первую ступень КОД. В схеме на рис. 9 (вариант III) двухступенчатый агрегат каскадного сжатия используется в качестве источника сжатого воздуха, нагнетаемого в силовую турбину после подогрева в регенераторе остаточной теплотой сжимающих газов. В схеме на рис. 10 (вариант IV) в качестве рабочей среды силовой турбины используется смесь воздушного и газового потоков, нагнетаемых двухступенчатым агрегатом каскадного сжатия.

Результаты расчетного определения эффективных показателей этих вариантов ГТД КОД с различными параметрами рабочего процесса сведены в табл. 1 – 4.

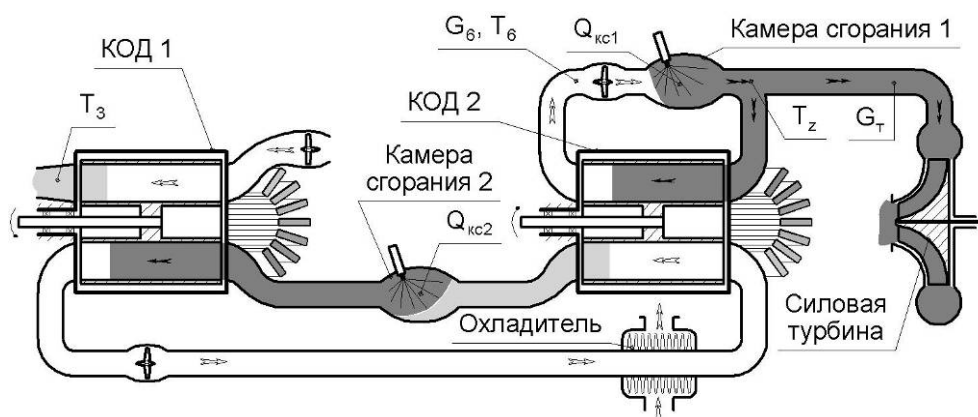


Рис. 7. Схема ГТУ с двухступенчатым агрегатом сжатия

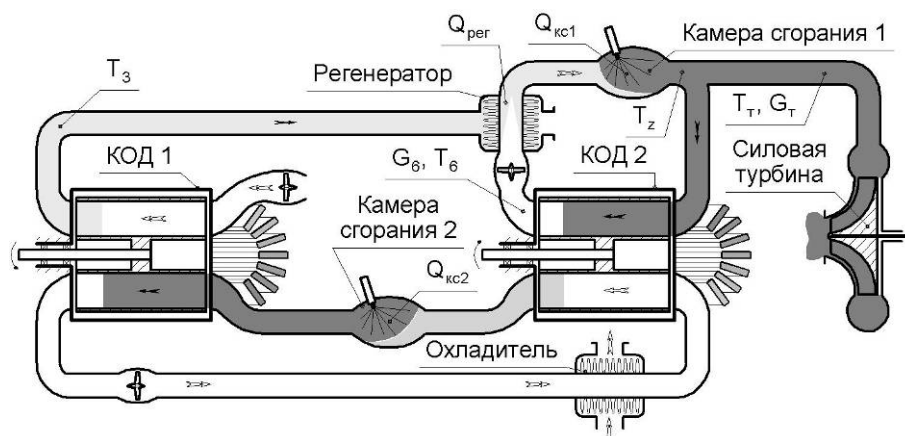


Рис. 8. Схема ГТУ с двухступенчатым агрегатом сжатия с регенерацией остаточной теплоты сжимающих газов

Таблица 1

Параметры рабочего процесса и показатели ГТУ КОД по схеме варианта I (рис. 7)

$\eta_{ГТД}$	$N_{ГТД},$ кВт	$\pi_{к\Sigma}$	$\pi_{к1}$	$\pi_{к2}$	$Q_{кc1},$ кДж/с	$Q_{кc2},$ кДж/с	$Q_{рег},$ кДж/с	$G_t,$ кг/с	$G_6,$ кг/с	$T_t,$ К	$T_6,$ К	$T_3,$ К
$T_z = 900$												
0,233	46,2	6	2,63	2,28	149	30,3	0	0,160	0,3	900	406	666
0,253	48,8	8	3,01	2,65	142	36,4	0	0,150	0,3	900	430	639
0,262	49,7	10	3,35	2,98	136	42,6	0	0,143	0,3	900	449	618
0,265	49,9	12	3,66	3,28	131	46,3	0	0,136	0,3	900	466	602
$T_z = 1100$												
0,256	64,8	6	2,62	2,29	209	30,2	0	0,185	0,3	1100	407	816
0,279	69,5	8	3,00	2,66	202	36,3	0	0,178	0,3	1100	431	782
0,292	72,1	10	3,34	2,99	196	42,6	0	0,171	0,3	1100	450	756
0,299	73,5	12	3,65	3,28	191	46,3	0	0,166	0,3	1100	466	736

Таблица 2

Параметры рабочего процесса и показатели ГТУ КОД по схеме варианта II (рис. 8)

$\eta_{ГТУ}$	$N_{ГТД},$ кВт	$\pi_{к\Sigma}$	$\pi_{к1}$	$\pi_{к2}$	$Q_{кc1},$ кДж/с	$Q_{кc2},$ кДж/с	$Q_{рег},$ кДж/с	$G_t,$ кг/с	$G_6,$ кг/с	$T_t,$ К	$T_6,$ К	$T_3,$ К
$T_z = 900$ К												
0,279	46,2	6	2,63	2,28	120	30,3	29,4	0,160	0,3	900	406	666
0,295	48,8	8	3,01	2,65	117	36,4	25,1	0,150	0,3	900	430	639
0,298	49,7	10	3,35	2,98	114	41,6	21,4	0,143	0,3	900	449	618
0,295	49,9	12	3,66	3,28	113	46,3	17,9	0,136	0,3	900	466	602
$T_z = 1100$ К												
0,304	64,8	6	2,62	2,29	171	30,2	37,8	0,185	0,3	1100	407	816
0,327	69,5	8	3,00	2,66	167	36,3	34,6	0,178	0,3	1100	431	782
0,337	72,1	10	3,34	2,99	164	41,6	31,7	0,171	0,3	1100	450	756
0,341	73,5	12	3,65	3,28	162	46,3	29,1	0,166	0,3	1100	466	736

Согласно обозначениям в схемах на рис. 7 – 10 указаны:

$\eta_{ГТД}$, $N_{ГТД}$, T_z – эффективность и мощность двигателя;
 $\pi_{к\Sigma}$, $\pi_{к1}$, $\pi_{к2}$ – степени повышения давления соответственно общая в двухагрегатах КОД, в агрегатах КОД 1-й и 2-й ступеней;

$Q_{кc1}$, $Q_{кc2}$, $Q_{рег}$ – мощность тепловых потоков соответственно в камере сгорания высокого давления, камере сгорания промежуточного давления, в регенераторе теплоты отработавших газов;

G_6 и T_6 – соответственно расход и температура воздуха через окно высокого давления КОД 2 ступени;

G_t – расход газов через силовую турбину;

T_z – максимальная температура цикла;

T_t – температура рабочей среды перед силовой турбиной;

T – температура сжимающих газов на выходе из второй ступени.

При расчете показателей работы ГТУ КОД к.п.д. силовой турбины принимается равным 0,81. Также учитывается снижение давления в камере сгорания на 3% (степень снижения давления в камере сгорания $\pi_{кc} = 0,97$). Неизменным для различных вариантов схем и условий организации рабочих

процессов ГТД КОД является геометрические размеры агрегатов КОД обеих ступеней (наружные диаметры роторов соответственно 200 и 160 мм).

Следует заметить, что соотношения степеней сжатия воздуха в первой π_1 и второй ступенях π_{II} не является произвольным, поскольку с одной стороны подчинено условию баланса расходов рабочих сред в линиях высокого давления первой ступени и низкого давления второй ступени, с другой – условию обеспечения продувки и вытеснения рабочих сред в ячейках роторов обоих КОД. В общем случае соотношения π_1 и π_{II} зависят от общей напорности теплового компрессора π_k и максимальной температуры рабочего цикла T_z . Согласование расчетных значений π_{k1} и π_{k2} для каждого исследуемого варианта сочетания параметров, достигалось соответствующим изменением пропускной способности ротора КОД второй ступени путем изменения частоты его вращения в диапазоне от 1700 до 2800 мин⁻¹.

Анализ результатов расчета ГТД КОД с газовой силовой турбиной (табл. 3 и 4) показывает, что организация рабочего процесса по схеме варианта II обеспечивает сочетания высоких значений к.п.д. ($\eta_{ГТД}$) и агрегатной мощности ($N_{ГТД}$). (На режиме $T_z=1100K$, $\pi_{k\Sigma}=12$ достигнуты показатели $\eta_{ГТД}=0,314$, $N_{ГТД}=73,5kВт$.) Благодаря подогреву сжатого воздуха в регенераторе снижение количества теплоты подведенной в камеру сгорания второй ступени на этом режиме составляет 15,2%.

Преимущества рекуперативного цикла проявляются тем в большей степени, чем выше максимальная температура цикла T_z и ниже общая степень сжатия $\pi_{k\Sigma}$. Так, при параметрах $T_z=1000K$, $\pi_{k\Sigma}=6$ регенерация обещивает повышение $\eta_{ГТД}$ на 19% (с 0,256 до 0,304), в то время как при параметрах $T_z=800K$, $\pi_{k\Sigma}=12$ повышение $\eta_{ГТД}$ за счет регенерации составляет 7% (с 0,234 до 0,251). Вместе с тем, при выборе рациональных параметров ГТД КОД необходимо иметь ввиду следующие закономерности рабочего процесса:

1. С повышением $\pi_{k\Sigma}$ агрегатная мощность ГТД КОД растет за счет увеличения количества теплоты подводимой в камеру сгорания промежуточной ступени, несмотря на уменьшение количества теплоты, подводимой в камеру сгорания верхней ступени;

2. Оптимальное по критерию энергозатрат значение $\pi_{k\Sigma}$ зависит от максимальной температуры цикла T_z . С повышением T_z экстремум к.п.д. смещается в направлении больших значений $\pi_{k\Sigma}$, и при $T_z > 950K$ находится в области $\pi_{k\Sigma} > 12$. Заметим, что реализация циклов с $\pi_{k\Sigma} > 12$ сопряжена с конструктивным усложнением устройства ГТУ из-за негативного влияния утечек в роторах КОД и необходимости использования многоступенчатой турбины.

3. Для фиксированных значений T_z , экстремум ГТУ с регенерацией (рис. 8) соответствует меньшим значениям $\pi_{k\Sigma}$ относительно ГТУ КОД без регенерации (рис. 7).

Снижение эффекта регенерации при повышении $\pi_{k\Sigma}$ объясняется приближением температуры сжатого в КОД воздуха к максимальной температуре цикла T_z и уменьшением количества утилизируемой теплоты, поэтому целесообразность применения регенерации, в конечном счете, зависит от соотношения максимальной температуры цикла к температуре окружающей среды. С другой стороны применение регенерации, благодаря снижению значений $\pi_{k\Sigma}$, позволяет упростить конструкцию силовой турбины и снизить утечки рабочего тела через подвижные сопряжения проточных элементов ГТУ.

Заметим, что увеличение отношения граничных температур цикла ГТД КОД, как и в классических ГТД с лопаточным компрессором является ключевым фактором повышения $N_{ГТД}$ и $\eta_{ГТД}$. Возможность существенного повышения максимальной температуры цикла T_z при сохранении весьма щадящих температурных условий работы силовой турбины заложена в схеме на рис. 9. Здесь в качестве рабочего тела силовой турбины используется сжатый в каскадном обменнике воздух, подогретый в регенераторе.

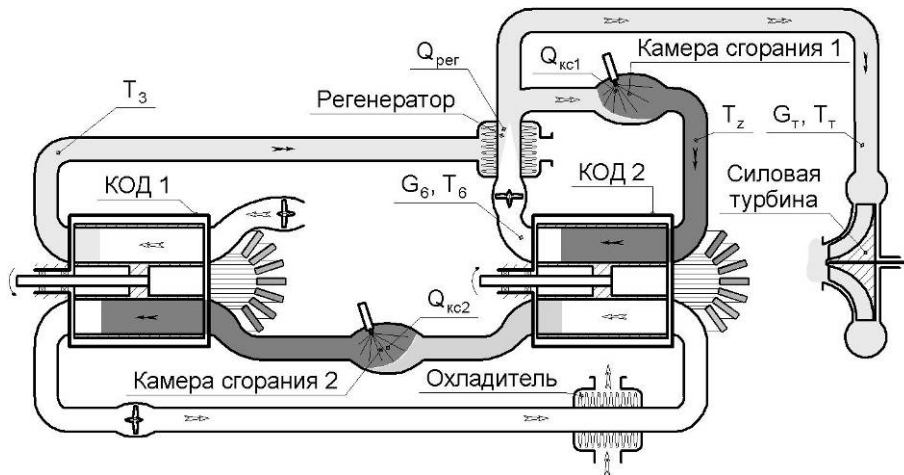


Рис. 9. Схема ГТУ с двухступенчатым агрегатом сжатия с воздушной силовой турбиной

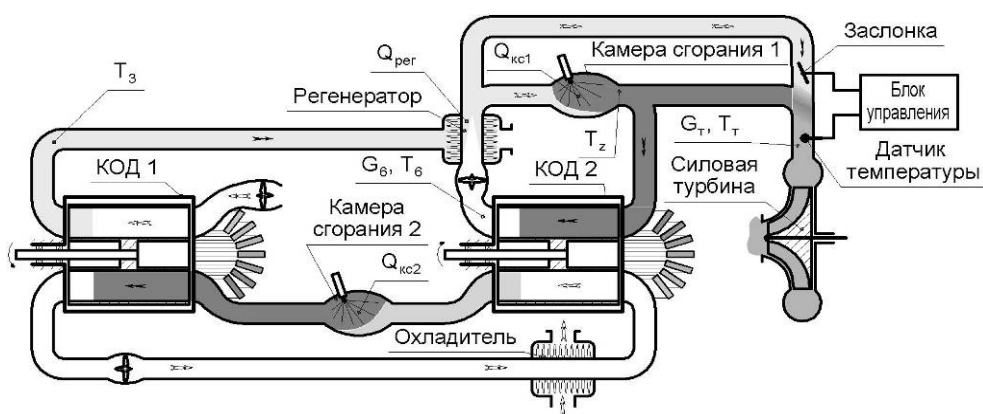


Рис. 10. Схема ГТУ с двухступенчатым агрегатом сжатия со смешением газового и воздушного потока перед силовой турбиной

Таблица 3

Параметры рабочего процесса и параметры ГТУ КОД по схеме варианта III (рис. 9)

$\eta_{ГТУ}$	$N_{ГТД},$ кВт	$\pi_{к\Sigma}$	$\pi_{к1}$	$\pi_{к2}$	$Q_{кc1},$ кДж/с	$Q_{кc2},$ кДж/с	$Q_{рег},$ кДж/с	$G_{т},$ кг/с	$G_6,$ кг/с	$T_{т},$ К	$T_6,$ К	$T_3,$ К
$T_z=900$ К												
0,248	25,9	6	2,63	2,28	56,0	30,3	29,4	0,160	0,3	503	406	666
0,255	27,8	8	3,01	2,65	58,1	36,4	25,1	0,150	0,3	513	430	639
0,251	28,8	10	3,35	2,98	60,1	41,6	21,4	0,143	0,3	520	449	618
0,243	29,1	12	3,66	3,28	61,9	46,3	17,9	0,136	0,3	525	466	602
$T_z=1100$ К												
0,294	31,7	6	2,62	2,29	65,6	30,2	37,8	0,185	0,3	532	407	816
0,305	34,9	8	3,00	2,66	68,2	36,3	34,6	0,178	0,3	545	431	782
0,305	36,8	10	3,34	2,99	70,5	41,6	31,7	0,171	0,3	555	450	756
0,300	38,1	12	3,65	3,28	72,6	46,3	29,1	0,166	0,3	563	466	736
$T_z=1300$ К												
0,320	36,1	6	2,60	2,30	73,1	30,1	43,6	0,203	0,3	552	407	965
0,334	40,2	8	2,99	2,67	76,2	36,3	41,1	0,196	0,3	567	431	925
0,337	42,9	10	3,34	3,00	78,9	41,6	38,9	0,191	0,3	579	450	894
0,335	44,8	12	3,65	3,29	81,3	46,3	36,9	0,186	0,3	589	467	870

Таблица 4

Параметры рабочего процесса и показатели ГТУ КОД по схеме варианта IV (рис. 10)

$\eta_{ГТУ}$	$N_{ГТД},$ кВт	$\pi_{к\Sigma}$	$\pi_{к1}$	$\pi_{к2}$	$Q_{кc1},$ кДж/с	$Q_{кc2},$ кДж/с	$Q_{рег},$ кДж/с	$G_{т},$ кг/с	$G_6,$ кг/с	$T_{т},$ К	$T_6,$ К	$T_3,$ К
$T_z=1100$ К												
0,301	53,0	6	2,62	2,29	134	30,2	37,8	0,185	0,3	900	407	816
0,321	56,9	8	3,00	2,66	132	36,3	34,6	0,178	0,3	900	431	782
0,328	59,0	10	3,34	2,99	130	41,6	31,7	0,171	0,3	900	450	756
0,330	60,1	12	3,65	3,28	129	46,3	29,1	0,166	0,3	900	466	736
$T_z=1300$ К												
0,312	57,3	6	2,61	2,30	144	30,2	43,6	0,203	0,3	900	407	965
0,334	62,1	8	2,99	2,67	142	36,3	41,1	0,196	0,3	900	431	925
0,344	65,0	10	3,34	3,00	140	41,6	38,9	0,191	0,3	900	450	894
0,348	66,8	12	3,65	3,29	140	46,3	36,9	0,186	0,3	900	466	870
$T_z=1300$ К												
0,312	70,1	6	2,60	2,30	185	30,1	43,6	0,203	0,3	1100	407	965
0,337	75,9	8	2,99	2,67	181	36,3	41,1	0,196	0,3	1100	431	925
0,350	79,4	10	3,34	3,00	179	41,6	38,9	0,191	0,3	1100	450	894
0,356	81,6	12	3,65	3,29	177	46,3	36,9	0,186	0,3	1100	467	870

Максимальная температура цикла реализуется в контуре высокого давления каскадного обменника, способствуя повышению к.п.д. ГТД в целом, в то

время как температура рабочего тела перед турбиной не превышает значений остаточной температуры расширившихся в КОД газов, поступающих в

регенеративный теплообменник (табл. 9). К.п.д. ГТУ КОД с воздушной силовой турбиной при $T_{z.}=1300\text{K}$ приближается к показателям ГТУ КОД с газовой турбиной и регенерацией на режиме $T_{z.}=1100\text{K}$ (табл. 2), однако уступает последней по агрегатной мощности. В тоже время температура воздуха перед силовой турбиной в схеме варианта III даже при $\pi_{\kappa\Sigma}=12$ составляет всего 589K . Столь заметное снижение термической напряженности проточных элементов силовой турбины в схеме варианта III способствует снижению стоимости установки ГТД и повышению ресурса ее работы.

Пожалуй, наилучшим схемным решением устройства ГТУ КОД по критерию энергетической эффективности является комбинация вариантов II и III, как в схеме варианта IV, показанной на рис. 10. В этом устройстве с целью дальнейшего повышения экономичности ГТД температура рабочей среды перед турбиной дополнительно повышается и поддерживается на основных эксплуатационных режимах работы ГТД практически неизменной, в пределах ограничений термостойкости применяемых материалов. Такое регулирование осуществляется путем соответствующего разбавления горячих газов сжатым воздухом посредством байпасного канала с управляемым запорным органом.

Форсирование рабочего цикла ГТД КОД по $T_{z.}$ с одновременной оптимизацией температуры газовоздушной среды перед силовой турбиной позволяет реализовать наиболее высокие мощностные и экономические показатели установки. Так, при $T_{г.}=900\text{K}$ повышение максимальной температуры $T_{z.}$ с 900K (табл.3) до 1100K (табл.4) способствует росту $\eta_{гтд}$ на $11,8\%$ (с $0,295$ до $0,33$) и повышению $N_{гтд}$ на 20% (с $49,9$ до 60kBt), а при повышении $T_{z.}$ с 900K до 1300K рост $\eta_{гтд}$ и $N_{гтд}$ соответственно составляет 18% и 33% . На режиме $T_{z.}=1300\text{K}$, $\pi_{\kappa\Sigma}=12$, $T_{г.}=1100\text{K}$ к.п.д. ГТУ КОД со смешением газового и воздушного потоков перед силовой турбиной достигает значений $0,356$.

Выводы

Термодинамическая эффективность ГТУ КОД основывается на более высоком к.п.д. преобразования выделяемой в камере сгорания теплоты в энергию сжатого воздуха относительно рабочего процесса классической ГТУ, где сжатие воздуха осуществляется в условном турбокомпрессоре, включающем лопаточный компрессор и эквивалентную по мощности часть силовой турбины. В рассматриваемых устройствах ГТУ КОД на привод обоих КОД затрачивается весьма незначительная мощность внешнего источника — работа сжатия воздуха осуществляется за счет внутреннего перераспределения энергии газовых потоков в проточных элемен-

тах агрегатов КОД. Лишь часть газа из камеры сгорания направляется в силовую турбину, которая, таким образом, имеет существенно меньшие размеры и развиваемую мощность при эквивалентной мощности ГТУ. С уменьшением расхода газов (Готб) через турбину снижаются абсолютные потери энергии в ней, поэтому несовершенство рабочего процесса турбины, в том числе, на нерасчетных режимах в меньшей степени влияет на общий к.п.д. ГТУ. И, наконец, отмеченная выше нечувствительность рабочего цикла КОД к неполноте вытеснения сжатого воздуха из ячеек ротора при отклонении частоты его вращения и термодинамических параметров рабочих сред от расчетных значений обуславливает существенное расширение области эффективной работы ГТУ с КОД.

Применение принципов каскадного сжатия газозвушных сред в рабочем цикле газотурбинного двигателя позволяет значительно улучшить тяговые и экономические показатели ГТД и раскрывает перспективу более широкого применения ГТД в качестве силовых установок наземного транспорта.

Литература

1. Mathis. G.P. Wave enhanced Gas Turbine Engine Cycles: Cornell University, Ithaca / G.P. Mathis. – M. S. thesis, New York, 1991.
2. Wilson J. Jet engine Performance Enhancement Through Use of a Wave-Rotor Topping Cycle / J. Wilson, D. E. Paxson. – NASSA, 1993. TM-4486.
3. Paxson D.E. A Numerical of the Startup Transient in Wave Rotor / D. E. Paxson // ASME J. Gas Turbines Power. – 1997. – 119(3). – P. 676-682.
4. Akbari P. Performanse investigation of small gas turbine engines topped with wave rotors: Conference and exhibit / P. Akbari, N. Muller. – Huntsville Allabama 2003. AIAA2003-4414.
5. Akbari P. Performance Enhancement of Micro-turbine Engines Topped With Wave Rotors / P. Akbari, M.R. Nalim, N. Muller // ASME J. Eng. Gas Turbines Power. – 2006. – 128(1). – P. 190-202.
6. Akbari P.A. Review of Wave Rotor Technology and its Application / P.A. Akbari, M.R. Nalim, N. Muller // ASME O. Eng. Gas Turbines Power. – 2006. – 128(10). – P. 717-734.
7. Meyer A. Recent Developments in Gas Turbines / A. Meyer // Journal of Mechanical Engineerring. – 1947. – 69, № 4. – P. 273-277.
8. Weber H.E. Shock Wave Engine Design / H.E. Weber. – John Wiley and Sons New York, 1995.
9. Mayer A. Extruded Ceramic – A New Technology for the Comprer Rotor / A. Mayer, J. Oda, K. Kato, W. Haase, R. Fried // SAE Paper 890452, 1989.
10. Zehnder G. The Free Running Comprer / G. Zehnder, A. Meyer, L. Mathews // SAE Paper 890452 1989.
11. Benini E. Centrifugal Compressor of A 100KW Microturbine / E.Benini, A. Toffolo, A. Lazzaretto // Part

1-Experimental and Numerical Investigation on Overall Performanse" ASME Paper GT2003-38152, 2003.

12. Rogers C. Some Effects of Size on the Performance of Small Gas Turbine / C. Rogers // ASME Paper GT2003-38027 2003.

13. Welch G.E. Overview of Wave-Rotor Technology for Gas Turbine Engine Topping Cycles: Novel Aero Propulsion Systems International Symposium, The Institution of mechanical Engineers. - London, 2000. - P. 2-17.

14. Крайнюк А.И. Системы газодинамического наддува: монография / А.И. Крайнюк, Ю.В. Сторчеус. - Луганск: ВУГУ, 2000. - 224 с.

15. Kljus O.V. The principle organization of work process unit of cascade compression and its application / O.V. Kljus, A.I. Krajniuk, S.V. Alekseev // Scientific journals Maritime University of Szczecin Szczecin. - 2008. - 14(86). - С. 25-29.

16. Крайнюк А.И. Особенности рабочего процесса каскадного обменника давления / А.И. Крайнюк, С.В. Алексеев, М.А. Брянецев // Вісник Східноукраїнського національного університету ім. В.Даля. - Луганськ: ЧНУ, 2005. - № 8 (90). - С. 176-179.

17. Krajniuk A.I. Thermal compressor of cascade exchange by pressure / A.I. Krajniuk // Silesian university of technology publication faculty of transport. I International Scientific Conference. Transport problems, Katowice-Kroczyce, 2009. - P. 186-191.

18 Крайнюк А.И. Новый принцип организации рабочего процесса систем кондиционирования воздуха железнодорожного и морского транспорта / А.И. Крайнюк, А.А. Крайнюк // Silesian university of technology publication faculty of transport. VIII Scientific Conference telematics, logistics and transport safety, Katowice-Cieszyn, 2008. - P. 64-68

19. Брянецев М.А. Использование принципов каскадного обмена давлением в рабочем цикле газовых холодильных машин / М.А. Брянецев, А.А. Крайнюк // Двигатели внутреннего сгорания. - 2008. - № 1 - С. 57-61

20. Крайнюк А.И. Новые схемы и принципы организации рабочих процессов теплоэнергетических машин / А.И. Крайнюк // Вісник Східноукраїнського національного університету ім. В.Даля. - Луганськ: ЧНУ, 2010. - № 7 (135), ч.2 - С. 57-68.

21. Система наддува транспортного ДВС с каскадным обменником давления / А.И. Крайнюк, С.В. Алексеев, М.А. Брянецев, А.А. Крайнюк, А.А. Данилейченко // Вісник Східноукраїнського національного університету ім. В.Даля. - Луганськ: ЧНУ, 2008. - № 7 (125), ч. 2. - С. 197-200.

22. Крайнюк А.И. Система наддува ДВС с глубоким охлаждением наддувочного воздуха / А.И. Крайнюк, С.В. Алексеев, А.А. Крайнюк // Двигатели внутреннего сгорания. - 2009. - № 1. - С. 57-61.

Поступила в редакцию 24.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.П. Кравченко, Восточноукраинский национальный университет имени Владимира Даля, Луганск.

НОВІ НАПРЯМКИ УДОСКОНАЛЕННЯ РАБОЧОГО ПРОЦЕСУ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ КАСКАДНОГО ОБМІНУ ТИСКОМ КРАЙНЮКА

О.І. Крайнюк

Розглянуто основні напрямки вдосконалювання газотурбінних двигунів застосуванням принципів каскадного обміну тиском для стиску повітря в робочому циклі установки. Наведено результати розрахункового дослідження чотирьох варіантів організації робочого процесу газотурбінного двигуна на базі двоступінчастого агрегату стиску із проміжним охолодженням і підігрівом газозовдушних середовищ. Показано можливість і резерв підвищення енергетичної ефективності газотурбінного двигуна каскадного обміну тиском за рахунок збільшення максимальної температури циклу й рекуператії залишкової теплоти стискаючих газів.

Ключові слова: каскадний обмінник тиску, газотурбінний двигун, тепловий компресор, обмін енергією, каскадне стиснення, максимальна температура циклу, стискаючий газ.

THE CASCADE EXCHANGE PRESSURE SUPERCHARGER FOR DIESEL WITH DEEP COOLING CYCLE AIR

A.I. Krajniuk

The new principle of the organization of working process of the combined supercharging system of Internal Combustion Engine with the Cascade Pressure Exchanger has been described. It allows considerably to raise level of forcing of the engine by supercharging at the expense of expansion of effective air supply area and coolings of supercharging air to temperature below an ambient without attraction of additional mechanical energy on refrigeration cycle realization. Substantive postulates of imitating model of work of combined engine have been stated. Some results of calculation-experimental investigations of supercharging system of the engine 6CH12/14 have been adduced.

Key words: cascade pressure exchange, thermal compressor, working cycle, temperature, power efficiency, performance, load characteristic.

Крайнюк Александр Иванович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Двигатели внутреннего сгорания» Восточноукраинского национального университета им. В. Даля, Луганск, Украина, e-mail: ljanger@rambler.ru.

УДК 629.7.036.001

А.И. ГАРКУША, В.Д. СОКОЛОВ

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

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ ЛЕГКОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

В представленной работе проведено определение оптимальной степени двухконтурности ТРДД с учетом особенностей летательного аппарата, на котором он устанавливается. Характерной особенностью легких пассажирских самолетов (Very light jet) является существенный вклад в общее аэродинамическое сопротивление летательного аппарата, сопротивление мотогондол двигателя. Характеристики двигателя зависят от параметров рабочего процесса. Степень двухконтурности ТРДД влияет на его экономичность, и диаметральный габариты. Повышение степени двухконтурности двигателя вызывает рост лобового сопротивления самолета. По этой причине необходимо определить оптимальные параметры двигателя, при которых расход топлива получается минимальным, при заданных аэродинамических характеристиках ЛА на его крейсерской высоте и скорости полета. Отмечено что существует степень двухконтурности двигателя обеспечивающая минимально возможный расход топлива, для самолетов данного класса.

Ключевые слова: степень двухконтурности, ТРДД, аэродинамическое сопротивление, мотогондоло, расход топлива.

Введение

В настоящее время многие фирмы ведут работы по созданию малоразмерных 4 – 8-местных пассажирских самолетов. Такие самолеты используются в качестве воздушного такси. Они отличаются более широким диапазоном мест посадки и меньшими эксплуатационными расходами по сравнению с самолетами большей вместимости.

Двигателей, специально спроектированных для данного типа летательных аппаратов (ЛА), очень мало. Использование доработанных двигателей беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) и крылатых ракет не решает проблемы, так как такие двигатели имеют упрощенную конструкцию и не обладают оптимальными параметрами [1 – 4].

По этой причине отсутствует возможность выбора достаточно приемлемого двигателя для вновь разрабатываемого самолета. Следует учитывать, что характерной особенностью легких пассажирских самолетов является существенный вклад в общее аэродинамическое сопротивление ЛА, сопротивление мотогондол двигателя. Характеристики двигателя зависят от параметров рабочего процесса. Степень двухконтурности ТРДД влияет на его экономичность, и диаметральный габариты. Повышение степени двухконтурности двигателя вызывает рост лобового сопротивления самолета.

Поэтому для вновь разрабатываемого самолета необходимо определить оптимальные пара-

метры двигателя, при которых расход топлива получается минимальным, при заданных аэродинамических характеристиках ЛА на его крейсерской высоте и скорости полета, что и является целью данной статьи.

Оптимизация параметров ТРДД для легкого пассажирского самолета

Задача определения оптимальных параметров ТРДД с учетом всех действующих факторов очень сложная и многопараметрическая. Основными подлежащими оптимизации параметрами являются параметры рабочего процесса в крейсерском полете $T_{г*}$, m , $\pi_{к\Sigma}$, $\pi_{в}$.

В качестве критериев оптимизации используются соотношения, позволяющие оценить эффективность двигателя в системе ЛА.

Для звуковых легких пассажирских самолетов, у которых участки взлета и набора высоты относительно невелики, основными критериями эффективности являются дальность полета и суммарная масса силовой установки и топлива [1].

В рамках данной работы рассматривалась оптимизация только одного параметра – степени двухконтурности (m) двигателя. В качестве критерия эффективности выбрана масса топлива необходимая для совершения полета заданной дальности отнесенная к взлетной массе самолета.

Как было отмечено, в общее сопротивление самолета существенный вклад вносит аэродинамическое сопротивление (Сх) мотогондол двигателя.

Используя методики [2] и [3], был проведен расчет относительного аэродинамического сопротивления мотогондол самолетов с различным взлетным весом. Как видно из графика (рис. 1) в маломерных самолетах доля сопротивления мотогондол может достигать до 15 – 20% от общего Сх самолета. В то время как у самолетов средней и большой взлетной массы эта величина лежит в пределах от 2 до 8%. У легких самолетов, при практически равной взлетной массе, доля аэродинамического сопротивления мотогондол, при использовании двигателей с различной степенью двухконтурности, может отличаться в полтора раза.

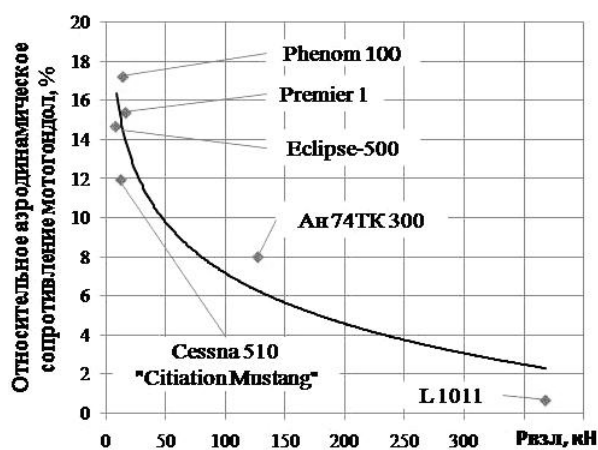


Рис. 1. Относительное аэродинамическое сопротивление мотогондол самолетов различного класса

Необходимо учитывать, что степень двухконтурности двигателей легких самолетов оказывает большое влияние на величину Сх самолета (рис. 2). Использование более экономичного двигателя с большей степенью двухконтурности может привести к увеличению абсолютного расхода топлива за полет.

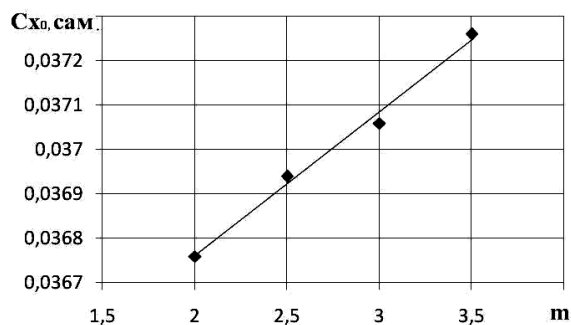


Рис. 2. Влияние степени двухконтурности двигателя на аэродинамическое сопротивление самолета

По этой причине, при проектировании самолетов класса Very light jet необходимо проводить оптимизацию двигателя по m, с целью обеспечения минимального расхода топлива.

С целью определения оптимальной степени двухконтурности двигателя был проведен сравнительный анализ влияния m на Сх самолета, и на абсолютный расход топлива.

Расчеты были проведены для двух легких пассажирских самолетов, со взлетным весом 3900 и 2700 кг, каждый с двумя двигателями тягой 6,5 и 4,3 кН соответственно.

Характеристики двигателя были рассчитаны для различных степеней двухконтурности.

Результаты расчетов показывают (рис. 3), что существует величина m обеспечивающая минимально возможный расход топлива, для самолетов данного класса.

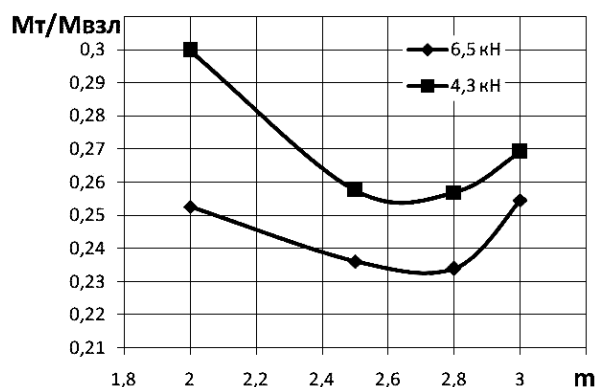


Рис. 3. Влияние степени двухконтурности двигателя на абсолютный расход топлива

Необходимо отметить, что оптимальная степень двухконтурности сильно зависит от высоты и скорости полета самолета, а так же его аэродинамической компоновки.

Закключение

По результатам исследований можно сделать вывод, что для легких пассажирских самолетов необходим особый подход к выбору параметров двигателя, который учитывает вклад сопротивления силовой установки в аэродинамическое сопротивление летательного аппарата.

Для самолетов с двигателями тягой 4,3-6,5 кН и взлетным весом 2700 - 3900 килограммов степень двухконтурности двигателей должна составлять 2,6-2,8.

Литература

1. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок /

Под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина. – М. : МАИ, 2003. – 688 с.

2. Маренков А.А. Определение оптимальных газодинамических и конструктивных параметров ГТД для гражданских самолетов / А.А. Маренков, А.М. Фрид. – Х. : ХАИ, 1974. – 90 с.

3. Холявко В.И. Аэродинамические характеристики самолета / В.И. Холявко. – Х. : ХАИ, 1991. – 72 с.

4. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. – М. : Машиностроение, 1979. – 430 с.

Поступила в редакцию 30.04.2010

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

ВИБІР ОПТИМАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ ДВИГУНА ЛЕГКОГО ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА

О.І. Гаркуша, В.Д. Соколов

У представлений роботі проведено визначення оптимального ступеня двоконтурності ТРДД з урахуванням особливостей літального апарату. Характерною особливістю легких пасажирських літаків (very light jet) є істотний внесок у загальну аеродинамічний опір літального апарату, опір мотогондол двигуна. Характеристики двигуна залежать від параметрів робочого процесу. Ступінь двоконтурності ТРДД впливає на його економічність, і діаметральні габарити. Підвищення ступеня двоконтурності викликає зростання лобового опору літака, на якому він встановлений. З цієї причини необхідно знайти оптимальні параметри двигуна, при яких витрати палива виходять мінімальними, при заданих аеродинамічних характеристиках ЛА на його крейсерській висоті і швидкості польоту. Відзначено що існує ступінь двоконтурності двигуна яка забезпечує мінімально можливі витрати палива для літаків даного класу.

Ключові слова: ступінь двоконтурності, ТРДД, аеродинамічний опір, мотогондола, витрати палива.

SELECTION OF OPTIMUM PARAMETERS OF THE ENGINE OF THE LIGHT PASSENGER PLANE

A.I. Garkusha, V.D. Sokolov

In the presented work the research of optimum bypass ratio of turbofan engine taking into account its statement on a aircraft is conducted. A prominent feature of small dimensional planes is the essential contribution of resistance of engine nacelles to the general resistance of a aircraft. The engine characteristics essentially depend on the parameters of the working process. Bypass ratio TFE affects its profitability, and diametrical dimensions. With growth of the cross-sectional area of an engine the front resistance of a plane, on which it is set, increases. For this reason it is necessary to find an optimum value of engine characteristics at which fuel consumption is minimum, with given aerodynamic characteristics of aircraft at its cruiser altitude and speed of flight.

Key words: bypass ratio, TFE, front resistance, engine nacelles, fuel consumption.

Гаркуша Александр Иванович – канд. техн. наук, доцент кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: algar@vk.kharkov.ua

Соколов Вадим Дмитриевич – студент факультета авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 532.6

С.А. ХОМЫЛЕВ¹, С.Б. РЕЗНИК¹, С.В. ЕРШОВ²¹ГП «Ивченко-Прогресс» Запорожье, Украина²Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков

РЕЗУЛЬТАТЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ПРОФИЛЯ ВЫСОКОНАГРУЖЕННОЙ ТУРБИННОЙ РЕШЕТКИ

Приведены результаты аэродинамического усовершенствования профиля дозвуковой высоконагруженной турбинной решетки с большим углом поворота потока для ТНД современного авиадвигателя. Новый профиль отличается формой передней кромки и увеличенным углом отгиба. В результате модернизации повышена аэродинамическая эффективность решетки на всех рассмотренных режимах и снижена её чувствительность к положительным углам атаки. Исследования проводились расчетным методом в двухмерной и трёхмерной постановках с учетом вязкости и сжимаемости рабочего тела, вычисления выполнены с использованием программного комплекса FlowER.

Ключевые слова: высоконагруженная решетка, угол входа, поворот потока, обтекание, профильные потери, отрыв.

Введение

Особенностью высоконагруженных низкоскоростных турбин является реализация больших углов поворота потока в решетках ($\Theta > 100...110^\circ$, например [1, 2]). Решетки таких турбин отличаются малыми углами входа. Из теории турбин известно: уменьшение суммы углов входа и выхода решетки (увеличение поворота потока) приводит к увеличению потерь в ней, что подтверждено экспериментально [3, 4 и др]. Такие же выводы сделаны в работе [5] по результатам численного моделирования течения в группе турбинных решеток с различными углами поворота потока. Там же показано, что уменьшение угла входа в решетку сопровождается ухудшением обтекания передней кромки и повышает вероятность отрыва потока. Такие решетки имеют резервы для усовершенствования, что актуально при создании перспективных авиационных турбин.

В настоящей работе приведены результаты аэродинамического усовершенствования высоконагруженной рабочей решетки турбины низкого давления (ТНД) перспективного авиационного двигателя. Выполненная модернизация основана на результатах исследования характеристик группы турбинных решеток с различной геометрией и в широком диапазоне режимов. Многочисленные исследования стали возможными благодаря использованию современных методов вычислительной аэрогидродинамики. Результаты численного исследования плоского (2D) и пространственного (3D) течения в исходной и модернизированной решетках подтверждают возможность создания более эффективных профилей для больших углов поворота потока.

1. Объект исследования

Объектом исследования и модернизации является решетка профилей среднего сечения неохлаждаемой дозвуковой рабочей лопатки современной высоконагруженной ТНД (далее «исходная решетка»). Основные геометрические параметры этой решетки представлены в табл. 1, а общий вид показан на рис. 1.

Таблица 1
Геометрические параметры
исходной решетки

Параметр	Значение
Конструктивный угол входа, $\beta_{1к}$	37,6°
Эффективный угол выхода, $\beta_{2е}$	23,8°
Угол поворота потока, Θ	118,6°
Отношение шага к хорде, t/l	0,69
Угол установки, γ	55,0°
Угол отгиба выходной кромки, δ	14,6°
Отношение максимальной толщины к хорде, C_{max}/l	0,127
Угол заострения входной кромки, ω_1	15,3°
Угол заострения выходной кромки, ω_2	5,6°
Отношение толщины входной кромки к хорде, d_1/l	0,051
Отношение толщины выходной кромки к горлу, d_2/a	0,070
Коэффициент нагрузки (коэффициент Цвейфеля), Z	0,982
Отношение высоты к осевой хорде, h/b	3,0

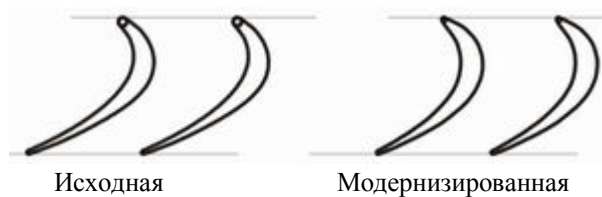


Рис. 1. Общий вид исследуемых решеток

Профилирование исходной решетки выполнено с использованием стандартного подхода по собственной методике предприятия ГП «Ивченко-Прогресс», в основу которой положены работы ЦИАМ [3, 6, и др.]. Метод позволяет спроектировать аэродинамически совершенные профили, описанные тремя (одна на стороне давления и две на стороне разрежения) рациональными параметрическими кубическими кривыми, кромки профилей описываются дугами окружностей. Эффективность этого метода подтверждена многолетним и успешным опытом создания умеренно нагруженных турбин различной размерности и назначения.

Направление усовершенствования профиля выбрано на основе результатов численного исследования группы высоконагруженных решеток, для которых определено влияние угла входа [5], углов установки и отгиба выходной кромки, относительного шага, а так же формы передней кромки на характер обтекания и уровень потерь.

При модернизации профиля ширина решетки, углы входа и выхода, толщина выходной кромки остались неизменными (рис. 1). В новой решетке увеличены угол отгиба выходной кромки и угол установки профиля, при этом, уменьшилась хорда, и несколько увеличился относительный шаг.

Изменение формы передней кромки выполнено с целью повышения атакоустойчивости профиля. Исследования показали, что таким свойством обладает кромка с уменьшенным радиусом вписанной окружности и локально увеличенным углом заострения. Для этого потребовалось отойти от стандартного метода профилирования и ввести по одному дополнительному участку кривой на сторонах разрежения (всего 3) и давления (всего 2) профиля. В результате в новой решетке почти вдвое уменьшен радиус вписанной окружности и увеличен угол заострения непосредственно у передней кромки.

Эффективность конструкторских решений при модернизации проверялась, в первую очередь, расчетом 2D течения (в элементарном сечении) в исходной и модернизированной решетках. Это позволило проводить совершенствование решетки в направлении минимизации профильных потерь. Для выбранного, таким образом, улучшенного и исходного профилей выполнены также расчеты пространственного течения в линейной решетке с лопатками

постоянного сечения и отношением высоты к ширине, типичном для ТНД авиадвигателей.

2. Расчетный метод и параметры моделирования

В настоящей работе использовался метод расчета течения вязкого газа, реализованный в программном комплексе **FlowER**. Подробное описание данного метода приведено в работе [7]. Задача решалась в двумерной и в трехмерной постановках, на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Моделирование турбулентных эффектов осуществлялось посредством $k-\omega$ (SST) модели Менгера [8]. Уравнения решались численно неявной разностной схемой второго порядка точности [7].

Расчётная область межлопаточного канала решеток описывалась конечно-разностной сеткой H-типа, включающей $N = 140 \times 80$ ячеек для 2D расчета и $N = 140 \times 80 \times 120$ ячеек для 3D расчета. Размер ближайшей к поверхности лопатки ячейке соответствовал $y^+ \approx 1$.

В качестве исходных данных для расчетов приняты: полное давление, полная температура, направление потока на входе и статическое давление на выходе из расчетной области. Рабочее тело – вязкий сжимаемый газ. Начальная турбулентность потока 5 %. Все рассмотренных ниже расчеты проведены при числах Рейнольдса $Re = 10^6$.

3. Результаты численного исследования

На рис. 2 приведено распределение адиабатического числа Маха по контуру профилей на режиме $M_{2aa} = 0,9$ при различных углах атаки.

Обтекание входной кромки исходного профиля происходит с интенсивным разгоном потока со стороны разрежения, который оканчивается скачком уплотнения. Этот скачок вызывает локальный отрыв потока и, как следствие, дополнительные потери кинетической энергии. При дальнейшем, даже небольшом, увеличении нагрузки на профиль (уменьшение угла входа потока) здесь резко повышается вероятность возникновения масштабного отрыва. Именно эта особенность обтекания обуславливает чувствительность исходной решетки к положительным углам атаки. Это хорошо видно на рис. 2, б и 3, а, где показано распределение скоростей по обводу профиля и поле чисел Маха, соответственно, при обтекании данной решетки с положительными углами атаки.

На входной кромке модернизированной решетки со стороны разрежения происходит равномерный разгон потока, течение безударное и безотрывное.

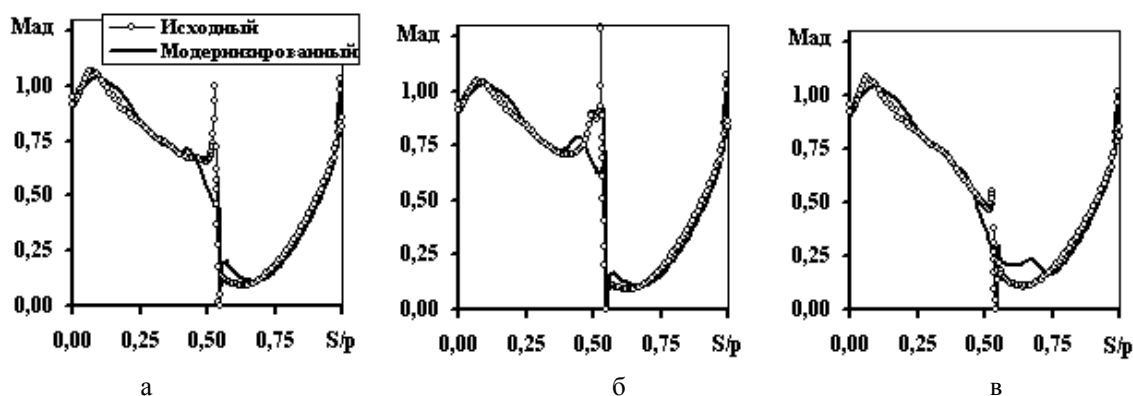


Рис. 2. Распределение скорости $M_{ад}$ по обводам профилей (S – криволинейная координата, p – периметр) при $M_{2ад} = 0,9$: а – $i = 0^\circ$; б – $i = +5^\circ$; в – $i = -10^\circ$

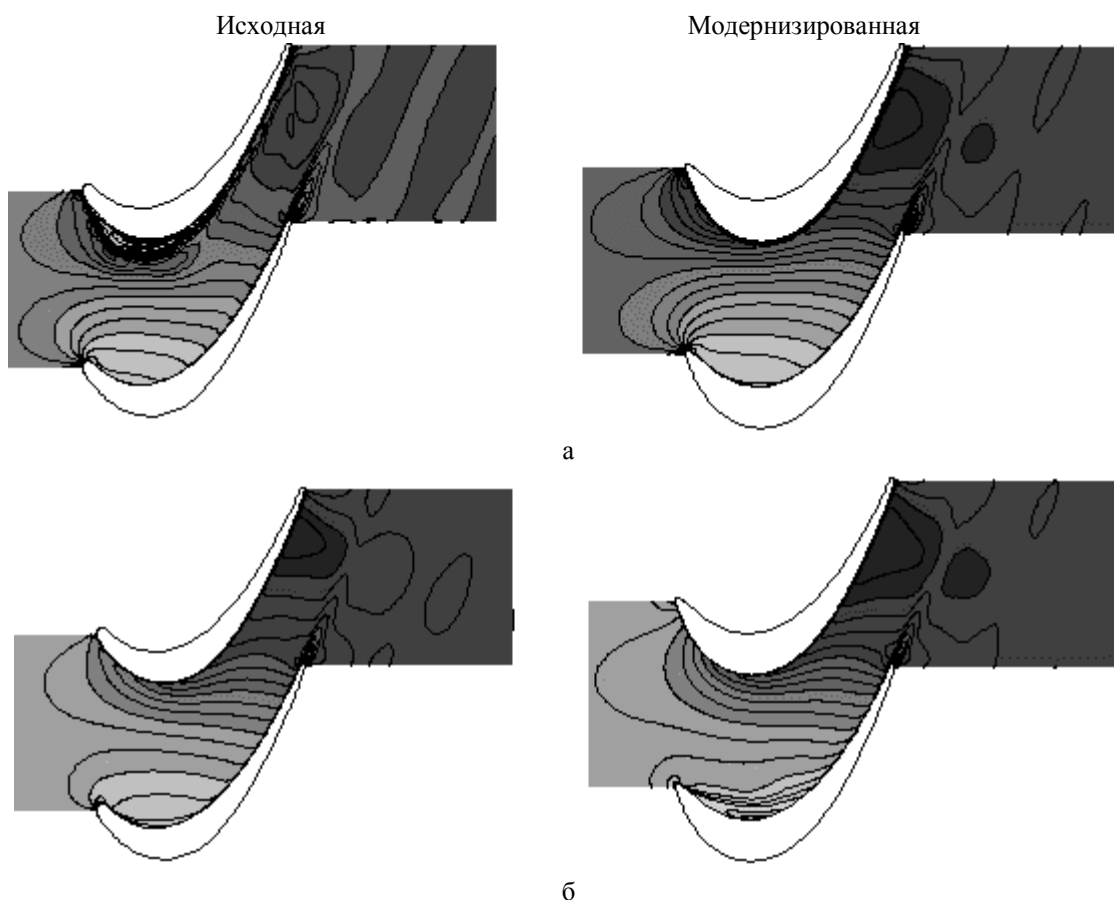


Рис. 3. Поле чисел Маха в решетках при $M_{2ад} = 0,9$: а – $i = +10^\circ$; б – $i = -10^\circ$

Именно здесь получено основное снижение профильных потерь, в особенности, при положительных углах атаки. Повышение атакоустойчивости профиля продемонстрировано на рис. 3, а: в новой решетке даже при значительных положительных углах атаки течение остается безотрывным.

Обтекание входной кромки новой решетки со стороны давления несколько ухудшилось. Здесь появился участок диффузорного течения, где возможен отрыв потока при отрицательных углах атаки (рис. 2, в и 3, б). Однако, из-за низкой скорости те-

чения, дополнительные потери энергии здесь не столь значительны.

Особенностью течения в модернизированной решетке является также небольшое снижение интенсивности диффузорного течения в косом срезе (рис. 2). Это уменьшает толщину накопленного пограничного слоя и снижает кромочные потери.

Обобщенные результаты 2D расчетов течения в двух решетках показаны на рис. 4 в виде изменения относительных потерь по режимам течения (ξ_0 – коэффициент профильных потерь в исходной

решетке при $M_{2ад} = 0,9$ и $i = 0^\circ$). Из графиков следует, что во всем рассмотренном диапазоне скоростей новый профиль более эффективен в среднем на 15 %. Модернизированная решетка также более эффективна при всех практически значимых углах натекания (при углах атаки от $i = -10^\circ$ до $i = +10^\circ$). При чем, наибольший прирост эффективности (до 45 %) получен при положительных углах атаки, а в области отрицательных углов атаки эффективность обеих решеток сближается (до 2 %), что обусловлено ухудшением обтекания корыта нового профиля и возникновением отрыва.

На рис. 5 показаны результаты пространственного расчета двух решеток в виде распределения коэффициента потерь на половине высоты лопатки (в данной постановке задачи течение в решетке практически симметрично). Очевидно, улучшение плоского обтекания привело к снижению и вторичных потерь. Уже при нулевом угле атаки область, занятая вторичными течениями, в новой решетке уменьшилась на 5 % высоты лопатки.

При положительных углах атаки данный эффект усиливается, и на режиме $i = +5^\circ$ суммарное сниже-

ние потерь в решетке составляет около 30 %.

На рис. 6 приведена зависимость коэффициента профильных потерь от угла поворота потока в решетке. Кривая на графике описывает результаты численного исследования группы решеток, спрофилированных по тем же принципам, что и исходная решетка, но с различными углами входа [5]. Из представленных данных следует: новая решетка может работать с такой же эффективностью, что и гораздо менее нагруженные решетки. Таким образом, цель модернизации профиля достигнута.

Заключение

Выполнена модернизация профиля турбинной решетки с большим поворотом потока, проведено численное исследование течения в решетках до и после модернизации. Согласно расчетам новый профиль имеет более низкие потери во всем исследованном диапазоне скоростей и углов входа.

Проведенные исследования позволили выработать подход к проектированию высоконагруженных турбинных решеток, который будет использован при создании перспективных турбин.

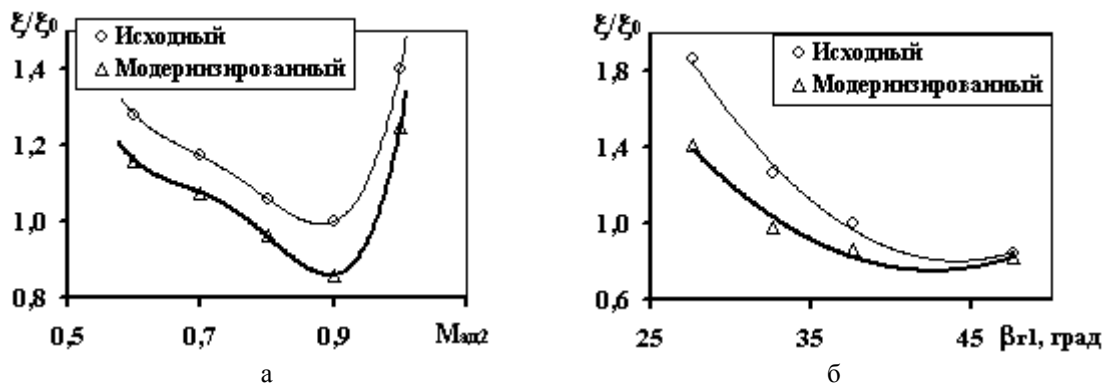


Рис. 4. Относительный коэффициент профильных потерь в зависимости от:
а – адиабатического числа Маха на выходе; б – угла входа потока

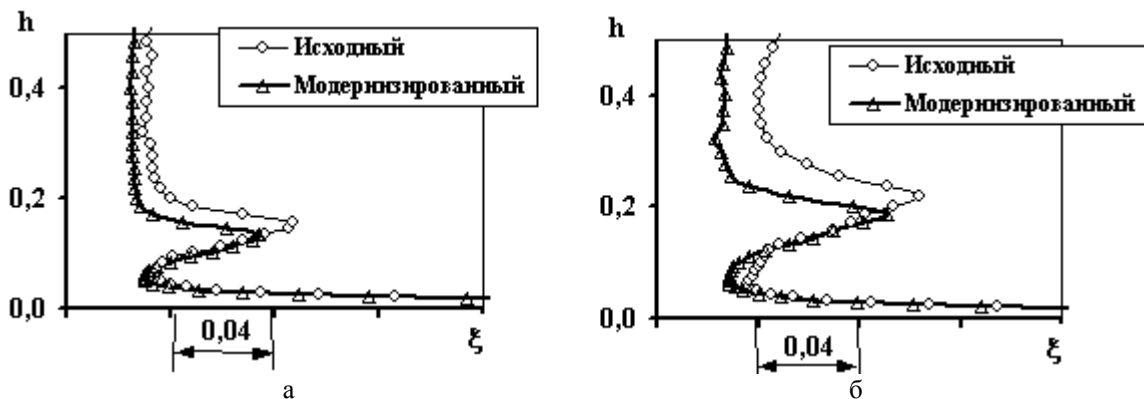


Рис. 5. Распределение коэффициента потерь кинетической энергии по высоте лопатки при $M_{2ад} = 0,9$:
а – $i = 0^\circ$; б – $i = +5^\circ$

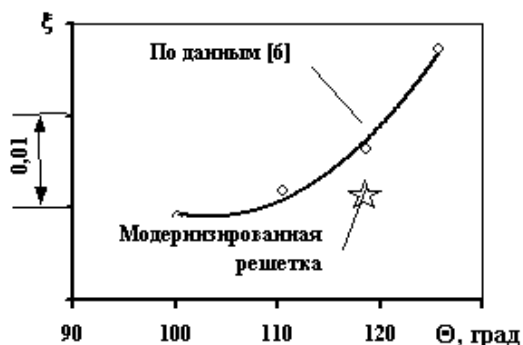


Рис. 6. Коэффициент потерь кинетической энергии в зависимости от угла поворота потока

Литература

1. Хорлок Дж. Х. *Осевые турбины (газовая динамика и термодинамика)* / Х.Дж. Хорлок; пер. с англ. – М., Машиностроение, 1972. – 344 с.
2. *Low Pressure Turbine with High Stage Loading* / R. Vázquez, D. Cadrecha, D. Torre, M. Morales, T. Crespo. – ISOABE 2001-1060.
3. *Атлас экспериментальных характеристик плоских решеток охлаждаемых газовых турбин* /

В.Д. Венедиктов, А.В. Грановский, А.М. Карелин, А.Н. Колесов, М.Х. Мухтаров. – М., ЦИАМ, 1990.

4. Мамаев Б.И. Профильные потери в турбинной решетке / Б.И. Мамаев, А.Г. Клебанов // *Теплоэнергетика*. – 1970. – № 6. – С. 33-39.

5. Хомылев С.А. Численное исследование обтекания турбинных решеток профилей: Часть 2. – *Исследование характеристик высоконагруженных решеток* / С.А. Хомылев, С.Б.Резник, С.В. Еришов // *Авиационно-космическая техника и технология. Научно-технический журнал*. – 2008. – № 8 (55). – С. 46-50.

6. Карелин А.М. Построение решетки турбинных профилей на основе рациональных параметрических кривых. *Лопаточные машины и струйные аппараты* / А.М. Карелин // *Труды ЦИАМ*. – М.: ЦИАМ, 1989. – № 1234, вып. 9. – С. 79-89.

7. Еришов С.В. Численный метод расчета течений невязкого и вязкого газа в решетках профилей / С.В. Еришов. – *Ин-т пробл. машиностроения АН Украины*. Харьков, 1992. – 83 с. – Деп. в ВИНТИ 29.12.92, N 3696-B92.

8. Menter F.R. Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications / F.R. Menter // *AIAA J.* – 1994. – 32, № 11. – P. 1299-1310.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., начальник отдела В.И. Гнесин, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

РЕЗУЛЬТАТИ АЕРОДИНАМІЧНОГО УДОСКОНАЛЕННЯ ПРОФІЛЮ ВИСОКОНАВАНТАЖЕНОЇ ТУРБІННОЇ РЕШІТКИ

С.О. Хомилев, С.Б. Різник, С.В. Єришов

Наведено результати аеродинамічного удосконалення профілю дозвукової високонавантаженої турбінної решітки з великим кутом повороту потоку для ТНТ сучасного авіадвигуна. Новий профіль відрізняється формою передньої кромки та збільшенням кутом відгину. У результаті модернізації підвищено аеродинамічну ефективність решітки на всіх розглянутих режимах та знижено її чутливість до додатних кутів атаки. Дослідження проведено розрахунковим методом у двовимірному та тривимірному ставленні з урахуванням в'язкості та стисливості, обчислення виконано із застосуванням програмного комплексу FlowER.

Ключові слова: високонавантажена решітка, кут входу, поворот потоку, обтікання, профільні витрати, відрив.

THE RESULTS OF AERODYNAMIC IMPROVEMENT OF THE HIGH LOADED TURBINE CASCADE

S.A. Khomylyev, S.B. Riznyk, S.V. Yershov

The results of the aerodynamic improvement are presented for the profile of subsonic high loaded turbine cascade with high stream turn angle for low pressure turbine of modern aero engine. The new profile differs the form of the front edge and increased of the bending angle. As a result of modernizations the aerodynamic efficiency of cascade is increased on all considered conditions and its sensitivity to positive angle of the attack is decreased. The studies were conducted by calculation method in 2D and 3D statement for viscous and compressible flow, numerical analysis is performed with solver FlowER.

Key words: high loaded turbine cascade, inlet angle, stream turn, flow, profile losses, separation.

Хомылев Сергей Александрович – ведущий конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03504@ivchenko-progress.com, khomylyev_s@mail.ru.

Резник Сергей Борисович – начальник бригады ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03504@ivchenko-progress.com.

Еришов Сергей Владимирович – д-р техн. наук, проф., вед. научный сотрудник Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: sergiy.v.yershov@gmail.com.

УДК 532.5:621.438

Н.Н. САЛОВ, А.А. ХАРЧЕНКО, Г.В. ГОРОБЕЦ

Севастопольский национальный технический университет, Украина

К РАСЧЕТУ ГИДРОДИНАМИКИ ТЕЧЕНИЙ У ПОВЕРХНОСТИ ЭКРАНИРОВАННЫХ ДИСКОВ С ЭЖЕКТОРНЫМИ КАНАЛАМИ В ПОЛОСТЯХ РОТОРОВ ГТД

На основе анализа экспериментальных исследований температурного состояния экранированных дисков роторов с эжекторными каналами в зоне ступицы и эжектирующим осевым потоком охлаждающего воздуха предлагаются зависимости для расчета производительности каналов. Проанализировано влияние степени экранирования, количества и размеров эжекторных каналов на температурное состояние дисков. Отмечено, что с уменьшением количества и размеров эжекторных каналов увеличивается температура отсасываемого в меньших количествах горячего воздуха, что увеличивает температуру ступичной части диска. Получены расчетные зависимости, описывающие распределение температуры по радиусу экранированного диска.

Ключевые слова: диски ГТД, эжекторы, гидродинамика, температурное состояние.

Постановка проблемы

В работах [1, 2] показана перспективность применения экранированных дисков ГТД с эжекторными каналами для уменьшения радиальных температурных напряжений посредством разогрева ступичной части диска горячим воздухом, отсасываемым эжектором с периферии полости. В качестве эжектора рекомендуется применять эжекторный канал, корпус которого омывается осевым потоком охлаждающего воздуха. Применение эжекторов с периферийным обдувом позволяет наиболее эффективно использовать динамический напор воздуха, отбираемого на охлаждение двигателя. От производительности эжектора будет зависеть гидродинамика течений охлаждающего воздуха в канале между экраном и диском, влияющая на характер распределения температуры по радиусу диска. В настоящее время в литературе нет сведений по методике расчета гидродинамики течений охлаждающего воздуха в полостях роторов с эжекторными устройствами.

Решение проблемы

Статья посвящена гидродинамическому расчету течений охлаждающего воздуха в полости ротора с экранированными дисками, снабженными эжекторными каналами. В расчет входит определение производительности эжекторного канала и скорости охладителя вдоль радиуса диска.

Корпус эжекторного канала представляет собой расширяющийся конус, при обтекании которого осевым потоком создаются условия для понижения давления в выходном сечении канала эжектора.

При таком обтекании корпуса эпюра скоростей по сечению канала имеет вогнутую форму. Большая скорость на внешней стенке корпуса уменьшает возможность отрыва потока от стенки расширяющегося канала, что способствует улучшению работы эжектора с внешним обдувом [3].

Если принять, что скорость отсасываемого воздуха на периферии экрана равна скорости обтекания осевым потоком корпуса эжекторного канала, а скорость в центре эпюры принять равной скорости всплытия к оси вращения под действием свободной конвекции в поле массовых сил, то расчетную скорость в сечении на выходе эжекторного канала $w_{эж}$ можно принять как среднемассовую скоростей w_0 , с которой осевой поток обтекает корпус эжекторного канала, и w , с которой горячий воздух всплывает к оси вращения под действием сил плавучести во вращающейся полости. При определении w_0 необходимо учитывать загромождение эжекторами проходного сечения кольцевого канала под ступицей экранированного диска.

Специальных измерений скорости всплытия во вращающейся полости не проводилось, однако использование материалов работы [4] позволяет сделать вывод, что скорость всплытия находится в диапазоне 0,1...0,5 м/с. При этих условиях производительность эжектора определяется по формуле

$$v_{эж} = 0,75f \cdot w_{эж}, \quad (1)$$

где f – площадь сечения на выходе эжекторного канала, m^2 .

Производительность эжектора уменьшена на четверть, так как осевой поток омывает только $\frac{3}{4}$ поверхности корпуса эжектора.

Отсос эжектором воздуха осуществляется из обеих полостей одновременно. Учитывая это, скорость воздуха, отсасываемого из одной полости в зазоре между экраном и диском на среднем радиусе расчетного участка, определится по формуле

$$w_i = \frac{v_{\text{эж}} \cdot n}{2 \cdot F_i}, \quad (2)$$

где n – число эжекторов; $F_i = \pi \cdot d_i \cdot \delta_i$ – площадь проходного сечения в зазоре между экраном и диском на среднем радиусе i -го расчетного участка, м^2 ; d_i – текущий средний диаметр расчетного участка, м ; δ_i – ширина зазора между экраном и диском на среднем диаметре расчетного участка, м .

Как показали опыты, если число и размеры эжекторных каналов остаются постоянными, то количество отсасываемого воздуха из полости ротора прямо пропорционально осевому расходу воздуха, который протекает через кольцевой канал под ступицей экранированного диска. В наших опытах с изменяемым расходом воздуха при девяти эжекторах количество отсасываемого из обеих полостей воздуха во всех случаях составило 12% от величины осевого расхода воздуха.

Опытами установлено, что эффективность прогрева ступичной части диска зависит от величины площади выходного сечения эжекторных каналов. С уменьшением количества и размеров эжекторных каналов увеличивается температура отсасываемого в меньших количествах горячего воздуха, что увеличивает температуру ступичной части диска. В наших опытах этот эффект наблюдался в диапазоне $10 \leq F_{\text{вх}} / F_{\text{вых}} \leq 70$, где $F_{\text{вх}}$ – сумма площадей входных сечений зазора между экраном и диском на периферии обеих полостей; $F_{\text{вых}}$ – сумма площадей сечений на выходе эжекторных каналов. Как видно на рис. 1, в диапазоне $35 \leq F_{\text{вх}} / F_{\text{вых}} \leq 70$ разогрев ступицы снижается, т.е. уменьшается количество отсасываемого горячего воздуха, а вместе с ним уменьшается количество подводимого к ступице тепла. При $F_{\text{вх}} / F_{\text{вых}} < 10$ разогрев ступицы также уменьшается, т.к. из-за больших количеств отсасываемого воздуха воздух не успевает разогреваться.

Распределение температуры по радиусу диска подчиняется закону, который в нашем случае принимает вид

$$t_{\text{ЭК}} = (t_{\text{ВЫХ}} + (t_{\text{МАХ}} - t_{\text{ВЫХ}}) \left(\frac{r_i}{r_{\text{МАХ}}} \right)^{m_3}), \quad (3)$$

где $t_{\text{ЭК}}$ – температура i -го расчетного участка экранированного диска с эжекторными каналами, $^{\circ}\text{C}$; $t_{\text{ВЫХ}}$ – температура охлаждающего воздуха под ступицей экранированного диска, $^{\circ}\text{C}$; определяется по

зависимостям работы [5]; $t_{\text{МАХ}}$ – температура газа в проточной части ступени экранированного диска, $^{\circ}\text{C}$; r_i – средний радиус расчетного участка, м ; $r_{\text{МАХ}}$ – максимальный радиус диска, м .

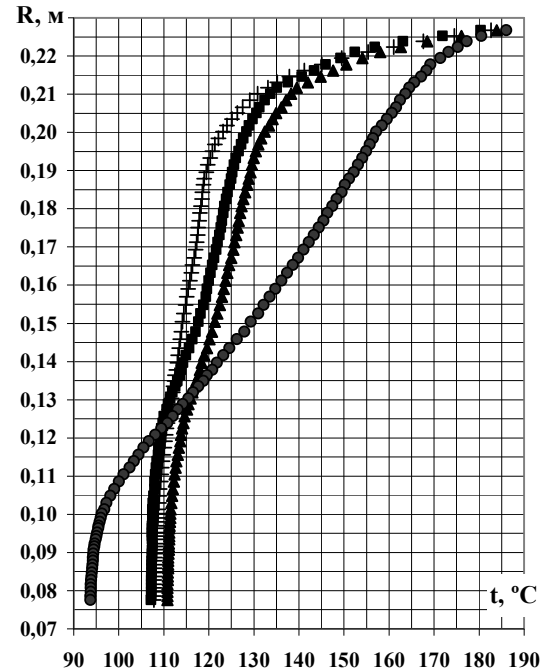


Рис. 1. Распределение температуры по радиусу диска:

- — неэкранированный диск;
- экранированный диск с эжекторными каналами:
- + — 9 каналов, $F_{\text{вх}} / F_{\text{вых}} = 11,4$;
- ▲ — 3 канала, $F_{\text{вх}} / F_{\text{вых}} = 34,2$;
- — 3 канала, $0,5 F_{\text{вых}}$, $F_{\text{вх}} / F_{\text{вых}} = 70,9$

Для экранированного диска с эжекторными каналами показатель степени m_3 определится как

$$m_3 = c \text{Re}^x \cdot \left(\frac{F_{\text{МАХ}} \cdot r_{\text{П}}}{F \cdot R} \right)^y \cdot \left(\frac{F_{\text{ЭЖВХ}}}{F_{\text{ЭЖВЫХ}}} \right)^z \cdot m_0, \quad (4)$$

где c, y, z – соответственно множитель и показатели степени, определяемые по экспериментальным данным для каждого расчетного участка диска; $\text{Re} = w_i \cdot d_{\text{ЭКВ}} / \nu$ – число Рейнольдса, определяемое по скорости воздуха в зазоре между экраном и диском; $\left(\frac{F_{\text{МАХ}} \cdot r_{\text{П}}}{F \cdot R} \right)$ – степень экранирования диска;

$F_{\text{МАХ}}$ – площадь поверхности диска, м^2 ; $r_{\text{П}}$ – радиус междисковой полости, м ; F – площадь неэкранированных участков диска, м^2 ; R – радиус подвода воздуха в зазор между экраном и диском, м ;

$m_0 = c_1 \text{Re}_{\omega}^{\alpha} \cdot \left(\frac{t_{\text{МАХ}} - t_{\text{ВЫХ}}}{t_{\text{ВЫХ}}} \right)^{\beta}$ – показатель степени в

формуле (3) для расчета распределения температуры на незранированном диске; $Re_{\omega} = \omega \cdot r_{\max}^2 / \nu$ – число Рейнольдса вращательного движения.

Выводы

Предложенный метод расчета производительности эжекторных каналов с методикой расчета скорости охлаждающего воздуха в зазоре между экраном и диском позволяет определить на стадии проектирования оптимальные размеры устройств для уменьшения температурных напряжений в дисках роторов газотурбинных двигателей.

Литература

1. Салов Н.Н. Исследование температурного состояния экранированных роторов ГТД с эжекторными устройствами / Н.Н. Салов, А.А. Харченко, Г.В. Горобец, В.М. Бубенцов // *Авиационно-*

космическая техника и технология. – 2006. – № 8. – С. 117-120.

2. Салов Н.Н. Исследование термонапряженного состояния экранированных дисков роторов ГТД с эжекторными каналами / Н.Н. Салов, А.А. Харченко, Г.В. Горобец // *Вестник двигателестроения.* – 2007. – № 3. – С. 123-126.

3. Щукин В.К. Газоструйные компрессоры / В.К. Щукин, И.И. Калмыков. – М.: Машигиз, 1963. – 148 с.

4. Салов Н.Н. Исследование режимов течения в радиальном вращающемся канале при прокачке теплоносителя вдоль оси вращения / Н.Н. Салов, Л.В. Александрова, В.М. Бубенцов, Е.С. Химченко // *Рабочие процессы в охлаждаемых турбомашинных газотурбинных двигателях.* – Казань: КАИ, 1989. – С. 104-106.

5. Салов Н.Н. К определению подогрева воздуха, транспортируемого через полости осевого компрессора / Н.Н. Салов // *Изв. вузов. Авиационная техника.* – 2000. – № 1. – С. 63-65.

Поступила в редакцию 28.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой автомобильного транспорта В.Н. Торлин, Севастопольский национальный технический университет, Севастополь.

ДО РОЗРАХУНКУ ГІДРОДИНАМІКИ ПЕРЕБІГУ У ПОВЕРХНІ ЕКРАНОВАНИХ ДИСКІВ З ЕЖЕКТОРНИМИ КАНАЛАМИ У ПОРОЖНИНІ РОТОРІВ ГТД

М.М. Салов, А.О. Харченко, Г.В. Горобецт

На основі аналізу експериментальних досліджень температурного стану екранованих дисків роторів з ежекторними каналами в зоні маточини і ежектуючим осьовим потоком повітря, що охолоджує, пропонується залежності для розрахунку продуктивності каналів. Проаналізований вплив ступеня екранування, кількості і розмірів ежекторних каналів на температурний стан дисків. Відмічено, що із зменшенням кількості і розмірів ежекторних каналів збільшується температура гарячого повітря, що відсисається в менших кількостях, що збільшує температуру маточинної частини диска. Отримані розрахункові залежності, що описують розподіл температури по радіусу екранованого диска.

Ключові слова: диски ГТД, ежектори, гідродинаміка, температурний стан.

COMPUTATION OF FLOW HYDRODYNAMICS AT THE SURFACE OF SHIELDED DISKS WITH EJECTOR BORES IN GTE ROTOR CAVITIES

N.N. Salov, A.A. Kharchenko, G.V. Gorobets

In the basis of analysis of experimental researches of the temperature state of the screened disks of rotors with the ducted ductings in the area of nave and ejecting axial stream of cooling air dependences are offered for the calculation of the productivity of ductings. Influence of screening degree is analysed, amount and sizes of the ducted ductings it is Marked on the temperature state of disks, that with diminishing of amount and sizes of the ducted ductings the temperature suck off in less hot air is increased, that increases the temperature of fellow part of disk. Calculation dependences, describing distributing of temperature on the radius of the screened disk, are got.

Key words: GTE disks, ejectors, hydrodynamics, temperature field.

Салов Николай Николаевич – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры энергоустановок морских судов и сооружений Севастопольского национального технического университета, Севастополь, Украина, email: salov07@mail.ru.

Харченко Андрей Александрович – канд. техн. наук, старший преподаватель кафедры энергоустановок морских судов и сооружений Севастопольского национального технического университета, Севастополь, Украина, email: list-box@mail.ru.

Горобец Галина Владимировна – старший преподаватель кафедры энергоустановок морских судов и сооружений Севастопольского национального технического университета, Севастополь, Украина.

УДК 621.165:532.6

А.В. РУСАНОВ¹, Е.В. ЛЕВЧЕНКО², В.Л. ШВЕЦОВ², Н.В. ПАЩЕНКО¹¹Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков²ВАТ "Турбоатом", Харьков, Украина

ВЛИЯНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПРОФИЛИРОВАНИЯ НАПРАВЛЯЮЩИХ ЛОПАТОК НА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЦНД ПАРОВОЙ ТУРБИНЫ

Представлены результаты численного исследования и анализ влияния сложного осевого и окружного навалов направляющих лопаток второй ступени ЦНД паровой турбины на газодинамические характеристики проточной части. Расчеты выполнены с использованием программного комплекса FlowER. Показано, что для исследуемой проточной части ЦНД применение сложного навала направляющих лопаток в осевом направлении не приводит к улучшению газодинамических характеристик, в то время как окружной навал со стороны давления на сторону разрежения позволяет повысить внутренний КПД.

Ключевые слова: турбина, проточная часть, цилиндр низкого давления, пространственное профилирование, окружной навал лопаток, осевой навал лопаток, газодинамическое совершенствование

Введение

Одним из главных требований, предъявляемым к новым и модернизируемым турбинам, является их высокая экономичность. Наиболее перспективным способом повышения эффективности турбомашин считается их газодинамическое усовершенствование за счет пространственного профилирования основных элементов проточных частей (лопаточных аппаратов и меридиональных обводов). Использование сложного навала (саблевидность и стреловидность), специальное профилирование меридиональных обводов и т.д. позволяют существенно повысить внутренний КПД турбомашин.

В статье представлены результаты численного исследования влияния пространственной формы направляющих лопаток второй ступени ЦНД паровой турбины на структуру течения и газодинамические характеристики проточной части.

1. Объект исследования. Методика проведения численного эксперимента

В качестве объекта исследования рассмотрены первые две ступени ЦНД паровой турбины, предложенной в работе [1] (рис. 1). Основные геометрические характеристики исследуемых ступеней приведены в табл. 1. В качестве граничных условий задавались полное давление $P^* = 519$ кПа и температура пара $T^* = 538$ К на входе и статическое давление $P = 8,4$ кПа на выходе расчетной области (рис. 1, а). Физическая область отображается на расчетную с

использованием структурированной сетки Н-типа, с суммарным числом ячеек

$$N = 80 \times 72 \times (88 + 80) \times 2 = 1935360.$$

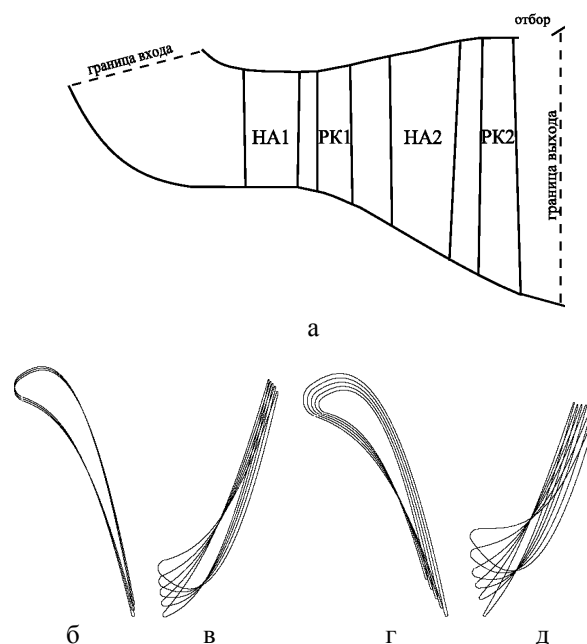


Рис. 1. Проточная часть ЦНД:
а – меридиональное сечение;
б – НА первой ступени; в – РК первой ступени;
г – НА второй ступени; д – РК второй ступени

Численное исследование выполнено с помощью программного комплекса FlowER [2, 3], который обеспечивает необходимую достоверность получаемых результатов как по качественной структу-

ре течения, так и по количественной оценке аэродинамических характеристик проточных частей турбомашин [4, 5].

Таблица 1
Геометрические характеристики
проточной части ЦНД паровой турбины

Параметр	1-я ступень		2-я ступень	
	НА	РК	НА	РК
l/b *	0,95	1,73	2,13	3,73
t/b *	0,78	0,69	0,75	0,54
D/l	13,17	11,78	6,03	6,0
Z , шт	50	92	54	130
$\alpha_{1\text{эф}}, \beta_{2\text{эф}}$, градус *	13,41	15,18	14,93	16,67

* на среднем диаметре

Исследовались различные формы сложного навала лопаток НА второй ступени. Навал лопаток как в осевом, так и в окружном направлениях образовывался смещением сечений за счет придания оси лопатки формы кривой второго порядка, которая задается углами навалов γ , χ (для окружного и осевого направлений соответственно) и относительной длиной участка лопатки искривленной формы $\bar{l}$ (рис. 2):

$$\bar{l}_{U,D} = \frac{l_{U,D}}{l} 100\%.$$

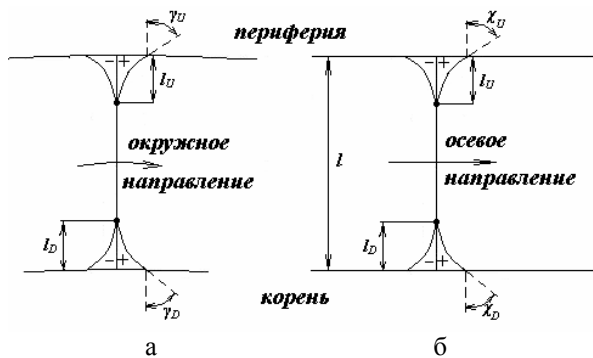


Рис. 2. Схема навала лопаток:
а – окружной навал; б – осевой навал

2. Исследование влияния сложного окружного навала лопаток НА

Рассмотрено 18 вариантов конструкций проточной части низкого давления с различными формами сложного окружного навала лопаток НА второй ступени (на периферии – $\bar{l}_U = 30\%$, 40% , 50% и $\gamma_U = -10^\circ$, -20° , -30° ; у корня – $\bar{l}_D = 30\%$, 40% , 50% и $\gamma_D = -10^\circ$, -20° , -30°). Для всех конструкций навал выполнялся со стороны давления на сторону разрежения.

Во всех исследованных проточных частях со сложным навалом направляющей лопатки в окружном направлении у корня потери кинетической энергии в средней части лопаточных венцов увеличиваются (рис. 3, а), а у корня уменьшаются. Как показано в работе [6], это связано, в основном, с перераспределением поля давлений.

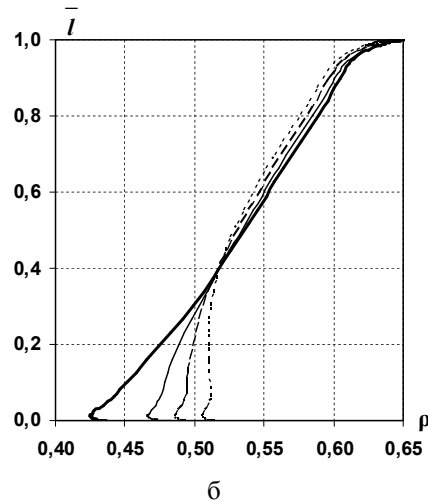
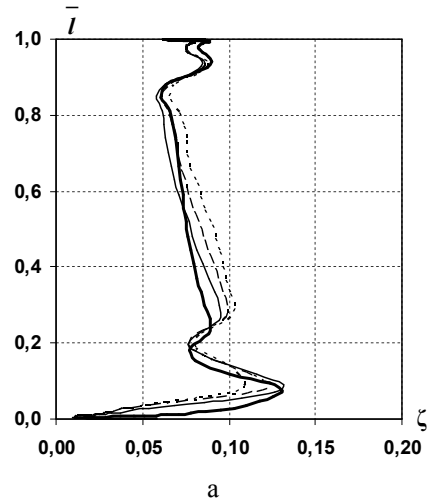


Рис. 3. Потери кинетической энергии (а) и реактивность (б) во второй ступени:
— прямая лопатка; - - - $\bar{l}_D = 50\%$, $\gamma_D = -30^\circ$;
- · - $\bar{l}_D = 40\%$, $\gamma_D = -30^\circ$; — $\bar{l}_D = 30\%$, $\gamma_D = -30^\circ$

Образовавшиеся дополнительные градиенты давления прижимают поток к обводам, за счет чего уменьшается интенсивность вторичных течений и повышается реактивность (рис. 3, б), и соответственно, уменьшаются потери кинетической энергии в прикорневой области. В средней части лопатки (в ядре потока) реактивность снижается, что приводит к увеличению потерь, причем, чем больше угол навала и длина участка лопатки искривленной формы, тем значительно возрастают потери. Суммарное снижение потерь кинетической энергии в ступени

достигается только для конструкций с малыми значениями γ_D и $\bar{l}_D$. В проведенном исследовании снижение потерь в ступени (на 0,13–0,21%) было получено для конструкций со следующими параметрами сложного навала направляющих лопаток в окружном направлении у корня: $\bar{l}_D = 30\%$ с $\gamma_D = -20^\circ$ и -30° ; $\bar{l}_D = 40\%$ с $\gamma_D = -20^\circ$.

Сложный навал направляющей лопатки второй ступени оказывает слабое влияние на распределение реактивности и потерь кинетической энергии в предшествующей (первой) ступени. В первой ступени реактивность увеличивается по всей высоте канала, а потери кинетической энергии снижаются на 0,01–0,05% (в зависимости от формы навала НА второй ступени). Также за счет изменения пространственной формы направляющей лопатки второй ступени происходит незначительное перераспределение располагаемых теплоперепадов между ступенями: с увеличением γ_D и $\bar{l}_D$ мощность второй ступени снижается (на 0,03–0,21 МВт), а первой возрастает (на 0,02–0,22 МВт). Суммарная мощность двух ступеней изменяется незначительно. Наибольшее увеличение внутреннего КПД для двух ступеней получено в конструкции с $\bar{l}_D = 30\%$ и $\gamma_D = 30^\circ$ (+ 0,13%).

Расчеты конструкций с направляющими лопатками второй ступени со сложным навалом в окружном направлении на периферии показали, что в периферийной области за счет перераспределения поля давлений поток сильнее прижимается к обводу, повышается реактивность (рис. 4, б) и снижаются потери кинетической энергии (тем значительнее, чем больше увеличиваются γ_U и $\bar{l}_U$, рис. 4, а). В прикорневой области и средней части лопаток реактивность снижается, а характер распределения потерь кинетической энергии зависит от пространственной формы навала лопаток направляющего аппарата. Наибольшее снижение потерь кинетической энергии в ступени достигается для лопатки с навалом $\bar{l}_U = 30\%$ и $\gamma_U = -30^\circ$ (на 0,69%).

Для исследованных конструкций сложный навал направляющих лопаток второй ступени в окружном направлении на периферии не оказывает существенного влияния на характеристики предшествующей (первой) ступени. Также, как и в случае навала лопаток НА в окружном направлении у корня, наблюдается незначительное перераспределение срабатываемых тепловых перепадов между первой и второй ступенями, при этом суммарная мощность двух ступеней не изменяется.

Повышение внутреннего КПД двух ступеней (на 0,02–0,34%) имеет место в конструкциях с отно-

сительно небольшими участками лопатки искривленной формы ($\bar{l}_U = 30\%$ и 40%), а в конструкциях с $\bar{l}_U = 50\%$ для всех рассмотренных углов навала КПД снижается. Наибольшее увеличение внутреннего КПД для двух ступеней получено в конструкции с $\bar{l}_U = 30\%$, $\gamma_U = -30^\circ$ (+ 0,34%).

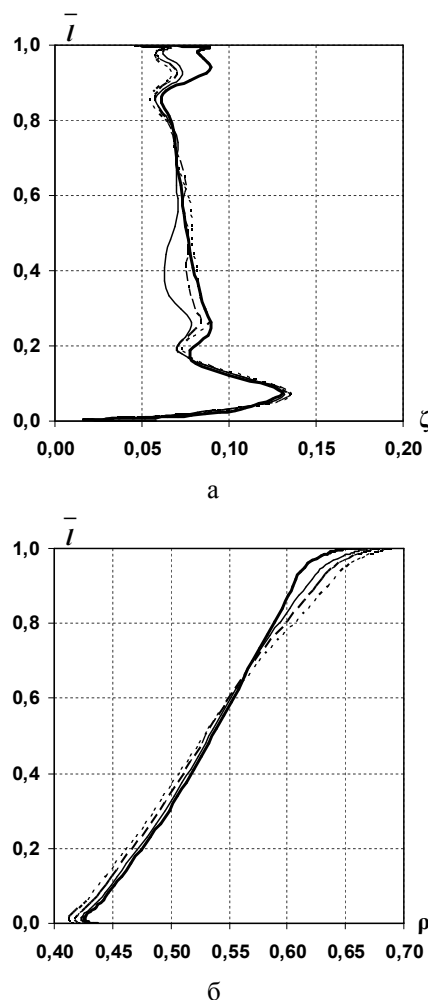


Рис. 4. Потери кинетической энергии (а) и реактивность (б) во второй ступени:

— прямая лопатка; - - - $\bar{l}_U = 50\%$, $\gamma_U = -30^\circ$;
- · - $\bar{l}_U = 40\%$, $\gamma_U = -30^\circ$; — $\bar{l}_U = 30\%$, $\gamma_U = -30^\circ$

3. Исследование влияния сложного осевого навала лопаток НА

Также, как и для окружного навала, рассмотрено 18 вариантов конструкций части низкого давления с различными формами сложного осевого навала лопаток НА второй ступени (на периферии – $\bar{l}_U = 20\%$, 30% , 40% и $\chi_U = -10^\circ$, -15° , -20° ; у корня – $\bar{l}_D = 20\%$, 30% , 40% и $\chi_D = -10^\circ$, -20° , -30°). Для всех конструкций рассматривался осевой навал лопаток вверх по потоку.

Во всех вариантах проточных частей ЦНД со сложным навалом направляющих лопаток второй ступени в осевом направлении в периферийной области увеличивается межвенцовый зазор и перераспределяется поле давлений, что приводит к уменьшению толщины пограничного слоя перед РК (поток сильнее прижимается к обводу) и, соответственно, к снижению потерь кинетической энергии. В средней части канала и прикорневых сечениях потери увеличиваются (рис. 5, б). Суммарные потери в ступени для всех исследованных конструкций увеличиваются на 0,06–0,2 %, причем возрастание потерь кинетической энергии тем значительнее, чем длиннее участок лопатки искривленной формы. Реактивность второй ступени меняется незначительно.

Сложный осевой навал направляющего аппарата второй ступени оказывает влияние на характеристики предшествующей ступени, в частности, на потери кинетической энергии в рабочем колесе первой ступени. Как видно из рис. 5, а, основные изменения происходят в прикорневых сечениях. Потери кинетической энергии в первой ступени $\xi_{1\text{ст}}$ увеличиваются на 0,01–0,08 %.

Суммарные интегральные характеристики двух ступеней для всех конструкций со сложным осевым навалом НА второй ступени на периферии, по сравнению с исходной проточной частью, несколько ухудшились: внутренний КПД понизился на 0,03–0,12 %, а мощность уменьшилась на 0,01–0,02 МВт.

Для всех рассмотренных проточных частей со сложным навалом направляющей лопатки у корня в осевом направлении наблюдается образование дополнительных градиентов давления в радиальном направлении, которые способствуют прижатию потока к корневому обводу (рис. 6, б, в). Как видно из рис. 6, в, при относительно больших значениях χ_D

и $\bar{l}_D$ ($\chi_D = -30^\circ$, $\bar{l}_D = 30\%$) образуются скачки уплотнения у втулки на выходе из НА.

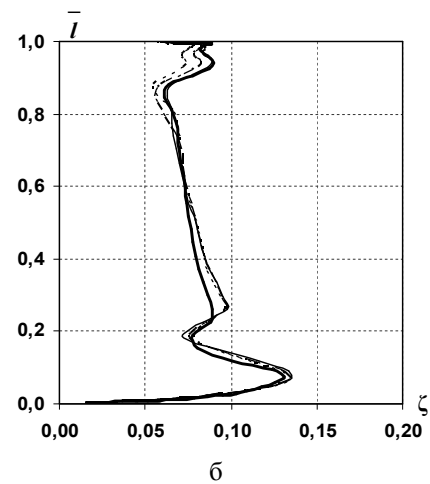
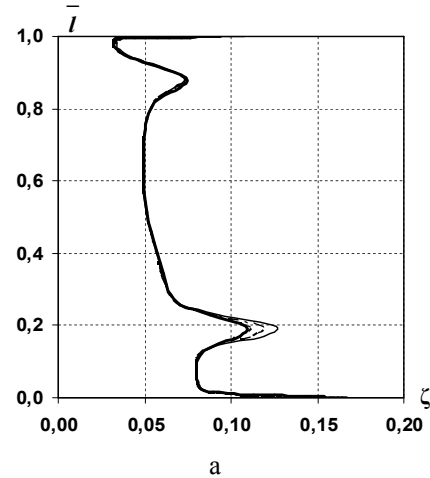


Рис. 5. Потери кинетической энергии:
а – первая ступень; б – вторая ступень;
— прямая лопатка; - - - $\bar{l}_U = 20\%$, $\chi_U = -20^\circ$;
- · - $\bar{l}_U = 30\%$, $\chi_U = -20^\circ$; — $\bar{l}_U = 40\%$, $\chi_U = -20^\circ$

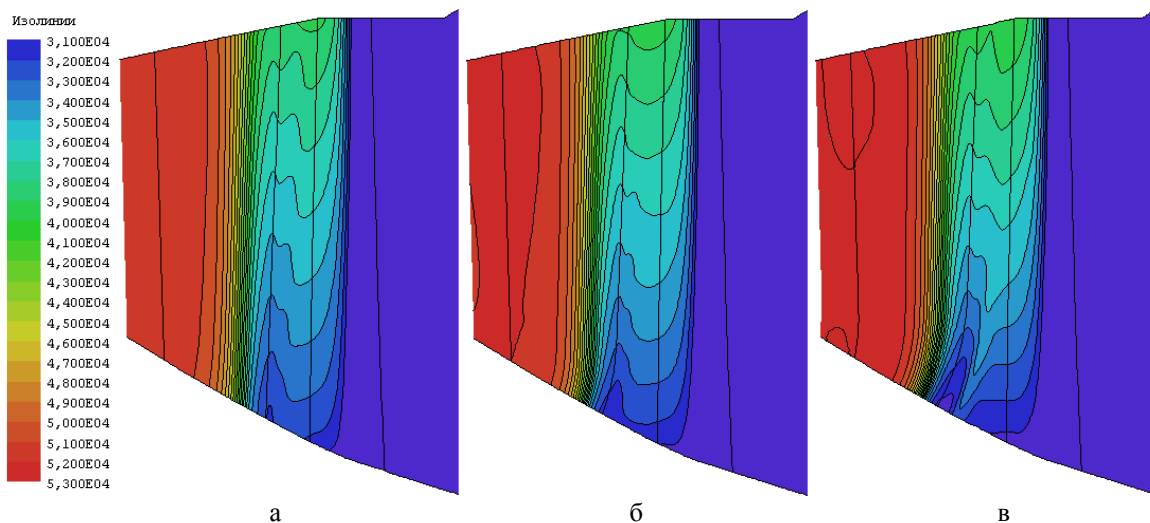


Рис. 6. Изолинии статического давления. Среднее меридиональное сечение межлопаточного канала:
а – прямая лопатка; б – $\bar{l}_D = 20\%$, $\chi_D = -20^\circ$; в – $\bar{l}_D = 30\%$, $\chi_D = -30^\circ$

Таким образом, в зависимости от формы навала направляющей лопатки у корня в осевом направлении изменяются значения потерь кинетической энергии по всей длине лопатки (рис. 7, а). В средней части лопатки и на периферии потери возрастают, что связано с изменением угла натекания потока на лопатки рабочего колеса (абсолютный тангенциальный угол увеличивается с увеличением χ_D и $\bar{l}_D$).

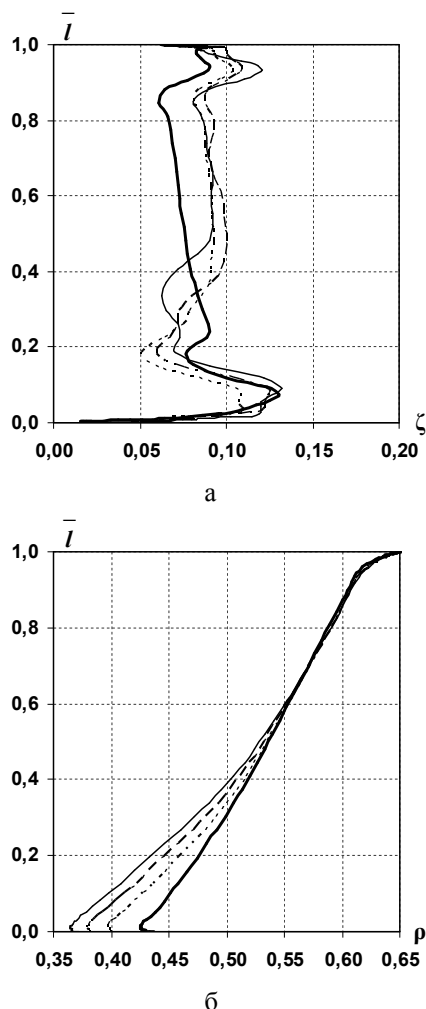


Рис. 7. Потери кинетической энергии (а) и реактивность (б) во второй ступени:

— прямая лопатка; - - - $\bar{l}_D = 20\%$, $\chi_D = -30^\circ$;
 - · - $\bar{l}_D = 30\%$, $\chi_D = -30^\circ$; — $\bar{l}_D = 40\%$, $\chi_D = -30^\circ$

Наибольшие изменения реактивности ступени (рис. 7, б) наблюдаются в нижней половине лопатки, причем эти изменения тем значительнее, чем больше увеличиваются χ_D и $\bar{l}_D$. В предшествующей (первой) ступени происходит незначительное снижение реактивности по всей высоте канала, что приводит к росту потерь кинетической энергии (на 0,01–0,13%). Мощность второй ступени возрастает с увеличением

χ_D и $\bar{l}_D$ на 0,04–0,34 МВт, а первой снижается, что свидетельствует о перераспределении теплоперепадов между ступенями. Суммарная мощность двух ступеней снижается на 0,02–0,09 МВт (в зависимости от формы навала НА).

Заключение

Выполнено численное исследование влияния сложного осевого и окружного навалов направляющих лопаток второй ступени на интегральные характеристики и структуру потока проточной части ЦНД, в результате которых установлено:

– при изменении пространственной формы направляющей лопатки второй ступени происходит перераспределение тепловых перепадов между ступенями;

– сложный окружной навал направляющих лопаток второй ступени, выполненный со стороны давления на сторону разрежения, в конструкциях с относительно небольшими участками лопатки искривленной формы (как у корня, так и на периферии) приводит к повышению внутреннего КПД двух ступеней; наибольшее увеличение внутреннего КПД для двух ступеней получено в конструкциях с относительной длиной участка лопатки искривленной формы 30% и углом навала -30° (у корня + 0,13% и на периферии + 0,34%);

– для исследуемого ЦНД применение сложного осевого навала НА второй ступени против потока (как у корня, так и на периферии) не привело к улучшению газодинамических характеристик проточной части.

Литература

1. Русанов А.В. Повышение аэродинамической эффективности проточной части ЦНД паровой турбины мощностью 200 МВт / А.В. Русанов, Н.В. Пащенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 7 (64). – С. 78–83.
2. Свідомство про державну реєстрацію прав автора на твір, ПА № 77. Державне агентство України з авторських та суміжних прав. Комплекс програм розрахунку тривимірних течій газу в багатівінцевих турбомашинах "FlowER" / С.В.Єришов, А.В.Русанов. – 19.02.1996.
3. Аэродинамический расчет и оптимальной проектирование проточной части турбомашин / А.В. Бойко, Ю.Н. Говоруценко, С.В. Еришов, А.В. Русанов, С.Д. Северин. – Х.: НТУ «ХПИ», 2002. – 356 с.
4. Lampart P. Validation of turbomachinery flow solver on turbomachinery test cases / P. Lampart,

S. Yershov, A. Rusanov // Intern. Conf. SYMKOM'02: Compressor & turbine stage flow path theory, experiment & user verification, Ciepłne Maszyny Przepływowe. Turbomachinery, Politechnika Łódzka, Łódź, Poland. – 2002. – № 122. – P. 63-70.

5. Хомылев С.А. Численное исследование обтекания турбинных решеток профилей: Ч. 1. Верификация расчетного метода / С.А. Хомылев, С.Б. Резник,

С.В. Еришов // Энерг. и теплотехн. процессы и оборудование. – 2008. – № 6. – С. 23-31.

6. Русанов А.В. Влияние сложного осевого навала лопаток ЦВД паровой турбины на структуру пространственного потока / А.В. Русанов, Ю.П. Волков // Пробл. машиностроения. – 2008. – № 2. – С. 8-14.

Поступила в редакцию 31.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., член-корр. НАН Украины А.Л. Шубенко, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

ВПЛИВ ПРОСТОРОВОГО ПРОФІЛЮВАННЯ НАПРАВЛЯЮЧИХ ЛОПАТОК НА ГАЗОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЦНТ ПАРОВОЇ ТУРБІНИ

А.В. Русанов, Є.В. Левченко, В.Л. Швецов, Н.В. Пащенко

Наведено результати чисельного дослідження та аналізу впливу складного осевого та колового навалів направляючих лопаток другого ступеня ЦНТ парової турбіни на газодинамічні характеристики проточної частини. Розрахунки виконано з допомогою програмного комплексу FlowER. Показано, що для досліджуваної проточної частини ЦНТ використання складного навалу направляючих лопаток в осьовому напрямку не приводить до покращення газодинамічних характеристик, у той час як коловий навал з боку тиску на сторону розрідження дозволяє підвищити внутрішній ККД.

Ключові слова: турбіна, проточна частина, циліндр низького тиску, просторове профілювання, коловий навал лопаток, осьовий навал лопаток, газодинамічне удосконалення.

INFLUENCE OF SPATIAL PROFILING OF THE STATOR BLADES UPON THE GAS DYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE LOW-PRESSURE CYLINDER OF STEAM TURBINE

A.V. Rusanov, E.V. Levchenko, V.L. Shvetsov, N.V. Paschenko

The results of numeral research of influence and analysis of compound lean and sweep of the stator blades of second stage low-pressure cylinder of the steam turbine upon the gas dynamic characteristics of flowpath are presented. Calculations carry out with the use of the software FlowER. It is shown that for researching flowpath of the low-pressure cylinder application of compound lean of the stator blades does not lead to improvement of gas-dynamic characteristics, while the sweep from the pressure on the vacuum side improves internal EFFICIENCY.

Key words: turbine, flowpart, low-pressure cylinder, spatial profiling, blades lean, blades sweep, gas dynamic improvement.

Русанов Андрей Викторович – д-р. техн. наук, зам. директора по научной работе, зав. отделом гидроаэромеханики энергетических машин ИПМаш НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: rusanov@ipmach.kharkov.ua.

Левченко Евгений Владимирович – канд. техн. наук., генеральный конструктор БАТ "Турбоатом", Харьков, Украина, e-mail: inform@turboatom.com.ua.

Швецов Виктор Леонидович – главный конструктор паровых и газовых турбин БАТ "Турбоатом", Харьков, Украина, e-mail: inform@turboatom.com.ua.

Пащенко Наталья Викторовна – ведущий инженер ИПМаш НАН Украины, Харьков, Украина.

УДК 621.5.049

И.И. ПЕТУХОВ, Ю.В. ШАХОВ

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

РАСЧЕТ СТАТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СТРУЙНОГО ОХЛАДИТЕЛЯ ЖИДКОСТИ

Использование струйного охладителя жидкости в качестве теплообменного устройства в системах заправки и термостатирования криогенных компонентов топлива, а также в составе стендов для отработки насосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей невозможно без достоверного описания статических характеристик охладителя. Сложность термогидравлических процессов, происходящих в его проточной части, не позволяют создать единую математическую модель для устройства в целом. Более приемлемо при описании рабочего процесса разделение устройства на составные элементы – сопло на вскипающей жидкости, поверхностный сепаратор и диффузор с двухфазным потоком на входе. Расчёт характеристик устройства в целом обеспечивается в результате объединения математических моделей элементов. В данной статье представлен именно такой подход.

Ключевые слова: криогенное топливо, испарительное охлаждение, струйный охладитель жидкости, поверхностный сепаратор, сверхзвуковой диффузор, вскипающий поток, характеристики, метод расчета, эмпирические коэффициенты

Введение

Настоящий этап развития ракетно-космической техники характеризуется неослабевающим интересом к использованию криогенных компонентов топлива. Однако низкая рабочая температура жидких кислорода и водорода является причиной значительных теплопритоков к компонентам в ходе процесса заправки и термостатирования топливных баков ракет-носителей во время предстартовой подготовки, а также при испытаниях агрегатов жидкостных ракетных двигателей. По этой же причине осложняется и охлаждение криогенных жидкостей, особенно водорода. В качестве охлаждающей среды используют, как правило, часть охлаждаемого компонента при более низком давлении, обеспечивающем его испарение при подводе теплоты от основного потока.

При такой схеме значения температурного напора малы. Поэтому традиционные теплообменные аппараты-рекуператоры имеют большие габариты и массу. Кроме удорожания конструкции это приводит также к дополнительным затратам испаряющегося компонента на её захлаживание.

В связи с этим сохраняется актуальность задачи создания новых высокоэффективных теплообменных устройств, к каковым и относятся струйные охладители жидкости (СОЖ) [1, 2], реализующие быстрое (до 600 К/с) охлаждение жидкости. Жидкость охлаждается за счет частичного испарения при расширении вскипающего потока в сопле. Кроме снижения температуры здесь за счёт работы пара

наблюдается увеличение полного давления охлаждаемой жидкости. Далее охлажденная жидкость отделяется от пара в поверхностном сепараторе и направляется в диффузор. Ввиду неполного отделения пара поток на его входе двухфазный, с неоднородным по высоте паросодержанием. Торможение такого потока сопровождается скачком конденсации.

Использование СОЖ в составе установок различного назначения предполагает возможность достоверного определения его характеристик, что требует соответствующей математической модели. Ввиду существенных различий структуры двухфазного потока и физических эффектов при взаимодействии фаз в элементах СОЖ единая (сквозная) модель для его расчёта в настоящее время вряд ли может быть реализована. Поэтому был принят подход с разделением охладителя на основные элементы – сопло на вскипающей жидкости, поверхностный сепаратор и диффузор с двухфазным потоком на входе. Для каждого из них рассматривается собственная модель.

Математическая модель и полуэмпирический метод расчета характеристик сопла СОЖ при адиабатном истечении криогенной вскипающей жидкости были описаны в [3].

В данной статье представлены математическая модель и метод расчета параметров поверхностного сепаратора с массообменом разделяемых фаз и диффузора с высокоскоростным двухфазным потоком на входе, а также результаты расчетов характеристик СОЖ, полученные с использованием этих моделей.

1. Расчет поверхностного сепаратора

При расчете характеристик сепаратора СОЖ в качестве исходных данных используются параметры на срезе сопла, полученные в результате расчёта по упомянутой выше методике [3]. В их числе скорость, температура и диаметр монодисперсных капель, скорость насыщенного пара и массовые расходы фаз. Целью расчета сепаратора является определение скорости и температуры потока на входе в диффузор, паросодержания по высоте отсепарированного потока.

Движение капель в криволинейном канале поверхностного сепаратора сопровождается изменением их скорости и отклонением от прямолинейной траектории вследствие воздействия пара. В связи с этим меняются вдоль сепарирующей поверхности условия соударения капель с осадившейся плёнкой жидкости. Однако в определённом диапазоне геометрических и режимных параметров эти особенности можно учесть надлежащим выбором коэффициента поверхностного трения C_{ff} жидкости о твёрдую поверхность и использовать для расчёта скорости отсепарированного потока упрощённую методику [4]. Она учитывает только потери импульса жидкости на удар о наклонную поверхность и трение отсепарированного слоя при движении по твёрдой пластине.

Расчетные соотношения имеют следующий вид:

$$\phi_{CY} = \frac{W_{L3}}{W_{L2}} = \left[\frac{1}{\phi_{P0}} + \frac{C_{ff} \cdot (\Pi - 1)}{2 \cdot \alpha_{L2} \cdot \sin \theta} \right]^{-1}, \quad (1)$$

$$\phi_{P0} = \frac{\alpha_{L2} \cdot \sin \theta \cdot (E - 1)}{C_{ff}}, \quad (2)$$

$$E = \sqrt{1 + 2 \cdot C_{ff} \cdot \frac{\text{ctg} \theta}{\alpha_{L2}}}, \quad (3)$$

где $\Pi = L_{CY} \cdot \sin \theta / h_2$ - коэффициент перекрытия потока из сопла;

W_{L2} , W_{L3} - скорость жидкой фазы соответственно на входе (срез сопла) и выходе поверхностного сепаратора;

α_{L2} - объемное влагосодержание потока на срезе сопла;

Θ - средний угол установки участка осаждения капель;

L_{CY} - длина сепарирующей поверхности, м.

Сравнения с данными более точной модели показали, что хорошие результаты для кислорода и водорода получаются при значении коэффициента поверхностного трения 0,004 и 0,003 соответственно.

Важной особенностью процесса сепарации однокомпонентного парожидкостного потока является массообмен между фазами и охлаждение жидкости в сепараторе, которое может составлять до 30% этой величины для СОЖ в целом. В области парокapельной структуры потока механизм тепломассообмена не отличается от описанного в работе [3]. Соответственно, в математической модели поверхностного сепаратора для этого участка использованы те же допущения. Охлаждение жидкости определяется её начальным (на срезе сопла) перегревом, диаметром капель и временем их движения до осаждения в отсепарированный слой.

Возможность кипения жидкости обусловлена её перегревом на срезе сопла, а возможность конденсации пара - значительным превышением статического давления у криволинейной сепарирующей поверхности над давлением насыщения. Направление и интенсивность фазового перехода определяются величиной и знаком разности давления насыщения и местного статического давления. Более низкие значения последнего на участке осаждения капель и более высокая, чем на участке повышенной кривизны (участке дегазации), температура жидкости, а также перемешивание отсепарированного слоя влетающими каплями интенсифицируют процесс охлаждения.

На участке дегазации охлаждения жидкости практически не наблюдается. Температура T_{04} по высоте отсепарированного слоя, рассчитанная с учётом конденсации пара, с хорошей точностью может быть принята постоянной. Соотношение для расчета этой температуры учитывает охлаждение жидкости при движении капли к сепарирующей поверхности и из-за её кипения в периферийной части отсепарированного слоя, а также нагрев из-за трения жидкости о поверхность. Конечное выражение имеет следующий вид:

$$\frac{T_{L2} - T_{04}}{T_{L2} - T_{V2}} = \chi_d \left[1 - \frac{1 - \exp(-1,5\pi^2 Fo_{YOK})}{1,5\pi^2 Fo_{YOK}} \right] + \chi_f \times \times \frac{(dP/dT)_S (T_{L2} - T_{V2})}{m_{L2} U_L / b \cdot r_W} Fo_f Ja_2 - \frac{W_{L2}^2}{2C_L} \frac{1 - \phi_{CY}^2}{T_{L2} - T_{V2}}, \quad (4)$$

где T_{L2} , T_{V2} - температура жидкой и паровой фаз на входе в поверхностный сепаратор,

C_L - теплоемкость жидкой фазы,

b - ширина проточной части сепаратора,

r_W - радиус кривизны сепарирующей поверхности,

m_{L2} - массовый расход жидкой фазы на входе в сепаратор,

U_L – окружная составляющая скорости движения жидкой фазы.

Число Фурье для капли на участке парокapельного потока

$$Fo_{yOK} = \frac{4 \cdot D_L^{(T)} \cdot L_{yOK} \cdot \cos \Theta}{W_{L2} \cdot d_d^2}, \quad (5)$$

для парового пузырька на участке осаждения капель

$$Fo_f = \frac{4 \cdot D_L^{(T)} \cdot L_{yOK}}{U_L \cdot d_b^2}, \quad (6)$$

где L_{yOK} – длина участка осаждения капель,

d_d – средний диаметр капель на участке осаждения капель,

d_b – средний диаметр пузырька в отсепарированном слое,

$D_L^{(T)}$ – коэффициент температуропроводности жидкости, m^2/c ,

χ_d, χ_f – константы, зависящие от рода рабочего тела.

Слой отсепарированной жидкости формируется в результате осаждения капель и поэтому существенно неоднороден по высоте. Представление об этом дают измерения профиля динамического давления (рис. 1). Кривая 1 отвечает середине участка осаждения капель, кривая 2 выходу из него, а кривая 3 соответствует выходному сечению сепаратора.

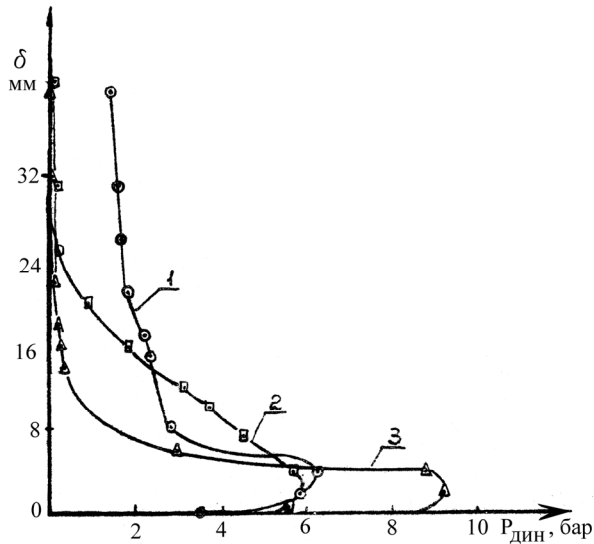


Рис. 1. Изменение динамического напора в отсепарированном слое вдоль сепаратора: кислород; модель СА-9,5-2; $P_0^* = 0,93$ МПа; $T_0^* = 91$ К; 1 - $L_{cy} = 120$ мм; 2 - $L_{cy} = 280$ мм; 3 - $L_{cy} = 400$ мм

Неоднородность динамического напора связана, прежде всего, с изменением паросодержания двухфазного потока по высоте отсепарированного слоя.

Локальные значения объемного влагосодержания, необходимые далее для расчёта параметров в диффузоре, определяли, используя для идентификации показаний трубки Пито модель скачка конденсации. При этом учитывалось, что вблизи сепарирующей поверхности на выходе из участка дегазации наблюдается слой чистой (без паровых включений) жидкости, сформировавшийся в результате схлопывания паровых пузырьков в зоне повышенного давления.

Пример найденного таким образом изменения объемного влагосодержания по высоте отсепарированного слоя представлен на рис. 2 значками в виде круга. Чистой жидкости отвечает влагосодержание, равное единице.

Для использования этих данных при расчёте характеристик СОЖ необходима соответствующая формализация и аппроксимация структуры отсепарированного потока. С этой целью рассматривались три его части. Из концептуального назначения сепаратора границе h_a отсепарированного слоя отвечает условие равенства локального влагосодержания таковому на срезе сопла (рис. 2). Высота слоя чистой жидкости определяется положением изобары, на которой возможно полное схлопывание паровых пузырьков за время движения отсепарированного слоя на участке дегазации. В неотсепарированной части потока объемное влагосодержание уменьшается от значения на срезе сопла до нуля. Структура потока здесь аппроксимирована отрезком прямой, вторая координата которой определяется из условия, что расход жидкости в слое высотой h_e такой же, как на выходе из сепаратора.

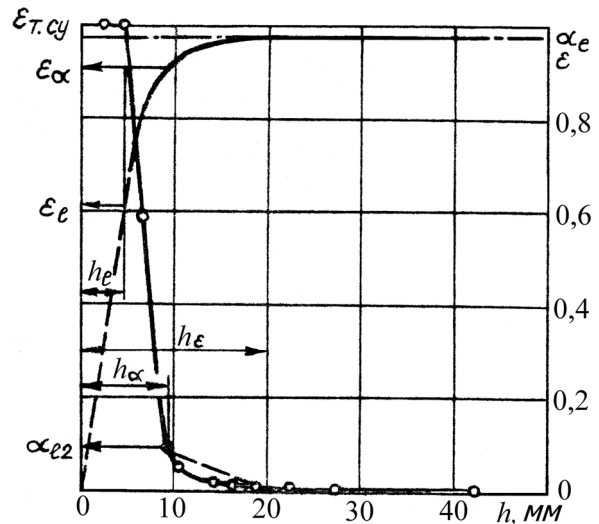


Рис. 2. Структура отсепарированного слоя: $V_{L2} = 37,2$ м/с; $T_{L2} = 91,3$ К; $\alpha_{L2} = 0,08$

Соотношение для расчета доли жидкости в ядре слоя получается из выражения для определения

положения изобары, на которой возможно полное схлопывание паровых пузырьков:

$$\varepsilon_a - \varepsilon_\ell = \chi_p \cdot \frac{(dP/dT)_S \cdot (T_{L2} - T_{V2})}{m_{L2} \cdot U_L / b \cdot r_W} \times \left(1 + \frac{\chi_b}{Ja_2 \cdot \sqrt{Fo_b}} - \chi_T \cdot \frac{T_{L2} - T_{04}}{T_{L2} - T_{V2}} \right), \quad (7)$$

где доля жидкости в отсепарированном слое с границей $\alpha_L = \alpha_{L2}$ находится из соотношения:

$$\varepsilon_a = \varepsilon_o + \chi_\alpha \cdot \alpha_{L2} + \chi_V \cdot W_{L2}. \quad (8)$$

Число Фурье для пузырька на участке дегазации

$$Fo_b = \frac{4 \cdot D_L^{(T)} \cdot \tau_{дв}}{d_d^2}, \quad (9)$$

где $\tau_{дв} = L_{ду} / W_{дуср}$ - время движения слоя на участке дегазации.

Число Якоба

$$Ja_2 = \frac{C_L \cdot \rho_L^0 \cdot [T_{L2} - T_{V2}]}{\rho_{V2}^0 \cdot \Psi_S(P_2)}. \quad (10)$$

определяется по перегреву на входе в сепаратор.

Значения входящих в формулы коэффициентов определяются путем обработки экспериментальных данных по сепарации парокапельных потоков жидких кислорода и водорода в СОЖ методом наименьших квадратов.

2. Модель и метод расчета диффузора

Исходными для расчета диффузора являются параметры двухфазного потока на выходе поверхностного сепаратора. Ввиду неоднородности влажностного содержания по высоте слоя существенное значение имеет ещё один внешний фактор – высота захватывающей щели диффузора. Её выбор определяет как количество пара, захватываемого вместе с жидкостью, так и количество жидкости, отсекаемое и уносимое вместе с отводимым паром.

Скорость движения отсепарированного потока превышает равновесную скорость звука в смеси. Переход от сверхзвукового течения к дозвуковому происходит в скачке уплотнения в проточной части диффузора или перед входом в него в зависимости от противодавления. Помимо восстановления давления в диффузоре происходит повышение температуры потока за счет диссипативных потерь и конденсации паровых пузырьков в скачке уплотнения.

На критическом режиме скачок располагается в расширяющейся части диффузора. Площадь сечения определяет параметры двухфазного потока перед скачком и, следовательно, его интенсивность. Чем

меньше противодавление, тем ниже по потоку располагается скачок и тем больше в нем потери.

С ростом давления за диффузором скачок движется вверх по потоку, диссипативные потери уменьшаются. При этом картина течения во входном сечении не меняется до тех пор, пока скачок располагается в расширяющейся части. Смещению скачка уплотнения в горло диффузора отвечает наступление предельного критического режима. Для монотонно расширяющегося диффузора скачок в этом случае находится в сечении входа.

Дальнейшее повышение давления переводит диффузор на допредельный режим работы. Скачок уплотнения выходит из диффузора и располагается перед его входом. В результате на участке между скачком и входом в диффузор часть потока отклоняется от первоначального направления, что приводит к уменьшению расхода через диффузор. Работоспособность СОЖ при этом не нарушается, хотя существенно увеличиваются потери жидкости в результате уноса её вместе с паром.

Таким образом, высота захватывающей щели диффузора определяет не только долю уносимой с паром жидкости, но и максимальное противодавление, соответствующее предельному критическому режиму. Эти параметры находятся при заданной высоте h_3 диффузора на основе описанной выше кусочно-линейной аппроксимации структуры отсепарированного слоя (рис. 2). Сначала определяются опорные точки:

- толщина жидкостного ядра :

$$h_\ell = \varepsilon_\ell \cdot k_\ell, \quad (11)$$

- толщина отсепарированного слоя:

$$h_a = h_\ell + 2 \cdot \frac{k_\ell \cdot (\varepsilon_a - \varepsilon_\ell)}{\alpha_{L2} + 1}; \quad (12)$$

- суммарная толщина парожидкостного потока на выходе из поверхностного сепаратора СОЖ:

$$h_\varepsilon = h_a + 2 \cdot \frac{k_\ell \cdot (\varepsilon_{T.CY} - \varepsilon_a)}{\alpha_{L2}}. \quad (13)$$

Здесь

$$k_\ell = \frac{\alpha_{L2} \cdot h_2}{\phi_{CY}} - \quad (14)$$

высота слоя отсепарированной жидкости на выходе из сепаратора при отсутствии межфазного массообмена;

$$\varepsilon_{T.CY} = \frac{1 - \frac{W_{L2}^2 \cdot (1 - \phi_{CY}^2)}{2 \cdot [\Psi - C_L \cdot (T_{L2} - T_{04})]}}{1 + \frac{C_L \cdot (T_{L2} - T_{04})}{\Psi - C_L \cdot (T_{L2} - T_{V2})}} - \quad (15)$$

предельно достижимое значение коэффициента сепарации, где Ψ - скрытая теплота парообразования при давлении на срезе сопла СОЖ. Значение $\varepsilon_{т.су}$ отличается от единицы вследствие массообмена между фазами в сепараторе.

С учетом изложенного доля жидкости в слое высотой h_3 , равной высоте захватывающей щели диффузора СОЖ, определяется из выражения:

$$\varepsilon = \frac{1}{k_\ell} \cdot \left[h_3 - \frac{(h_3 - h_\ell)^2}{2 \cdot (h_a - h_\ell)} \cdot (1 - \alpha_{L2}) \right] \quad (16)$$

при $h_\ell \leq h_3 < h_a$ или

$$\varepsilon = \varepsilon_a + \frac{\alpha_{L2}}{k_\ell} \cdot \frac{h_3 - h_a}{h_\ell - h_a} \cdot \left(h_\ell - \frac{h_3 + h_a}{2} \right) \quad (17)$$

при $h_a \leq h_3 \leq h_\ell$.

При известном массовом расходе и скорости жидкости в слое толщиной h_3 остальные параметры потока определяются при допущении равенства скоростей фаз и равновесности пара.

Полученные параметры являются исходными при расчете диффузора СОЖ. Предельно достижимое давление за диффузором, соответствующее моменту выхода из него скачка, для несжимаемой жидкости, плотность которой значительно выше плотности пара, может быть рассчитано по формуле

$$P_{04} = P_2 + \frac{\rho_L^0 \cdot W_{L3}^2}{2} \cdot \tilde{\alpha}_{L3} \cdot (2 - \tilde{\alpha}_{L3}), \quad (18)$$

где $\tilde{\alpha}_{L3}$ - среднее объемное влагосодержание жидкости по высоте захватывающей щели диффузора.

Значение температуры охлажденного потока криогенной жидкости за диффузором СОЖ практически совпадает с T_{04} , рассчитанной по соотношению (4).

Коэффициент возврата, равный отношению расходов охлажденной и исходной жидкости, рассчитывается по формуле:

$$K_B = \varepsilon \cdot (1 - X_2) \cdot \left[1 + \frac{\rho_{V2}^0 \cdot (1 - \tilde{\alpha}_{L3})}{\rho_{L2}^0 \cdot \tilde{\alpha}_{L3}} \right], \quad (19)$$

где X_2 - массовая степень сухости двухфазного потока на срезе сопла.

3. Расчёт характеристик СОЖ

Изложенные методики расчёта параметров потока за сепаратором и диффузором в совокупности с методикой [3] расчёта сопла и значениями эмпирических коэффициентов, зависящих от рода жидкости, составляют метод расчёта характеристик СОЖ. На его основе могут быть определены зависимости коэффициента возврата, температуры и предельно

достижимого давления охлажденной жидкости от параметров на входе и геометрии СОЖ. Пример такого расчёта для жидкого водорода представлен на рис. 3. Здесь ΔT_{15} представляет разность температур водорода на входе и выходе СОЖ, предельное давление отвечает условию расположения скачка уплотнения-конденсации на входе в диффузор.

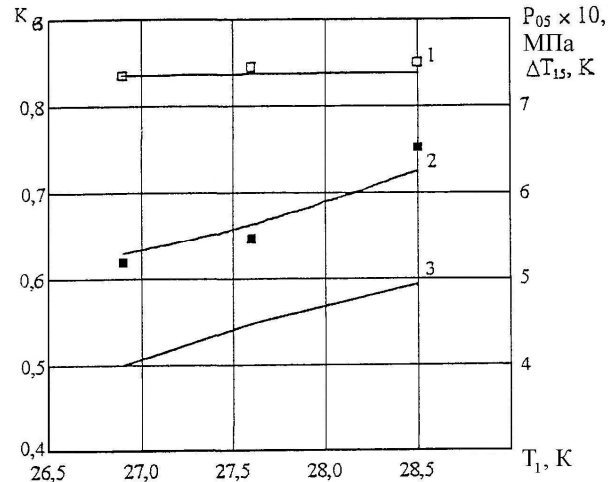


Рис. 3. Расчетные и экспериментальные характеристики струйного охладителя жидкого водорода:

$P_1 = 0,6$ МПа. 1 - расчетное значение K_B ;

□ - экспериментальное значение K_B ;

2 - расчетное значение величины захлаживания жидкости ΔT_{15} ; ■ - экспериментальное значение величины захлаживания жидкости ΔT_{15} ;

3 - предельное давление охлажденной жидкости за диффузором СОЖ P_{05} .

Практически постоянное значение коэффициента возврата при увеличении температуры T_1 жидкости на входе СОЖ свидетельствует о правильном выборе высоты захватывающей щели диффузора для этого диапазона параметров. Более слабое увеличение величины охлаждения ΔT_{15} по сравнению с ростом температуры T_1 объясняется ростом перегрева (неравновесности) жидкости, что связано с фиксированной длиной сопла и участка осаждения капель СОЖ. Рост предельно достижимого давления охлажденной жидкости связан с увеличением удельной (на единицу массы жидкости) работы пара при расширении вскипающего потока в сопле.

Заключение

Разработанная методика расчета основных параметров функциональных элементов и струйного охладителя жидкости в целом и комплекс соответствующих программ позволяют определить характеристики СОЖ заданной геометрии для исследованных жидкостей. В методике заложена возмож-

ность определения влияния изменения геометрии СОЖ на его характеристики. Это позволяет получить статические характеристики различных криогенных стенов с СОЖ, работающих на жидких кислороде или водороде. Расчёт характеристик на других средах требует определения относительно небольшого числа эмпирических коэффициентов.

Литература

1. Струйная система утилизации жидкого водорода при испытаниях насоса ГТД / И.И. Петухов, Ю.В. Шахов, В.Н. Сырый, Ю.Е. Давыдов, И.П. Кошцын // *Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 4. – Х., 1997. –

С. 364-369.

2. Петухов И.И. Рабочий процесс струйного генератора шугобразного водорода / И.И. Петухов // *Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 13. – Х. 1999. – С. 103-110.

3. Петухов И.И. Метод расчёта сопла струйного охладителя криогенной жидкости / И.И. Петухов, Ю.В. Шахов, В.Н. Сырый // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 9 (35). – С. 98-103.

4. Петухов И.И. Исследование движения жидкости на участке осаждения капель поверхностного сепаратора / И.И. Петухов // *Газотермодинамика многофазных потоков в энергоустановках: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 5. – Х., 1982. – С. 86-93.

Поступила в редакцию 1.06.2010.

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РОЗРАХУНОК СТАТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СТРУМИННОГО ОХОЛОДЖУВАЧА РІДИНИ

І.І. Петухов, Ю.В. Шахов

Використання струминного охолоджувача рідини в якості теплообмінного пристрою в системах заправки та термостатування криогенних компонентів палива, а також у складі стендів для відпрацювання насосних агрегатів рідинних ракетних двигунів неможливе без достовірної опису статичних характеристик охолоджувача. Складність термогідрравлічних процесів, що відбуваються у його проточній частині, не дозволяють створити єдину математичну модель для пристрою в цілому. Прийнятніше при описі робочого процесу розділення пристрою на складові елементи - сопло на скипаючій рідині, поверхневий сепаратор і дифузор з двофазним потоком на вході. Розрахунок характеристик пристрою в цілому забезпечується в результаті об'єднання математичних моделей елементів. У даній статті запропонований саме такий підхід.

Ключові слова: криогенне паливо, випарне охолодження, струминний охолоджувач рідини, поверхневий сепаратор, надзвуковий дифузор, скипаючий потік, характеристики, метод розрахунку, емпіричні коефіцієнти.

LIQUID JET COOLER STATIC CHARACTERISTICS CALCULATION

I.I. Petukhov, Y.V. Shakhov

Liquid jet cooler using as the heat exchanger in the fuel cryogenic components fueling and thermostating systems and the turbo-driven pump assembly of the liquid-propellant rocket engines working off stands is impossible without reliable description of the jet cooler static characteristics. Complexity of the thermal-hydraulic processes in the jet cooler flow channel does not allow developing of the single mathematical model for device. More acceptable at the working process description is dividing of the jet cooler into main component elements - boiling liquid nozzle, surface separator and two-phase input flow diffuser. The calculation of the full jet cooler characteristics is provided as a result of the integration of the elements mathematical models. Such approach is presented in this article.

Key words: cryogenic fuel, evaporative cooling, jet cooler of liquid, surface separator, supersonic diffuser, boiling flow, characteristics, calculation method, empiric coefficients.

Петухов Илья Иванович – канд. техн. наук, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: ilya@fsigma.kharkov.ua.

Шахов Юрий Васильевич – ст. научн. сотр. кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: k205@mail.ru.

УДК 621.453.034.3:621.646.7

А.Л. КИРЬЯНЧУК

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

К ВОПРОСУ О МИНИМИЗАЦИИ ЭНЕРГОЗАТРАТ НА ПРОКАЧИВАНИЕ ПРИ ТЕЧЕНИИ СО СМЕШЕНИЕМ ДВУХ РАЗНОРОДНЫХ ЖИДКОСТЕЙ В ПРОТОЧНЫХ ТРАКТАХ С ВЗАИМНО ПЕРЕКРЕЩИВАЮЩИМИСЯ КАНАЛАМИ (ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ВИХРЕВЫХ ТРАКТАХ)

Рассмотрена задача по оценке потерь в цилиндрических вихревых трактах (ЦВТ) при течении со смешением двух разнородных жидкостей. С использованием имеющихся экспериментальных данных, определен общий вид зависимости суммарного массового расхода жидкостей от гидродинамических параметров течения (давлений подачи), свойств жидкостей, геометрических характеристик проточной части тракта. Представлен вид графической зависимости относительных массовых расходов жидкостей от отношения их давлений подачи. Данная зависимость позволит путем сравнительного анализа осуществить наиболее рациональный выбор смесителя с точки зрения минимизации энергетических затрат на прокачивание при решении задачи по получению смеси двух жидкостей определенной концентрации. Определены цели и задачи последующих экспериментальных исследований по смешению двух жидкостей в проточных трактах с взаимно перекрещивающимися каналами.

Ключевые слова: смешение, цилиндрические вихревые тракты, взаимно перекрещивающиеся каналы, давление подачи, массовый расход.

Введение

Смешение жидкостей в проточных трактах с взаимно перекрещивающимися каналами представляет практический интерес ввиду компактности таких устройств и существенной интенсификации процессов массообмена между группами сопрягаемых каналов [1, 2].

В настоящее время гидравлические характеристики таких трактов исследованы достаточно полно для случая течения однородной по своим реологическим свойствам жидкости. Течение со смешением двух разнородных жидкостей в трактах различной геометрии при разных условиях входа требует дополнительных исследований.

1. Формулирование проблемы

Интенсивность процессов массообмена в цилиндрических вихревых трактах (ЦВТ) определяет как потенциальную возможность смешения разнородных жидкостей, так и диссипацию (потери) энергии в потоке.

С точки зрения гидродинамики в ЦВТ выделяют начальный (входной) участок с нестабилизированным течением, который определяет входное гидросопротивление и протяженность которого составляет порядка трех поясов скрещивания. За входным участком, следует участок гидродинамически стабилизированного течения.

Если осевая протяженность тракта совпадает с протяженностью начального участка, то такие устройства называются короткими ЦВТ. В выходном сечении таких устройств поток стабилизирован и их можно рассматривать как турбулентные дроссели [3].

Однако экспериментально установлено, что осевая протяженность смесеобразующего участка, то есть участка, на длине которого в полной мере завершены процессы смешения, не совпадает с длиной начального участка и должна составлять не менее шести поясов скрещивания [4].

Таким образом рассмотрение задачи по минимизации энергетических затрат при работе таких смесительных устройств требует анализа потерь как на входном, так и на стабилизированном участке тракта:

$$\Delta p = \Delta p_{\text{вх}} + \Delta p_{\text{ст}} + \Delta p_{\text{вых}}, \quad (1)$$

где $\Delta p_{\text{вх}}$ – потери на входном участке;

$\Delta p_{\text{ст}}$ – потери на участке стабилизированного течения;

$\Delta p_{\text{вых}}$ – потери на выходе из устройства.

Потери на участке стабилизированного течения возможно оценить с помощью модифицированного уравнения Дарси – Весбаха для случая течения в ЦВТ двух различных смешиваемых жидкостей [5]. При этом для оценки потерь на начальном (входном) участке тракта для того же случая требуется дополнительный анализ.

Затруднения по оценке потерь на начальном участке вызваны следующим.

Известно [6], что потери на начальном участке характеризуются коэффициентом гидравлического сопротивления ξ_n , который определяется по эмпирической зависимости:

$$\xi_n = \frac{\psi \left(0,987 Re^{-0,14-0,041\psi} + 1,18 \right)}{\sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \bar{B}^{0,29}} \times e^{(0,49\psi+0,83\varphi^2)}, \quad (2)$$

где ψ – угол скрещивания каналов, рад;

Re – число Рейнольдса, определяемое по эквивалентному диаметру канала;

$\bar{B}$ – безразмерный параметр асимметрии тракта, определяемый как отношение углов подъема винтовых линий каналов тракта $\frac{\beta_1}{\beta_2}$, при этом $\beta_2 \geq \beta_1$;

φ – параметр асимметрии тракта, определяемый как угол между осевым направлением тракта и биссектрисой угла скрещивания, рад.

На рис. 1 изображена развертка наиболее общего случая цилиндрического вихревого тракта, выполненная по среднему диаметру сопряжения корпуса и втулки.

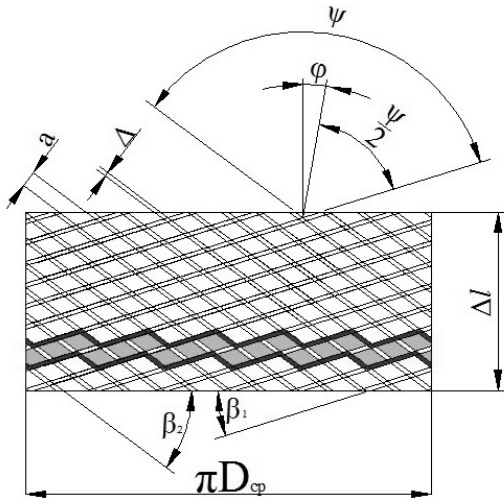


Рис. 1. Схема формирования проточной части ЦВТ

Как можно видеть, такие величины как φ , $\bar{B}$, ψ , входящие в выражение 2, определяются только геометрией проточной части тракта.

Определение же числа Рейнольдса при течении со смешением двух разнородных по своим реологическим свойствам жидкостей не может быть произведено как для случая течения однородной жидкости.

Таким образом, проблему исследований можно сформулировать как нахождение числа Рей-

нольдса течения со смешением в ЦВТ двух различных жидкостей в зависимости от условий входа жидкостей в смесительное устройство (давлений подачи p_{01}, p_{02}) и их массовых расходов ($\dot{m}_1, \dot{m}_2$).

2. Постановка задачи

Определение числа Рейнольдса в ЦВТ осуществляется как:

$$Re = \frac{Wd_3}{\nu} = \frac{\rho Wd_3}{\mu} \quad (3)$$

где d_3 – эквивалентный диаметр канала.

С другой стороны, число Рейнольдса в ЦВТ может быть определено через массовый расход как:

$$Re = \frac{4\dot{m}}{\pi \mu d_3 n_\Sigma}, \quad (4)$$

где n_Σ – суммарное число каналов корпуса и втулки.

В случае течения со смешением в ЦВТ двух различных жидкостей, массовый расход будет определяться суммой массовых расходов жидкостей, поступающих в тракт на входы каналов различных групп.

В качестве вязкости, так же должна быть использована некая осредненная величина («мнимая вязкость»), которая определяется реологическими свойствами смешиваемых жидкостей и их процентным соотношением в смеси, то есть соотношением массовых расходов.

Таким образом, задача исследований процессов течения со смешением двух различных жидкостей в ЦВТ сводится к экспериментальному определению зависимости их суммарного массового расхода в идее:

$$\dot{m}_\Sigma = f(p_{01}, p_{02}, \rho_1, \rho_2, \varphi, \psi, \bar{B}), \quad (5)$$

где p_{01}, p_{02} – давления подачи жидкостей;

ρ_1, ρ_2 – плотности жидкостей.

3. Экспериментальные исследования

Экспериментально установлено несовпадение осевой протяженности начального (входного) участка ЦВТ, с осевой протяженностью участка тракта, необходимой для завершения процесса смешения в полной мере [4].

Кроме того, также было установлено взаимное влияние расходов жидкостей поступающих в разные группы каналов в зависимости от условий входа (величин давлений подачи p_{01}, p_{02}) и их реологических свойств.

Это влияние заключается в том, что при варьировании величины массового расхода одной из жид-

костей за счет изменения давления подачи, происходит изменение массового расхода и второй жидкости тоже.

Другими словами при увеличении массового расхода жидкости поступающей в одну группу каналов, уменьшается массовый расход жидкости поступающей во вторую группу каналов и наоборот.

Объяснить это можно следующим образом.

Изменение массового расхода жидкости связано с изменением давления подачи.

Если записать уравнение Бернулли, применительно к каналам одной из групп (например первой), получим:

$$p_{01} = p_1 + \frac{\rho_1 W_1^2}{2}. \quad (6)$$

Давление p_1 , в выражении 6, применительно к ЦВТ, является давлением на входе в каналы первой группы.

Соответственно для каналов второй группы таковым будет являться давление p_2 .

Необходимым условием для одновременного поступления обеих жидкостей в тракт является равенство давлений на входе каналов обеих групп тракта – $p_1 = p_2$ (сечение 1-1, рис. 2).

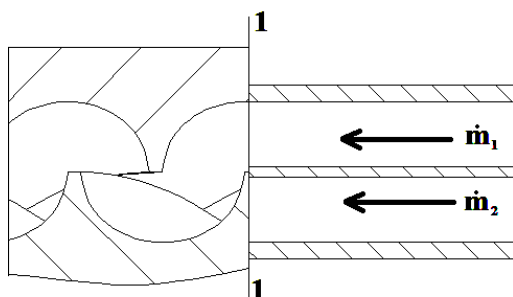


Рис. 2. Схема подачи смешиваемых компонентов на входы каналов разных групп

Очевидно, что в результате увеличения давления подачи одной из жидкостей, в конечном счете, поступление жидкости во вторую группу каналов прекратится полностью, а, следовательно, суммарный массовый расход будет равен массовому расходу первой жидкости. С другой стороны уменьшение давления приведет к тому, что в итоге суммарный массовый расход будет полностью определяться расходом второй жидкости.

Можно сделать вывод, что графическая интерпретация результатов экспериментальных исследований может быть представлена виде зависимости массовых расходов жидкостей отнесенных к суммарному массовому расходу от отношения их давлений подачи (рис. 3).

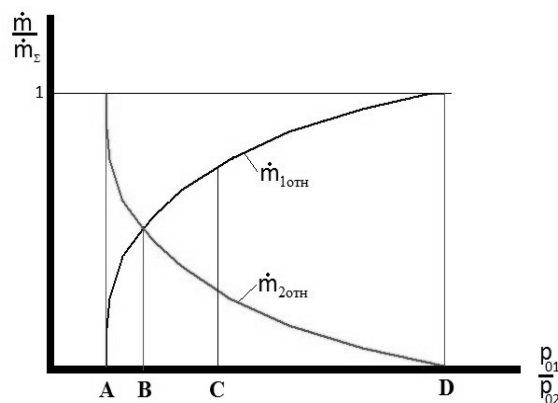


Рис. 3. Зависимость относительных массовых расходов от отношения давлений подачи

Каждый цилиндрический вихревой тракт будет обладать собственной подобной характеристикой, что позволит провести сравнительный анализ трактов с точки зрения минимизации энергетических затрат при получении смесей различной концентрации. Характерными точками на данной зависимости являются:

- точка А, характеризующая отношение давлений, при котором суммарный массовый расход полностью определяется расходом второй жидкости;
- точка В, характеризующая отношение давлений, при котором обеспечивается равенство массовых расходов жидкостей;
- точка С, характеризующая отношение давлений равное единице (равенство давлений подачи); в зависимости от геометрической структуры проточной части тракта, точка С может находиться левее либо правее точки В, а может совпадать с ней;
- точка D, характеризующая отношение давлений, при котором суммарный массовый расход полностью определяется расходом первой жидкости.

Заключение

Экспериментальные исследования являются наиболее результативным методом интегральной оценки процессов массопереноса в трактах с взаимно перекрещивающимися каналами.

Полученные в результате эксперимента характеристики трактов, соответствующие рис. 3, позволят выработать рекомендации по наиболее рациональному выбору ЦВТ для получения смесей конкретных концентраций при минимальных энергозатратах.

Литература

1. Савостин А.Ф. Исследование характеристик пластинчатых поверхностей нагрева / А.Ф. Савостин,

А.М. Тихонов // Теплоэнергетика. – 1970. – № 9. – С. 75-78.

2. Говард (С.Р. Novard). Характеристики теплопередачи и гидравлического сопротивления теплообменных поверхностей со скошенными каналами и поверхностей из стеклокерамики/ Говард (С.Р. Novard) // Тр. америк. об-ва инженеров механиков: сер. Энергетические машины и установки. – 1965. – Т. 87; № 1. – С. 85-101.

3. Завистовский Д.И. Приведенный коэффициент расхода для несимметричных цилиндрических вихревых трактов (НЦВТ) / Д.И. Завистовский // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. / М-во образ. и науки Украины, Гос. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2000. – Вып. 19 – Тепловые двигатели и энергоустановки. – С. 133-135.

4. Грушенко А.М. Определение длины смесеобразующего участка в асимметричном цилиндрическом вихревом тракте / А.М. Грушенко, А.Л. Кирьянчук // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 7(64). – С. 109-113.

5. Кирьянчук А.Л. Анализ потерь в цилиндрических вихревых трактах при течении двух смешиваемых жидкостей/ А.Л. Кирьянчук // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. / М-во образ. и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2009. – Вып. 3 (59). – С. 85-88.

6. Грушенко А.М. Определение потерь в цилиндрических вихревых трактах / А.М. Грушенко // Проблемы машиностроения. – 1987. – Вып. 28. – С. 96-98.

Поступила в редакцию 26.04.2010

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДО ПИТАННЯ ПРО МІНІМІЗАЦІЮ ЕНЕРГОВИТРАТ НА ПРОКАЧУВАННЯ ПРИ ПЛІНІ ІЗ ЗМІШАННЯМ ДВОХ РІЗНОРІДНИХ РІДИН В ПРОТОЧНИХ ТРАКТАХ З КАНАЛАМИ, ЩО ВЗАЄМНО ПЕРЕХРЕЩУЮТЬСЯ (ЦИЛІНДРИЧНИХ ВИХРОВИХ ТРАКТАХ)

О.Л. Кир'ячук

Розглянуто задачу по оцінці витрат в циліндричних вихрових трактах (ЦВТ) при пліні зі змішанням двох різнорідних рідин. З використанням наявних експериментальних даних, визначений загальний вигляд залежності сумарної масової витрати рідин від гідродинамічних параметрів течії (тиску подачі), властивостей рідин, геометричних характеристик проточної частини тракту. Представлений вигляд графічної залежності відносних масових витрат рідин від відношення їх тиску подачі. Наведена залежність дозволить шляхом порівняльного аналізу здійснити найбільш раціональний вибір змішувача з точки зору мінімізації енергетичних витрат на прокачування при рішенні задачі по отриманню суміші двох рідин певної концентрації. Визначені цілі і завдання подальших експериментальних досліджень по змішанню двох рідин в проточних трактах з каналами, що взаємно перехрещуються.

Ключові слова: змішання, циліндричні вихрові тракти, канали, що взаємно перехрещуються, тиск подачі, масова витрата.

TO QUESTION ABOUT MINIMIZATION OF POWER EXPENSES ON SQUEEZE AT FLOW WITH MIXING OF TWO HETEROGENEOUS LIQUIDS FLOWING TRACTS WITH MUTUALLY CRISS-CROSS CHANNELS (CYLINDRICAL VERTICAL TRACTS)

A.L. Kiryanchuk

A task is considered as evaluated by losses in cylindrical vortical tracts (CVT) at a flow with mixing of two heterogeneous liquids. With the use of present experimental data, the general view of dependence of total mass expense of liquids is certain from hydrodynamic flow parameters (pressures of serve), properties of liquids, geometrical descriptions of setting of tract. The type of graphic dependence of relative mass charges of liquids from the relation of their pressures of serve is presented. This dependence will allow by a comparative analysis to carry out the most rational choice of mixer from the point of view of minimization of power expenses on squeeze at the decision of task on the receipt of mixture of two liquids of certain concentration. Aims and tasks of subsequent experimental researches are certain on mixing two liquids in flowing tracts with mutually criss-cross canals.

Key words: mixing, cylindrical vortical tracts, mutually criss-cross canals, pressure of serve, mass expense.

Кирьянчук Александр Леонидович – инженер кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kirya@ukr.net.

УДК 621.735:2.043

П.Г. ГАКАЛ¹, А.В. ТРЕТЬЯК^{1,2}, К.В. СЛЮСАРЧУК², Е.В. ТРЕТЬЯК^{1,2}¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²ГП завод «Электротяжмаш»

К МОДЕЛИРОВАНИЮ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ТЕПЛОГИДРАВЛИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ВЫСОКООБОРОТНЫХ АСИНХРОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ

Приведен аналитический обзор применения теплогидравлических расчетов при проектировании электродвигателей большой мощности, указаны недостатки существующих методик расчета, рассмотрены конструктивные особенности электродвигателей и определена возможность применения двигателей данного класса при замене газотурбинных приводов на высокооборотные асинхронные электродвигатели большой мощности. Разработана возможная схема общей компоновки электродвигателя и указана система вентиляции, способная обеспечить работу двигателя на всех режимах работы. В качестве опор используется магнитный подвес.

Ключевые слова: электродвигатель большой мощности, теплогидравлический расчет, граничные условия, системы охлаждения.

Введение

Газопроводы и компрессорные станции с техническим оборудованием отчасти находятся в эксплуатации в течение длительного времени - нескольких десятков лет. Связанные с обеспечением договорных поставок растущие затраты по техобслуживанию и ремонту оборудования ведут к росту общих эксплуатационных расходов. В то же время уже существуют новые технологии для нагнетателей, приводов и систем автоматизации процесса, обладающие более высокими показателями КПД, с меньшими габаритами и более простым управлением, которые можно использовать при модернизации.

Основная задача эксплуатационной службы компрессорной станции (КС) заключается в перекачке природного газа в заданных количествах и поддержания давления в магистральных газопроводах. Поэтому основными звеньями в цепи средств производства КС является нагнетатель и привод. В большинстве случаев в качестве приводов используют газотурбинные двигатели с очень низким ресурсом работы, по сравнению с компрессором, требующие частого техосмотра и ремонта, что приводит к дополнительным затратам и частой смене привода. Поэтому тенденция газотранспортных систем Украины и мира - необходимость замены газотурбинных приводов на высокооборотные электродвигатели (ЭД) большой мощности, способные заменить газотурбинные двигатели.

Для газотранспортных нагнетателей необходимы приводы с большим числом оборотов и достаточно высокой мощностью. Поэтому приводы, работающие

на постоянном токе, для этих целей не пригодны. Этим требованиям могут удовлетворять только электроприводы, работающие на трехфазном токе. При использовании синхронных электродвигателей существуют ограничения возможности их применения. В большинстве случаев для прямого соединения с нагнетателем достигаемое число оборотов является недостаточным, так как частота электропитания от сети составляет 50 или 60 Гц, а двигатели, в лучшем случае, могут быть только двухполюсные. Таким образом, двухполюсные трехфазные двигатели в сети с частотой 50 Гц могут дать максимально 3000 об/мин, а в сети 60 Гц - 3600 об/мин.

Ввиду того, что для газотранспортных нагнетателей нужны большие обороты, на практике между двигателем и нагнетателем устанавливается редуктор, передаточное число которого можно точно адаптировать с учетом специфики каждого конкретного решения. Наличие редуктора определяет дополнительные потери, а также необходимость дополнительных систем для смазки редуктора. Асинхронные электродвигатели с преобразователем частоты способны работать в нужном диапазоне частот и способны заменить газотурбинные двигатели.

Результаты исследований

В табл. 1 отображены основные параметры ЭД Siemens. В настоящее время ГП завод «Электротяжмаш» производит разработку высокооборотного двигателя мощностью 12,5 МВт. Для двигателей такой мощности, учитывая что обороты составляют 6500

об./мин. на номинальном режиме, необходимо использовать магнитный подвес для уменьшения потерь на трение, а также для увеличения надежности двигателя.

Таблица 1
Основные параметры ЭД Siemens

Параметры	Значения
Номинальная мощность, кВт	12000
Частота вращения, об./мин.	6200
Охлаждение	Воздушное
Вес, кг	21900
Подшипники	Магнитные

При проектировании двигателя также предъявляются требования по взрывозащите, согласно ЕЕхреП (необходимость обеспечения наддува, 2 оболочки, наружная и внутренняя, необходимость установки дополнительных компрессоров для продувки двигателя воздухом перед запуском).

На рис. 1 изображена возможная схема системы вентиляции двигателя ГП завод «Электротяжмаш». В табл. 2 приведены основные параметры двигателя.

При проведении тепловых расчетов ЭД и выборе системы вентиляции необходимо учитывать, что максимальная температура наиболее нагретой точки не должна превышать температуры воспламенения взрывоопасной смеси.

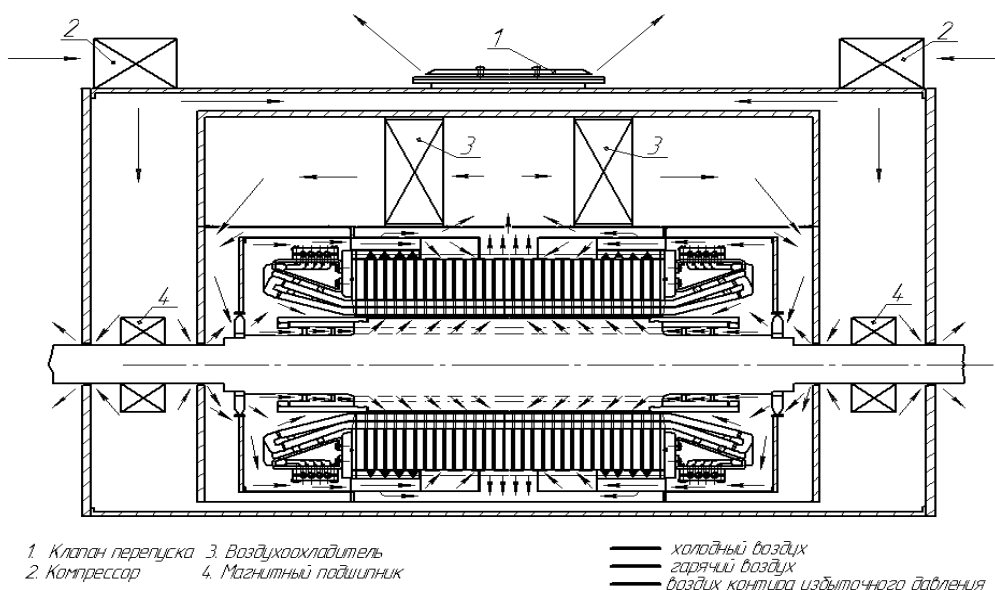


Рис. 1. Система вентиляции ЭД ГП завод «Электротяжмаш»

Таблица 2
Основные параметры
ЭД ГП завода «Электротяжмаш»

Параметры		Значения
Номинальная мощность, кВт		12500
Частота вращения, об./мин	минимальная	3250
	номинальная	6500
	максимальная	6825
Диапазон температур окружающей среды, °C		+5 ÷ +40 °C
Вес, кг		16000 (без учета магнитного подвеса)
Подшипники		Магнитные

Ряд методик тепловых расчетов основан на ряде допущений:

1. Все тепловые потери статора, в том числе и потери в лобовых частях обмоток, отдаются в окру-

жающую среду через сердечник статора, станину и поверхность станины.

2. Все тепловые потери ротора и механические потери отдаются в окружающую среду через подшипниковые щиты и крышки, а также крайние части станины.

3. Добавочные потери при нагрузке двигателя распределяются поровну между статором и ротором.

Как показывает опыт, температура воздуха в области лобовых частей обмотки статора очень близка к температуре меди обмоток, что и позволяет сделать упрощение, облегчающее задачу теплового расчета.

Можно принять, что лобовые части обмотки статора не рассеивают тепло и поэтому полные потери в обмотке статора переходят в сердечник статора, из которого вместе с его потерями передаются станине, откуда рассеиваются в окружающую среду.

Вторым предположением является то, что потери ротора не передаются статору, а полностью передаются в воздух внутри ЭД. Считается, что тем-

температура ротора близка к температуре сердечника статора, что не всегда является приемлемым. Потери ротора передаются посредством внутреннего воздуха более холодным внутренним поверхностям подшипниковых щитов и крайним частям станины.

Как показывает опыт проектирования ЭД, данные допущения являются неприемлемыми, так как не позволяют учесть достаточно существенные потери, и как следствие, выбирая необходимые запасы, ЭД становится либо переохлажденным, либо значительно превышает температурный порог изоляции обмотки статора.

Вывод

Для ЭД большой мощности необходимо выполнять достаточно качественно тепловые расчеты, что

невозможно с применением существующих методик, которые значительно устарели.

Применение CFD-вычислений с использованием методов схем замещения и т. д. как граничных условий позволит решить поставленные задачи, разработать конкурентоспособный ЭД для газотранспортной системы и заменить устаревшие газотурбинные приводы.

Литература

1. Яковенко В.А. Взрывозащищенные асинхронные двигатели / В.А. Яковенко, Н.Н. Волкова, В.В. Каика, А.Г. Арнополин. – М.: Энергия, 1977. – 312 с.

2. Филиппов И.Ф. Вопросы охлаждения электрических машин двигателя / И.Ф. Филиппов. – М.: Энергия, 1964. – 334 с.

Поступила в редакцию 25.06.2010

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

ДО МОДЕЛЮВАННЯ НЕСТАЦІОНАРНИХ ТЕПЛОГІДРАВЛІЧНИХ ПРОЦЕСІВ У АСИНХРОННИХ ДВИГУНАХ З ВИСОКИМИ ОБЕРТАМИ ВЕЛИКОЇ ПОТУЖНОСТІ

П.Г. Гакал, О.В. Третяк, К.В. Слюсарчук, К.В. Третяк

Наведено аналітичний огляд застосування теплогідрравлічних розрахунків при проектуванні електродвигунів великої потужності, вказані недоліки існуючих методик розрахунку, розглянуті конструктивні особливості електродвигунів і є визначений можливість застосування двигунів даного класу при заміні газотурбінних приводів на високооборотні асинхронні електродвигуни великої потужності. Розроблена можлива схема загальної компоновки електродвигуна і вказана система вентиляції, здатна забезпечити роботу двигуна на всіх режимах роботи. Як опори використовується магнітний підвіс.

Ключові слова: електродвигун великої потужності, теплогідрравлічний розрахунок, кордонні умови, система охолодження.

FROM DESIGN OF STATIONARY THERMAL-DYNAMIC CALCULATIONS PROCESSES IN THE HIGH-CIRCULATING ASYNCHRONOUS ENGINES OF LARGE POWER

P.G. Gakal, A.V. Tretjak, K.V. Slusarchuc, E.V. Tretjak

A state-of-the-art review is resulted of application of thermal and hydraulic computations at planning of electric motors of large power, lacks are indicated of existing methods of computation, structural features are considered of electric motors and is definite possibility of application of engines of the given class at replacement of gas-turbine drives on the high-circulating asynchronous electric motors of large power. A possible chart is developed of general arrangement of electric motor and indicated system of ventilation, able to secure work of engine on all modes of operations.

Key words: high-power electric motor, heat-hydraulic calculation, boundary conditions, the cooling system.

Гакал Павел Григорьевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Третяк Алексей Владимирович – аспирант кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», инженер-конструктор I кат., ГП завод «Электротяжмаш», Харьков, Украина, e-mail: alex3tretjak@mail.ru.

Слюсарчук Константин Валерьевич – заведующий сектором, ГП завод «Электротяжмаш», Харьков, Украина.

Третяк Екатерина Владимировна – студент факультета авиадвигателестроения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», инженер-технолог, ГП завод «Электротяжмаш» Харьков, Украина.

УДК 621.43.056

Е.И. КИРИЛАШ, В.Е. КОСТЮК

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

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ДИФFUЗОРНОГО УЧАСТКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД

Выполнена аэродинамическая двухкритериальная оптимизация геометрической формы диффузорного участка топливоздушного смесителя каталитической камеры сгорания ГТД, основанная на применении численной модели турбулентного течения и генетического алгоритма поиска глобального оптимума. Для численного моделирования турбулентного течения использованы осредненные по Рейнольдсу стационарные уравнения Навье – Стокса несжимаемой жидкости, замыкаемые эмпирической моделью турбулентности. Из числа полученных эффективных по Парето решений эвристически выбран оптимальный вариант конструкции диффузорного участка.

Ключевые слова: камера сгорания, аэродинамическая оптимизация, генетический алгоритм, численное моделирование, гидравлическое сопротивление, неравномерность поля скорости

Введение

Диффузор камеры сгорания (КС) в значительной мере определяет надежность работы двигателя: он должен тормозить поток на входе в жаровую трубу (ЖТ) с минимальными потерями полного давления, дозировано распределять воздух по всем зонам горения и создавать устойчивое равномерное поле скорости перед ЖТ [1]. Поэтому оптимальное профилирование диффузора является важным направлением совершенствования КС.

Использование современных методов вычислительной аэрогидродинамики (CFD – Computational Fluid Dynamics), объединенных с математическими методами решения задач оптимизации, позволяет эффективно решать такие задачи.

1. Формулирование проблемы

Оптимизационные проблемы довольно часто встречаются в аэродинамике.

Наиболее полно эти вопросы разработаны в области лопаточных турбомашин [2]. В последнее время появились работы по оптимизации рабочего процесса КС [3 – 6]; оптимизационные алгоритмы используются для предварительной разработки конструкции КС [7, 8]. Однако работы по аэродинамической оптимизации диффузоров КС практически отсутствуют.

Цель настоящей работы состоит в предварительной отработке алгоритма аэродинамической оптимизации на реальном объекте простой геометрической формы – диффузорном участке каталитической КС ГТД.

2. Процесс оптимизации диффузорного участка КС

Анализ характеристик и оптимизация формы диффузорного участка КС с использованием CFD – это сложная задача, требующая объединения CAD систем, генераторов сетки, CFD кодов и инструментов оптимизации.

Прототипом оптимизируемого объекта был диффузорный участок (рис. 1) топливоздушного смесителя каталитической КС ГТУ мощностью 11 МВт фирмы GE [9]. Его приемлемая форма, с прямыми стенками и двойным углом раскрытия, была определена в результате одномерных расчетов, 2D и 3D CFD-исследований. Такой диффузор удовлетворяет требованиям по снижению скорости потока и выравнивания поля скоростей на входе в катализатор.

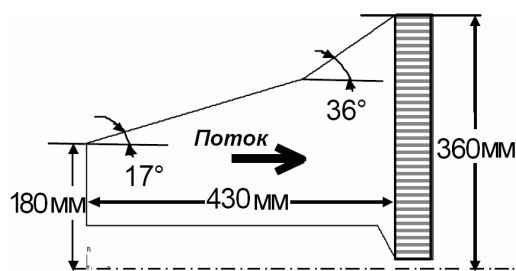


Рис. 1. Диффузорный участок топливоздушного смесителя каталитической КС [9]

В данной работе оба указанные выше требования, предъявляемые к диффузору, сохранены. Специфические требования, обусловленные особенностями каталитической КС, не рассматривались.

Таким образом, задача двухкритериальной

оптимизации геометрической формы диффузора КС заключается в нахождении минимума потерь полного давления и минимума неравномерности поля скорости на выходе из диффузора при ограничениях, накладываемых на изменяемые геометрические параметры.

Цикл оптимизации представляет собой интеграцию методов конструирования, анализа и оптимизации диффузорного участка КС путем непрерывного автоматического взаимодействия между генератором сетки, CFD-кодом и оптимизатором.

На рис. 2 показана схема такой оптимизации.



Рис. 2. Схема оптимизации

Оптимизационный алгоритм модифицирует форму исходного диффузорного участка КС путем изменения входных геометрических параметров. Измененная геометрия диффузора попадает в приложение, генерирующее расчетную сетку. После этого CFD код рассчитывает течение внутри расчетной области. После получения решения находятся значения функций цели с помощью пост-процессинговой программы.

Параметризация формы диффузора. В двухмерной геометрии диффузора была задана одна точка А на образующей конусного участка, имеющая переменные координаты x и y , которые являются параметрами оптимизации (рис. 3). Координата x изменялась в пределах $0 \dots 430$ мм, $y - 180 \dots 360$ мм.

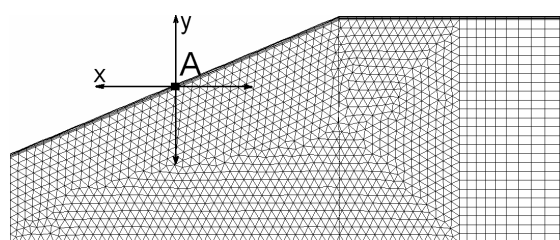


Рис. 3. Объект исследования (исходная конструкция)

Генерация сетки. Расчетная сетка состояла из треугольных ячеек в области диффузора и прямоугольных ячеек на успокоительном участке (рис. 3). Треугольная сетка, в отличие от четырехугольной, вызывает меньше проблем при ее автоматической перестройке в процессе оптимизации [10]. В пристеночной области сетка была выполнена четырех-

угольной для разрешения пограничного слоя (ПС). Среднее количество ячеек в модели около 3,5 тыс.

Математическая модель течения и ее верификация. Для расчета вязкого течения использовалась система дифференциальных уравнений с частными производными (ДУЧП), описывающая законы сохранения массы и количества движения, дополненная моделью турбулентного обмена. Для практического применения наиболее эффективными считаются модели на основе стационарных уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу.

Поскольку в исследуемом диффузоре локальные числа Маха невелики ($M < 0,3$), течение можно полагать несжимаемым. Действием силы тяжести и объемной вязкостью пренебрегаем.

При сделанных допущениях уравнения неразрывности и количества движения принимают вид:

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0; \quad (1)$$

$$\rho \frac{\partial (u_j u_i)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{\partial p}{\partial x_i}, \quad (2)$$

где ρ – плотность; u_i – декартовы составляющие вектора средней скорости; x_j, x_i – декартовы координаты; μ – динамическая вязкость; μ_t – турбулентная вязкость; p – статическое давление.

Уравнения (1) и (2) замыкаются уравнениями модели турбулентности k - ϵ Лаундера – Сполдинга [11], представляющей совокупность ДУЧП переноса кинетической энергии турбулентности k и удельной скорости ее диссипации ϵ . Турбулентная вязкость μ_t определяется по формуле Колмогорова – Прандтля

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon}, \quad (3)$$

где C_μ – эмпирический коэффициент.

Система ДУЧП (1), (2) и модели турбулентности дополнена соответствующими граничными условиями. Численное интегрирование ДУЧП осуществлялось методом контрольного объема с использованием схемы аппроксимации конвективных членов «против потока» первого порядка точности.

Для верификации математической модели течения была решена тестовая задача о течении в трубе с внезапным расширением поперечного сечения [10]. Было выполнено сравнение результатов численных расчетов коэффициента гидравлического сопротивления с результатами его расчетов по инженерным формулам, обобщающим экспериментальные данные [12]. Расчетный коэффициент гидравлического сопротивления определялся по формуле:

$$\zeta = \frac{p_1^* - p_2^*}{\rho w_1^2 / 2}, \quad (4)$$

где p_1^* и p_2^* – среднемассовые значения полного давления во входном и выходном сечениях соответственно; w_1 – среднемассовая скорость во входном сечении. Результаты численных расчетов хорошо согласуются с экспериментальными данными.

Расчет течения воздуха в диффузорном участке КС выполнен с использованием верифицированной математической модели. В силу осевой симметрии течения в состав расчетной области включена половина объекта исследования.

Функции цели. Были заданы две функции цели: потери полного давления и неравномерность поля скорости на выходе из диффузора.

Потери полного давления определялись по формуле:

$$\delta P = \frac{P_{вх}^* - P_{вых}^*}{P_{вх}^*} \cdot 100 \%, \quad (5)$$

где $P_{вх}^*$, $P_{вых}^*$ – полные среднемассовые давления на входе и выходе из диффузора соответственно.

Неравномерность поля скорости на выходе из диффузора определялась по формуле:

$$W = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^n ([V]_i - [V]_{cp})^2}}{n-1} \cdot 100 \%, \quad (6)$$

где $[V]_i$ – значение скорости на грани i -ой ячейки, принадлежащей выходному сечению; $[V]_{cp}$ – среднемассовое значение скорости в выходном сечении; n – количество граней расчетных ячеек, принадлежащих выходному сечению.

Алгоритм оптимизации. В качестве алгоритма оптимизации использован генетический алгоритм (ГА), который является математической моделью эволюционного процесса, основанного на механизмах естественного отбора и наследования [13]. Алгоритм оперирует последовательностями двоичных чисел (нулей и единиц), называемых хромосомами, имитируя эволюционные процессы в поколениях таких хромосом.

Элементарный ГА состоит из следующих шагов:

- 1) инициализация, или выбор исходной популяции хромосом;
- 2) оценка приспособленности хромосом в популяции;
- 3) селекция хромосом;
- 4) применение генетических операторов;
- 5) формирование новой популяции;
- 6) выбор наилучшей хромосомы.

В классическом ГА применяются два основных генетических оператора: оператор скрещивания (кроссовер) и оператор мутации. Кроссовер – оператор, который формирует хромосому потомка, собирая ее из фрагментов родительских хромосом. Мутация – оператор, вносящий изменения в структуру копии родительской хромосомы, меняя с определенной вероятностью значения отдельных генов на противоположные.

В данной работе использован алгоритм MOGA-II (Multi-objective genetic algorithm) – многоцелевой ГА, являющийся улучшенной версией MOGA Полони [14]. Он использует интеллектуальный мультипоисковый элитизм для обеспечения робастности и направленный кроссовер для ускорения сходимости. Элитизм является очень важным принципом в многоцелевой оптимизации, так как он помогает сохранить особей, находящихся вблизи границы Парето и имеющих наилучший разброс.

MOGA-II был запущен на выполнение с популяцией, содержащей 20 начальных конструкций, эволюционирующей 100 поколений. Начальная популяция была получена по методу Соболя [15], способствующего ускорению сходимости многоцелевых ГА [16].

Получаемый тип последовательности называется квазислучайным. В нем точки максимально удалены друг от друга, таким образом начальная популяция равномерно заполняет пространство конструкций.

3. Результаты двухкритериальной оптимизации диффузорного участка КС

На рис. 4 и в табл. 1 приведены результаты двухкритериальной оптимизации диффузорного участка КС.

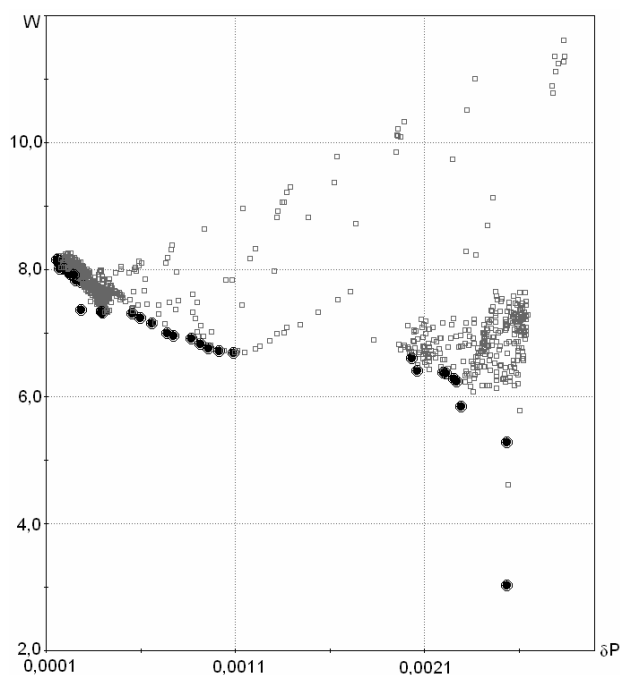


Рис. 4. Результаты оптимизации: □ – расчетные варианты конструкций; ● – варианты конструкций, оптимальные по Парето

Как видно из рис. 4, алгоритм сгенерировал две подобласти расчетных точек: одну – обеспечиваю-

щую минимальные потери; вторую – дающую более равномерный профиль скорости на выходе из диффузора. Так как одновременно оптимизировались две функции цели, то невозможно получить однозначное решение. Наилучшие решения многокритериальной задачи следует искать среди множества Парето [17].

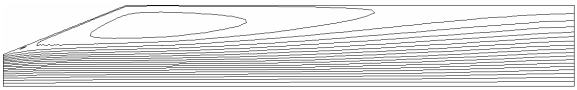
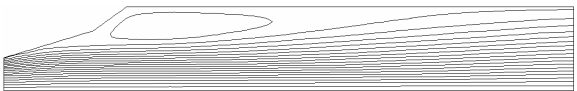
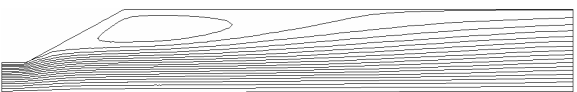
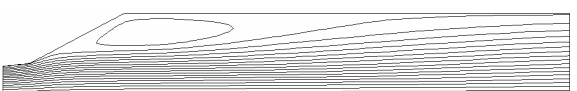
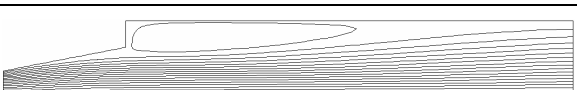
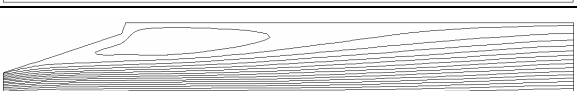
Оптимальность по Парето полагает оптимальным такое решение, при котором любое улучшение одной функции цели может быть достигнуто лишь за счет ухудшения другой. Среди набора эффективных решений окончательный выбор оптимального варианта производится эвристически.

Из числа эффективных решений для дальнейшего рассмотрения было выбрано четыре варианта конструкций (табл. 1): обеспечивающая минимальные потери полного давления (№3), обеспечивающая минимальную неравномерность поля скорости на выходе из диффузора (№1), и два промежуточных варианта (№ 2 и № 4).

В ступенчатом диффузоре (№3), в котором после плавного изменения площади поперечного сечения имеется внезапное расширение, основные потери (потери на удар) происходят уже при сравнительно малых скоростях. Вследствие этого потери в диффузоре значительно снижаются [12].

Таблица 1

Результаты двухкритериальной оптимизации диффузорного участка КС

Вариант-конструкции	Расчетные линии тока	Координаты точки А: x; y (мм)	Потери полного давления δP , %	Неравномерность поля скорости W, %
Исходная		215; 270	0,0367	7,62
GE		315; 276	0,0298	7,96
№1		85; 180	0,1088	6,69
№2		95; 190	0,0597	7,24
№3		430; 265	0,0167	8,15
№4		415; 320	0,0287	7,36

В диффузоре с ростом площади поперечного сечения средняя скорость потока при увеличении угла расширения α падает, общие потери давления

диффузора также уменьшается до определенных значений α . Начиная с некоторого угла расширения диффузора заданной длины, дальнейшее увеличение

этого угла значительно повышает величину потерь. Это вызвано усилением турбулентного перемешивания потока, отрывом ПС от стенок диффузора и связанным с этим сильным вихреобразованием. ПС отрывается от стенок под воздействием положительного градиента давления вдоль диффузора, возникающего вследствие падения скорости при увеличении поперечного сечения.

Наличие прямой проставки перед диффузорным участком (вариант №1) турбулизует и одновременно утолщает ПС на входе в диффузор, что приводит к увеличению потерь полного давления. С другой стороны, прямая проставка перед диффузором создает на входе в него симметричный профиль скорости с максимумом в центре и пониженными скоростями у стенок. В последующих сечениях за начальным участком профиль скорости становится более выровненным вследствие интенсификации турбулентного перемешивания потока. Из-за особенности геометрии зона вихреобразования имеет меньшие размеры, чем в остальных конструкциях, что позволяет профилю скорости выравниваться быстрее и в большей степени.

Из табл. 1 видно, что оптимальной конструкцией может быть признан вариант №4, обеспечивающий меньшие значения потерь полного давления и неравномерности поля скорости на выходе из диффузора по сравнению как с исходной конструкцией, так и с реальным прототипом. Отличие конструкции прототипа от признанной эвристически оптимальной может объясняться наличием специфических требований (постановкой дополнительных функций цели), предъявляемых к топливовоздушному смесителю каталитической КС (достаточное смешение топлива и воздуха, устойчивость к пробою пламени, снижение скорости непосредственно у поверхности катализатора), которые в данной работе не рассматривались.

Заключение

Успешно выполнена аэродинамическая двухкритериальная оптимизация диффузорного участка топливовоздушного смесителя каталитической КС, основанная на генетическом алгоритме MOGA-II. Эвристически признан оптимальным вариант № 4 конструкции диффузорного участка. Данный вариант обеспечил уменьшение потерь полного давления на 22 % и уменьшение неравномерности поля скорости на выходе из диффузора на 3,4 % по сравнению с исходным вариантом конструкции или на 3,7 % и 7,5 % соответственно по сравнению с реальным прототипом. Опробованный алгоритм оптимизации целесообразно использовать при проектировании диффузоров КС.

Литература

1. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД / А. Лефевр. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
2. Аэродинамический расчет и оптимальное проектирование проточной части турбомашин: монография / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, С.В. Еришов, А.В. Русанов, С.Д. Северин. – Х.: НТУ «ХПИ», 2002. – 356 с.
3. Mixing Zone Optimization of a RQL Combustor / C. Blomeyer [et al] // *Journal of Propulsion and Power*. – 1999. – Vol. 15, № 2 (March/April). – P. 288-295.
4. Multiobjective evolutionary algorithm for the optimization of noisy combustion processes / D. Buche, P. Stoll, R. Dornberger, P. Koumoutsakos // *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, Part C*. – 2002. – № 32 (4). – P. 460-473.
5. Paschereit C.O. Combustion process optimization using evolutionary algorithm / C.O. Paschereit, B. Schuermans, D. Buche // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2003*. – Atlanta. June 16-19, 2003 (GT2003-38393). – 11 p.
6. Optimization of a small aircraft combustor to reduce NOx emissions under practical conditions / M. Makida, H. Yamada, K. Shimodaira, T. Yamamoto, S. Hayashi // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2007*. – Montreal. May 14-17, 2007 (GT2007-27969). – 8 p.
7. Despierre A. Gas turbine combustor design using genetic algorithms / A. Despierre, P.J. Stuttford, P.A. Rubini // *Int. Gas Turbine and Aeroengine Congress & Exhibition*. – Orlando. June 2-5, 1997 (ASME Paper 97-GT-72). – 10 p.
8. Stuttford P. J. Preliminary Gas Turbine Combustor Design Using a Network Approach / P. J. Stuttford, P. A. Rubini // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. Transactions of the ASME*. – 1997. – Vol. 119. – P. 546 – 552.
9. Development of a Fuel and Air Mixer For an 11 MW Gas Turbine Catalytic Combustion System / R. Corr, T. Caron, J. Barnes, T. Howell, P. Dodge // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2002*. – Amsterdam. June 3-6, 2002 (GT-2002-30098). – 9 p.
10. Костюк В.Е. Выбор сетки и модели турбулентности для аэродинамической оптимизации отрывного диффузора камеры сгорания ГТД / В.Е. Костюк, Е.И. Кирилах // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 7 (64). – С. 90-94.
11. Launder B.E. The Numerical Computation of Turbulent Flows / B.E. Launder, D.B. Spalding // *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. – 1974.
12. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / И.Е. Идельчик. – М.: Машиностроение, 1992. – 672 с.
13. Генетические алгоритмы, искусственные нейронные сети и проблемы виртуальной реальности / Г.К. Вороновский, К.В. Махотило, С.Н. Петрашев, С.А.Сергеев. – Х.: Основа, 1997. – 112 с.
14. Poloni C. GA coupled with computationally expensive simulations: tools to improve efficiency /

C. Poloni, V. Pediroda // *Genetic Algorithms and Evolution Strategies in Engineering and Computer Science*. – 1997. – P. 267 – 288.

15. Sobol I.M. *On the Systematic Search in a Hypercube* / I.M. Sobol // *SIAM Journal on Numerical Analysis*. – 1979. – Vol. 16, № 5 (October). – P. 790 – 793.

16. Poles S. *The Effect of Initial Population Sam-*

pling on the Convergence of Multi-Objective Genetic Algorithms / S. Poles, Y. Fu, E. Rigoni // *MOPGP*. – Loire Valley. June, 2006. – 15 p.

17. Подиновский В.В. *Парето-оптимальные решения многокритериальных задач* / В.В. Подиновский, В.Д. Ногин. – М.: Наука, 1982. – 256 с.

Поступила в редакцию 30.04.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

АЕРОДИНАМІЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ ДИФУЗОРНОЇ ДІЛЯНКИ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ ГТД

О.І. Кирилаш, В.Є. Костюк

Виконано аеродинамічну двукритерійну оптимізацію геометричної форми дифузornoї ділянки паливоповітряного змішувача каталітичної камери згоряння ГТД, яка базується на використанні числової моделі турбулентної течії і генетичного алгоритму пошуку глобального оптимума. Для числового моделювання турбулентної течії застосовувались осереднені за Рейнольдсом стаціонарні рівняння Нав'є – Стокса нестисливої рідини, які замикались емпіричною моделлю турбулентності. З числа отриманих ефективних за Парето рішень евристично вибрано оптимальний варіант конструкції дифузornoї ділянки.

Ключові слова: камера згоряння, аеродинамічна оптимізація, генетичний алгоритм, числове моделювання, гідравлічний опір, нерівномірність поля швидкості.

AERODYNAMICAL OPTIMIZATION OF THE GAS TURBINE COMBUSTOR DIFFUSER SECTION

E.I. Kirilash, V.E. Kostyuk

The aerodynamical twocriterion optimization of the gas turbine catalytic combustor air-fuel mixer diffuser section geometrical shape is performed. It is based on the use of the turbulent flow numerical model and the search global optimum genetic algorithm. Steady Reynolds averaged incompressible Navier – Stokes equations, closed by empirical turbulence model, are used for numerical simulation of turbulent flow. Diffuser section design optimum alternative is chosen heuristically among Pareto effective solutions.

Key words: combustor, aerodynamical optimization, genetic algorithm, numeric simulation, flow resistance, velocity field nonuniformity.

Кирилаш Елена Ивановна – аспирант, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

Костюк Владимир Евгеньевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@ic.kharkov.ua.

УДК 621.455

А.И. ЦАГЛОВ, А.В. ЛОЯН, Н.Н. КОШЕЛЕВ, О.П. РЫБАЛОВ

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

ИССЛЕДОВАНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ МОДЕЛИ ГЕЛИКОНОВОГО ДВИГАТЕЛЯ С ДВОЙНЫМ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ СЛОЕМ МАЛОЙ МОЩНОСТИ

Приводится концепция, устройство, принцип работы и основные преимущества перспективного электрореактивного геликонового двигателя с двойным электрическим слоем. Описан механизм ионизации и ускорения, проведен краткий обзор научных статей по данной тематике. Приводятся результаты исследования параметров лабораторной модели геликонового двигателя мощностью до 80 Вт с использованием лэнгмюровского и многосеточного (RPA анализатора) зондов, а также результаты эксперимента по определению распределения давления и концентрации рабочего тела в разрядной камере лабораторной модели двигателя. На основе экспериментальных данных приводится анализ оптимального режима работы данного двигателя в зависимости от массового расхода рабочего тела.

Ключевые слова: геликоновый двигатель, двойной электрический слой, ВЧ разряд, степень ионизации.

Введение

На сегодняшний день возникает ряд новых космических задач, для решения которых требуется высоконадежная двигательная установка, способная работать длительный период времени. К таким задачам относятся: пилотируемый полет к Марсу, исследование различных планет Солнечной системы при помощи автоматических космических аппаратов, а также стабилизация орбиты в течение длительного времени, выполнение различных маневров и ориентация спутников в пространстве. Если для выполнения первых двух задач требуется маршевая двигательная установка высокой мощности, то для выполнения последней необходим двигатель с потребляемой мощностью до 100 Вт, который может быть установлен на широкий класс спутников, в том числе на мини и микро спутники, число которых на околоземных орбитах постоянно растет.

Перспективным двигателем, отвечающим поставленным требованиям, является геликоновый двигатель с двойным электрическим слоем (Helicon Double Layer Thruster) – магнитоплазменный двигатель в котором ионный пучок разгоняется до сверхзвуковых скоростей благодаря двойному электрическому слою, создаваемому в выходном сопле двигателя [1].

Способ ионизации рабочего тела – индукционный (при наложении внешнего магнитного поля наз. геликоновым) [1]. В газе, поступающем в разрядную камеру, помещенную в индуктор, по которому пропускается высокочастотный ток, под действием вихревого электрического поля, инициируемого переменным магнитным потоком, возникает пробой и зажигается разряд [2].

Концепция ускорения геликоновых двигателей с двойным электрическим слоем основана на явлении скачка потенциала (электрического слоя), возникающего при резком изменении сечения канала [3]. На рисунке 1 показана схема двойного электрического слоя, а также распределения температуры и концентрации [3].

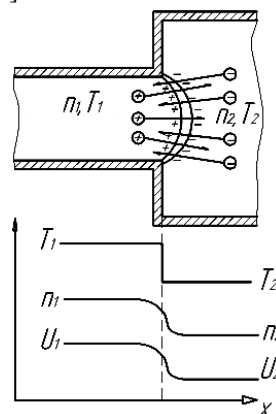


Рис. 1. Схематическое изображение двойного электрического слоя

Рассчитать разность потенциалов, возникающую на двойном электрическом слое можно по следующей формуле [3]:

$$\Delta U = \frac{k}{e_0} \left(T_{e2} - T_{e1} + \frac{T_{e2} + T_{e1}}{2} \ln \frac{n_{e2}}{n_{e1}} \right), \quad (1)$$

где T_{e1}, T_{e2} – температуры электронов до и после скачка потенциала.

Проведенный обзор научных статей на данную тему показал, что ускоренный скачком потенциала ионный пучок, покидающий двигатель, характеризуется малым углом разлета, с постоянной по радиусу скоростью потока и скоростью истечения до 15 км/с [4–6].

Такой тип двигателя обладает рядом преимуществ перед остальными электрореактивными двигателями:

- перспективно более высокий ресурс работы, чем у других типов двигателей, так как в конструкции отсутствуют подвергающиеся эрозии электроды: анод, катод (ИПД, СПД) и ускоряющие сетки (ПИД);
- простота конструкции;
- возможность использования в качестве рабочего тела различных газов и их смесей, в том числе агрессивных;
- возможность масштабирования по размеру и требуемой мощности.

Цель работы: Исследование параметров плазмы в лабораторной модели геликонового двигателя с двойным электрическим слоем с потребляемой мощностью до 80 Вт.

Экспериментальная часть

1. Описание лабораторной установки

Лабораторная модель геликонового двигателя с двойным электрическим слоем представляет собой сборную конструкцию, которая герметично крепится к вакуумной камере с внешней стороны. Лабораторная модель (рис. 2) состоит из:

- системы хранения и подачи РТ (СХПРТ);
- стеклянной разрядной камеры длиной 80 мм и внутренним диаметром 18 мм. (РК);
- опорных фланцев, соединенных 3-мя шпильками;
- входной (газораспределительной) выходной и керамических диафрагм;
- индуктора (4-х витковая многожильная медная спираль);
- резиновых уплотнителей и керамических изоляторов.

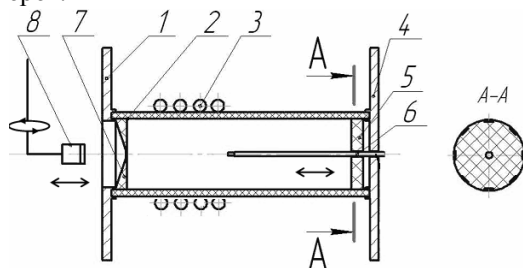


Рис. 2. Схема экспериментальной модели

На рис. 2 цифрами обозначены следующие элементы лабораторной модели: 1 – опорный фланец, герметично соединенный с вакуумной камерой; 2 – разрядная трубка; 3 – индуктор; 4 – внешний опорный фланец; 5 – керамический газораспределительный фланец; 6 – лэнгмюровский зонд; 7 – выходной керамический фланец, 8 – RPA анализатор.

Рабочее тело (аргон) подводится к разрядной камере от СХПРТ через входную диафрагму– газораспределитель. ВЧ мощность с рабочей частотой 13,56МГц подводится к индуктору через устройство согласования от ВЧ источника питания при помощи коаксиального медного кабеля. Схема системы электропитания представлена на рис. 3.

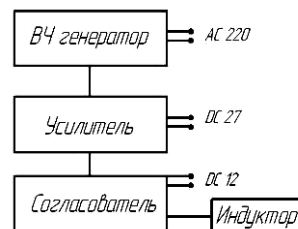


Рис. 3. Схема системы электропитания

Параметры плазмы (концентрация, температура электронов и потенциал плазмы) в РК измерялись при помощи цилиндрического лэнгмюровского зонда, перемещаемого вдоль центральной оси РК лабораторной модели. Зонд был изготовлен из вольфрамовой проволоки диаметром 0,5 мм, помещенной в керамический изолятор. Потенциал плазмы измерялся относительно опорного электрода. Диагностика выходного потока плазмы проводилась при помощи установленного на расстоянии 2 см от выходной диафрагмы цилиндрического многосеточного RPA анализатора.

2. Режимы работы двигателя

При работе лабораторной модели двигателя были зафиксированы два режима работы: «тусклый» (рис. 4 сверху) и «яркий» (рис. 6 снизу), различающиеся различной яркостью, формой разряда и рабочим диапазоном по массовому расходу.

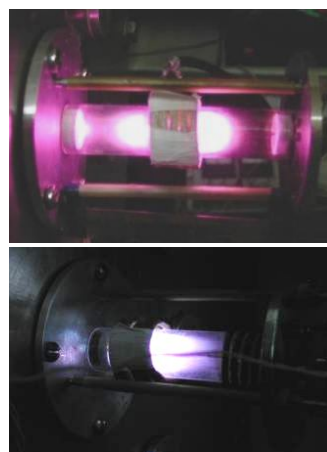


Рис. 4. Фотографии режимов работы

На рис. 5 представлены границы существования двух режимов работы двигателя, определяемые массовым расходом рабочего тела.

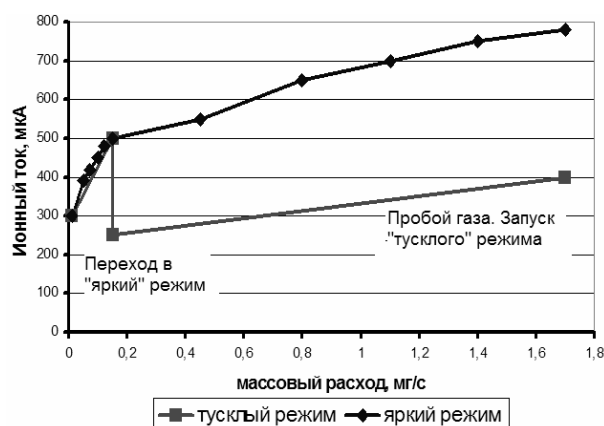


Рис. 5. Границы существования режимов

При менее интенсивном свечении «тусклый» режим работы лабораторной модели характеризовался видимым факелом выходной плазменной струи, поэтому этот режим было принято решение исследовать первым.

3. Исследование «тусклого» режима работы двигателя

В ходе исследования данного режима работы были проведены измерения параметров плазмы в выходной струе и в РК лабораторной модели.

Измерения величины ионного тока в выходной струе движителя проводились при входной ВЧ мощности 40 Вт в зависимости от различного массового расхода.

Было обнаружено, что величина ионного тока уменьшается с увеличением массового расхода. Наибольшие значения ионного тока были зафиксированы при массовом расходе равным 0,3 мг/с. Однако при понижении массового расхода ниже 0,3 мг/с форма разряда резко менялась: исчезало свечение за выходной диафрагмой, и ионный ток падал до нуля, что свидетельствовало о срыве двойного скачка потенциала за выходной диафрагмой (рис. 6).

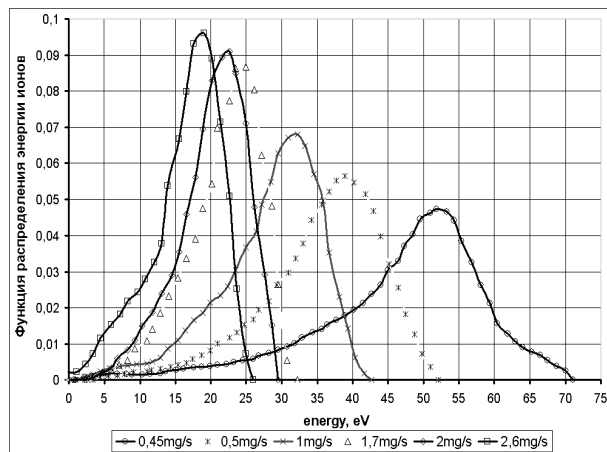


Рис. 6. Функции распределения энергий ионов

Полученные зависимости ионного тока от запирающего напряжения были обработаны с целью получения функций распределения ионов по энергиям. На рис. 6 представлены полученные зависимости. Как видно, средняя энергия ионов постоянно возрастает с уменьшением массового расхода до критического значения, после которого происходит срыв разряда (уход от ускорительного режима работы).

На рис. 7 представлены зависимости ионного тока, средней энергии ионов и удельного импульса от величины массового расхода.

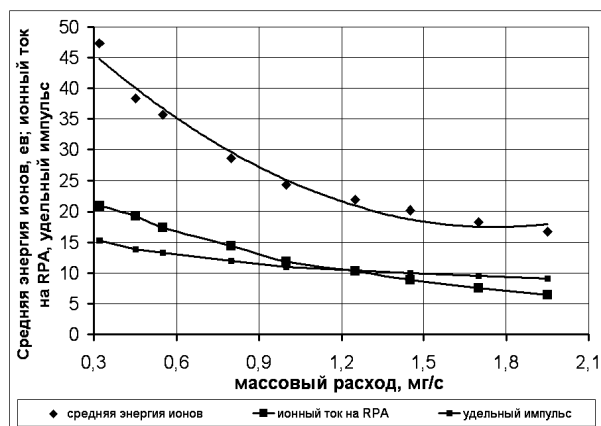


Рис. 7. Зависимости ионного тока (мкА*10), средней энергии ионов (эВ) и удельного импульса (с/100) от массового расхода

Было определено, что при «тусклом» режиме работы лабораторной модели и 40 Вт ВЧ мощности удельный импульс равен 1600 с на центральной оси движителя.

Для запуска ускорительного режима работы движителя после срыва разряда при снижении массового расхода ниже 0,3 мг/с требовалось увеличение массового расхода до 1 мг/с, при достижении которого разряд скачкообразно перескакивал в ускорительный режим работы. Наблюдаемое явление гистерезиса ионного тока от величины массового расхода представлено на рис. 8.

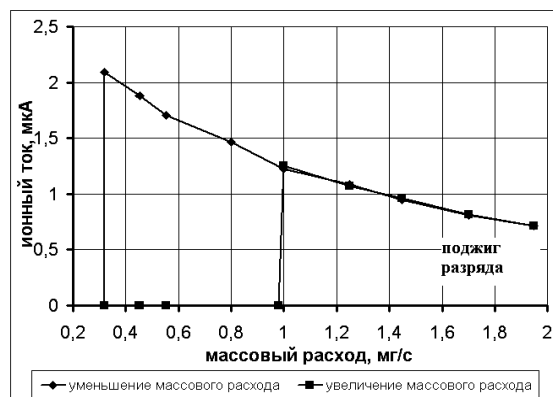


Рис. 8. Зафиксированное явление гистерезиса

В ходе исследования был проведен эксперимент по определению оптимального положения индуктора относительно выходной диафрагмы. При фиксированном массовом расходе были измерены характеристики ионного тока при перемещении индуктора от диафрагмы с шагом 5 мм на расстояние от 0 до 50 мм (рис. 9).

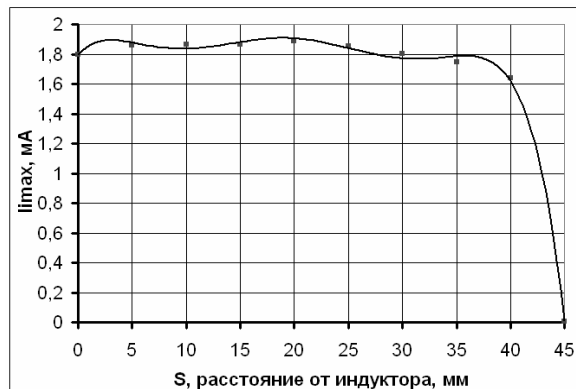


Рис. 9. Зависимость максимума ионного тока от расстояния между индуктором и диафрагмой

Результаты эксперимента показали, что неявно выраженный оптимум положения индуктора лежит в диапазоне 15...25 мм от выходной диафрагмы. При расстоянии от 0 до 40 мм ионный ток меняется слабо, но при дальнейшем увеличении расстояния до диафрагмы, резко падает до нуля.

В ходе обработки вольтамперной характеристики лэнгмюровского зонда при определении концентрации и температуры электронов были обнаружены две электронные компоненты: электроны с высокой энергией, порядка нескольких десятков эВ и электроны с низкой энергией, порядка эВ.

На рис. 10 показаны зависимости температуры двух электронных компонент от расстояния между зондом и индуктором. Как видно из графика высокоэнергетичная компонента присутствует на расстоянии от 5 до 35 мм.

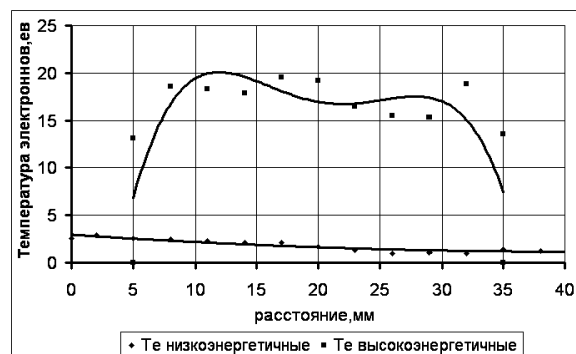


Рис. 10. Зависимость температуры электронов от расстояния до индуктора

На рис. 11 приведены зависимости концентрации электронов от расстояния между индуктором и измерительным зондом.

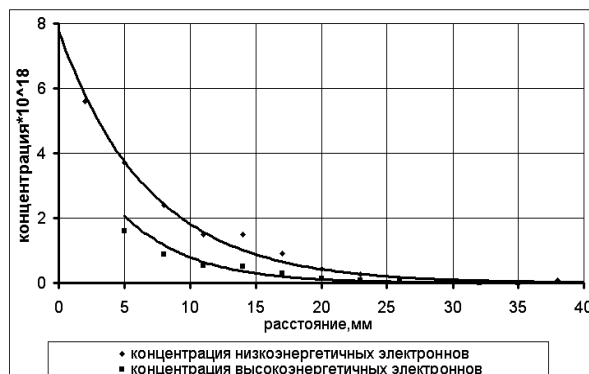


Рис. 11. Зависимость концентрации электронов от расстояния до индуктора

При анализе данных, полученных при помощи лэнгмюровского зонда, видно, что максимальные значения температуры электронов, измеренные по оси двигателя (рис. 10) находятся в соответствии с максимальным ионным током, определенным при помощи RPA анализатора при подборе оптимального расстояния между индуктором и выходной диафрагмой (рис. 9).

4. Распределения давления и концентрации рабочего тела в РК двигателя

Необходимость измерить распределение давления в разрядной камере двигателя при различных массовых расходах рабочего тела продиктована следующими задачами:

- расчет концентрации РТ в РК двигателя;
- расчет степени ионизации рабочего тела, исходя из концентрации нейтральных атомов в РК двигателя и концентрации ионов при разряде;
- определение оптимального режима работы двигателя исходя из требования получения наибольшей степени ионизации рабочего тела.

Для измерения распределения давления в разрядной камере была модернизирована лабораторная модель двигателя (изменена конструкция опорных фланцев).

Схема эксперимента представлена на рис. 12.

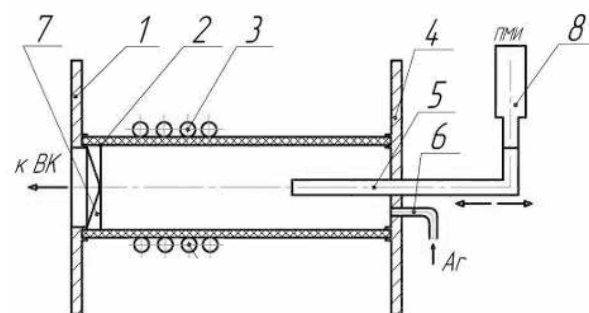


Рис. 12. Схема эксперимента. 5 – перемещаемая вдоль оси трубка измерения давления; 6 – трубка подачи рабочего тела; 8 – ионизационная лампа (остальные обозначения соответствуют рис. 3)

Давление в РК измерялось при помощи перемещаемой вдоль центральной оси измерительной трубки (5), подсоединенной к ионизационной лампе ПМИ (8). Диаметр трубки подбирался исходя из требования установления динамического равновесия концентраций газа в вакуумной камере и в измерительной трубке за приемлемый временной интервал. В ходе эксперимента давление измерялось одновременно в вакуумной камере и разрядной камере двигателя при помощи 2-х приборов ВИТ-3. Диаметр выходной диафрагмы $d = 4,5$ мм.

Эксперимент проводился в два этапа: измерение распределения давления в РК двигателя при фиксированном массовом расходе и измерения давления в РК при различных массовых расходах. Измерение распределения давления и концентрации РТ в РК двигателя при массовом расходе $m = 0,01$ мг/с (сверху) и $0,5$ мг/с (снизу) представлены на рис. 13.

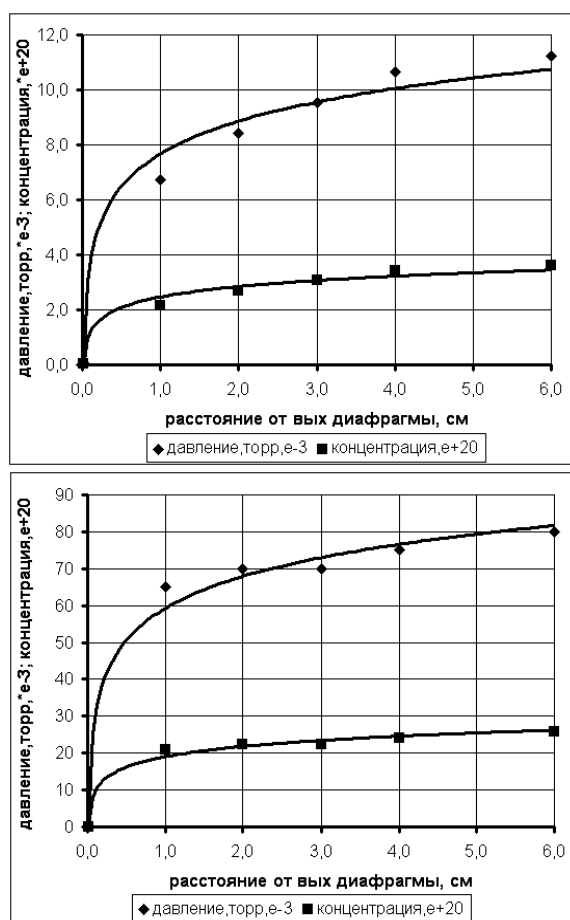


Рис. 13. Распределение давления и концентрации РТ в РК двигателя

При учете, что индуктор двигателя располагается вплотную к выходной диафрагме, на рис. 14 представлены зависимости давления и концентрации РТ в РК, измеренные на расстоянии 1 см от выходной диафрагмы (длина индуктора составляет 2 см).

Результаты эксперимента показали, что при уровне расходов от 0,01 до 1,7 мг/с давление в разрядной камере изменяется в пределах от $10^{-3} \dots 10^{-1}$ торр, а концентрация аргона изменяется в диапазоне от $2 \cdot 10^{20} \dots 10^{21} / \text{м}^3$. Измеренные концентрации зарядов при «тусклом» режиме работы двигателя достигали $10^{18} \dots 10^{19} / \text{м}^3$ при массовых расходах 0,4 мг/с и выше. Полученные результаты позволяют сделать вывод, что при «тусклом» режиме работы модели степень ионизации является недопустимо низкой (до 10%), и такой режим работы не может использоваться в разрабатываемом электрореактивном двигателе.

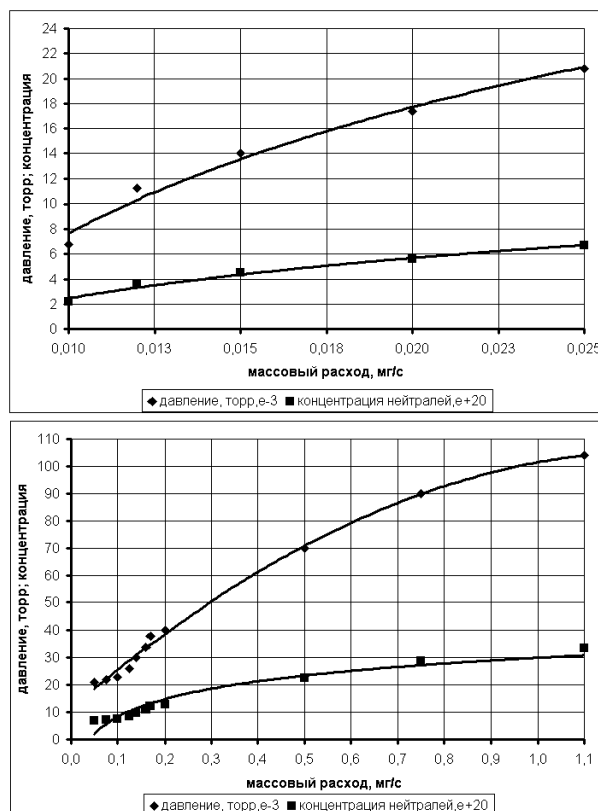


Рис. 14. Зависимость давления и концентрации РТ в РК двигателя в зависимости от массового расхода

Выводы

Представленные результаты исследования одного из режимов работы лабораторной модели геликонового двигателя со спиральным индуктором, работающего на аргоне, показали низкую эффективность использования рабочего тела.

Результаты исследования распределения давления и концентрации РТ внутри РК показали, что допустимыми уровнями расхода при концентрации зарядов $10^{18} \dots 10^{19} / \text{м}^3$ являются расходы ниже 0,1 мг/с.

Дальнейшая работа будет направлена на изучение «яркого» режима работы двигателя, соответ-

вующего низким уровням расхода РТ и на усовершенствование лабораторной модели двигателя фокусирующей магнитной системой, которая позволит повысить эффективность ионизации при низких давлениях в РК.

Работа выполнена в рамках программы «7-th framework programme theme SPA.2007.2.2.02» по проекту «HeliconPlasmaHydrazine.CombinedMirco. Grant agreement no.: 218862».

Авторы благодарят за оказанную поддержку Морозова К.В., Кравчука А.С. и Парахина Г.А.

Литература

1. Boswell R. Helicon Double Layer Thrusters / R. W. Boswell, C. Costa, O. Sutherland // 29th International Electric Propulsion Conference IEPC-2005-290, Canberra, Australia, 2005.

2. Райзер Ю.П. Высоочастотный индукционный разряд высокого давления и безэлектродный плазматрон / Ю.П. Райзер // Успехи физических наук. – 1969. – Т. 99, Вып. 4. – С. 687-712.

3. Грановский В. Л. Электрический ток в газе. Установившийся ток / В. Л. Грановский. – М.: Наука, 1971. – 543 с.

4. Boswell W. Testing a Helicon Double Layer Thruster Immersed in a Space-Simulation Chamber / M. D. West, C. Charles, R.D. Bosweell // JOURNAL OF PROPULSION AND POWER. – Canberra, Australia. – 2008. – Vol. 24, no. 1.

5. Toki K. Preliminary investigation of helicon plasma source for electric propulsion applications / K. Toki, S. Shinohara, T. Tanikawa // 28th International Electric Propulsion Conference, IEPC-03-0168, USA, 2003.

6. Toki K. Small helicon plasma source for electric propulsion / K. Toki, S. Shinohara, T. Tanikawa // Mechanical Systems Engineering, Tokyo University of Agriculture and Technology. – Tokyo. – 2005. – 2-24-16.

7. Francis F Chen. Large-area helicon plasma source with permanent magnets / F Chen Francis, Humberto Torreblanca // Plasma Phys. Control. Fusion. - Electrical Engineering Department, University of California, Los Angeles. – 2007. – P. 81-92.

Поступила в редакцию 31.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой робототехники Г.И. Костюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ЛАБОРАТОРНОЇ МОДЕЛІ ГЕЛІКОНОВОГО ДВИГУНУ З ПОДВІЙНИМ ЕЛЕКТРИЧНИМ ШАРОМ МАЛОЇ ПОТУЖНОСТІ

О.І. Цаглов, А.В. Лоян, М.М. Кошелев, О.П. Рибалов

Надана концепція, устрій, принцип роботи та основні переваги перспективного електрореактивного геліконового двигуну з подвійним електричним шаром. Наведено механізми іонізації й прискорення. Наведено результати дослідження параметрів лабораторної моделі геліконового двигуна потужністю до 80 Вт за допомогою лангмюрівського зонду та RPA аналізатору й результати експерименту по знаходженню розподілення тиску та концентрації у розрядній камері лабораторної моделі геліконового двигуна. На основі експериментальних даних надається аналіз оптимального режиму роботи цього двигуна.

Ключові слова: геліконовий двигун, подвійний електричний шар, ВЧ-разряд, степінь іонізації.

INVESTIGATION OF LOW POWER HELICON DOUBLE LAYER THRUSTER LABORATORY MODEL

A.I. Tsaglov, A.V. Loyan, N.N. Koshelev, O.P. Rubalov

Conception, conformation, work principles and main advantages of perspective electric propulsion helicon double layer thruster were reported. Ionization, acceleration mechanisms and short research review were reported too. Parameters of helicon double layer thruster laboratory model with power level up to 80 W were investigated by Langmuir probe and RPA analyzer. The experiment results of determination pressure and concentration distribution in thruster discharge chamber were described. On the ground of experimental results the analysis of optimal thruster work conditions was reported.

Key words: helicon thruster, electric double layer, RF-discharge, ionization rate.

Цаглов Александр Игоревич – студент факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Лоян Андрей Витальевич – канд. техн. наук, ст. научный сотрудник, начальник отдела ЭРДУ Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Кошелев Николай Николаевич – ст. научный сотрудник Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Рибалов Олег Петрович – мл. научный сотрудник Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 629.7: 621.3

Т.Ю. ИВАНОВА, С.В. ГУБИН

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

ЗАДАЧА ПРОВЕРКИ АДЕКВАТНОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКОГО АККУМУЛЯТОРА, ПОСТРОЕННОЙ НА БАЗЕ ФРАКТАЛЬНОГО АНАЛИЗА ПОВЕРХНОСТИ ЭЛЕКТРОДА

Представлен анализ проблемы оперативной диагностики электрохимических накопителей энергии в составе источников бесперебойного питания системы гарантированного энергоснабжения. Предложена математическая модель, включающая наряду с традиционными параметрами еще и фрактальную размерность поверхности пористого электрода ЭХА, позволяющая прогнозировать емкость – одну из главных электрических характеристик аккумуляторных батарей в составе СГЭС в любой момент времени. Поставлена задача и предложен метод проверки математической модели на соответствие ее прогнозов реальной картине, имеющей место при разряде электрохимического аккумулятора.

Ключевые слова: электрохимический аккумулятор, емкость, разряд аккумулятора, фрактальная размерность, математическая модель, адекватность, система гарантированного энергоснабжения.

Введение

Электрохимические аккумуляторы (ЭХА) различных типов и конструкций являются ключевой частью системы гарантированного энергоснабжения, являясь элементом современных источников бесперебойного питания (ИБП). Они обеспечивают постоянную подачу энергии потребителю сети. Это и определило проблему анализа сети с ИБП, а также более глубокого контроля и диагностики накопителей энергии, как базовых элементов энергоснабжения. В связи с этим проблема качественного оперативного контроля и диагностирования состояния аккумуляторов, прогнозирования их параметров в любой момент времени на основе известных текущих технических характеристик по данным оперативной диагностики напрямую пересекается и может быть интегрирована в задачу моделирования энергосети.

В работе предлагается анализ проблемы оперативной диагностики электрохимических накопителей энергии в составе источников бесперебойного электропитания системы гарантированного энергоснабжения, а также поставлена задача проверки адекватности разработанной математической модели ЭХА на основе фрактального анализа поверхности электродов.

1. Математическое моделирование процессов в ЭХА

Электрохимическими аккумуляторами, получившими наибольшее распространение в качестве

вторичного источника питания для систем гарантированного энергоснабжения, являются, пожалуй, свинцовые аккумуляторы и аккумуляторы на основе окисно-никелевого электрода. Это свинцово-кислотные аккумуляторы, никель-кадмиевые, никель-железные, никель-металл-гидридные. Аккумуляторная батарея стареет и изнашивается непрерывно за все время своего существования, начиная с момента изготовления и заканчивая ее утилизацией.

В электрохимической системе в зависимости от ее характеристик и условий эксплуатации электроды могут работать в активационном, диффузионном или смешанном активационно-диффузионном режимах с наложением омических факторов. Каждый из режимов имеет отличительные особенности работы и закономерности изменения параметров, характеризующих электрохимическую систему. Известно, что определяемые в экспериментах электрохимические характеристики пористых электродов реализуются наложением макрокинетических и электрохимических процессов. Макрокинетические процессы, определяя явления переноса вещества и зарядов в пористых средах, тем самым влияют на распределение электрохимического процесса в объеме электрода.

Характер распределения токообразующих процессов во многом определяется значением кинетических характеристик электролита и материала электрода (электропроводностью, коэффициентами диффузии и др.). Кроме того, существенное влияние оказывают структурные характеристики материалов (пористость, размер пор и др.). Для решения практических задач, возникающих при создании химиче-

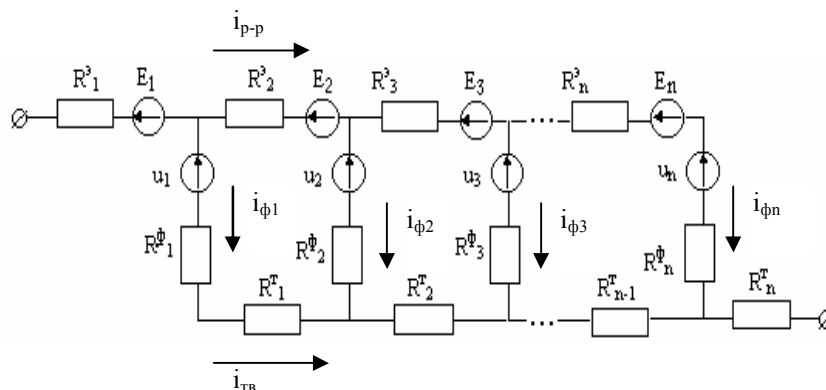


Рис. 2. Эквивалентная электрическая схема поры кадмиевого электрода.

R^3_j – сопротивление электролита; R^{Φ}_j – сумма сопротивлений электрохимической реакции, барьерной пленки и слоя продуктов реакции; R^T_j – сопротивление твердой фазы;

E_j – диффузионный потенциал; u_j – внутренние источники ЭДС, вызванные изменением концентрации электролита вследствие протекания электрохимического и химического процессов; $i_{\Phi j}$ – фарадеевский ток;

i_{p-p} – ток по раствору; $i_{тв}$ – ток по активной массе.

сопротивления переноса заряда может считаться постоянной (при сохранении неизменной концентрации электролита и температуры).

Согласно проведенным далее хроноамперометрическим и переменноточковым исследованиям предполагается, что пленка продуктов электрохимической реакции состоит из беспористого барьерного слоя с довольно высоким омическим сопротивлением и низким коэффициентом диффузии реагирующих ионов и рыхлого слоя гидроксида кадмия, в порах которого происходит диффузия компонентов электролита.

В таком случае сопротивление R^{Φ}_j в эквивалентной электрической схеме является суммой сопротивлений барьерной твердой фазы оксида кадмия $R_{плj}$, электрохимической реакции $R_{x/xj}$ и пористой твердой фазы продуктов реакции $R_{омj}$.

$$R^{\Phi}_j = \frac{E_j^{Cd(OH)_2}}{S_j^{уд} \cdot \chi_{p-p}^{эфф} \cdot \Pi^{пл}} \cdot \frac{1}{\Delta x}, \quad (3)$$

$$R_{пл}^{пл} = \frac{1}{\chi_{бар\ пл}^{эфф}} \cdot \frac{\delta_{бар\ пл}}{S_j^{уд} \cdot \Delta x}, \quad (4)$$

$$R_{x/x}^{x/x} = \frac{R \cdot T}{z \cdot F} \cdot \frac{1}{i_j^0 \cdot S_j^{уд} \cdot \Pi^{пл} \cdot \Delta x}, \quad (5)$$

где $S_j^{уд}$ – электрохимически активная поверхность электрода; $\delta_{бар\ пл}$ – толщина барьерной пленки; $\chi_{бар\ пл}^{эфф}$ – эффективная проводимость барьерной твердой фазы; i_j^0 – ток обмена электрохимической реакции; $\Pi^{пл}$ – пористость пленки продуктов.

В данной работе вводится модификация модели дополнительными параметрами, которые заключаются в том, что при расчетах необходимо учитывать изменение пористости электрода в процессе его разряда. Также пористость активной массы электродов изменяется при старении и деградации аккумулятора, что оказывает прямое влияние на действительную емкость ЭХА.

Пористость активной массы в каждой зоне кадмиевого электрода рассчитывалась исходя из данных фрактального анализа его поверхности.

Масса M и пористость Π фрактальной структуры выражается в виде соотношений

$$M = m_0 \left(\frac{R}{a_0} \right)^D, \quad (6)$$

$$\Pi = \Pi_0 \left(\frac{R}{a_0} \right)^{D-d}, \quad (7)$$

где m_0 – масса частиц, R – размер фрактального агрегата, a_0 – размер частиц, D – фрактальная размерность фрактального агрегата, Π_0 – плотность частиц, d – евклидова размерность пространства, в котором располагается фрактальный агрегат.

Подставляя такое выражение для определения пористости в модель замещения представленную выше мы получаем фрактальную модель емкости электрохимического аккумулятора.

При расчетах учитывалось влияние температуры на электропроводность электролита и коэффициент диффузии ионов. Величины токов контуров эквивалентной электрической схемы находились по законам Кирхгофа с известными величинами сопротивлений и источников ЭДС.

Поляризация электрода включала в себя отклонение электродного потенциала от равновесного значения за счет концентрационных изменений, падения напряжения в электролите и твердой фазе:

$$\eta = \eta_1 + R_1^3 \cdot I_{\text{общ.}} + E_1 + R_1^{\phi} \cdot i_1 + \sum_{k=1}^N R_k^{\tau} \cdot \sum_{m=1}^k i_{\phi} \quad (8)$$

Полученная в результате математическая модель описывает разрядную характеристику получаемую при разряде пористого ламельного электрода электрохимического аккумулятора.

2. Проверка адекватности математической модели

Для проверки адекватности полученной математической модели планируется провести эксперимент, в процессе которого следует собрать модель электрохимического аккумулятора. Она представляет собой прозрачный аквариум, в котором находятся две пластины электродов (положительного и отрицательного) опущенные в электролит и подключенные к внешней нагрузке.

Сначала следует полностью зарядить и разрядить модель аккумулятора, с целью определения первоначальной емкости. Также следует получить цифровые изображения микрорельефа поверхностей электродов, для определения фрактальной размерности в первоначальном состоянии.

Далее предлагается провести циклирование модели аккумулятора на режимах близких к эксплуатации реальных аккумуляторов в системах гарантированного энергоснабжения. Причем наряду с измерением тока, напряжения и других традиционных параметров следует фиксировать также и фрактальную размерность на основании цифровых изображений поверхности.

Результатом подобных испытаний станет семейство разрядных кривых, которые будут отражать реальное поведение электрохимической системы в работе. Эти кривые следует сравнить с кривыми разряда, предсказанными математической моделью описанной выше, и на основании такого сравнения можно будет судить об адекватности предложенной математической модели.

Заключение

Фрактальная размерность границ порового пространства существенно зависит от величины порис-

тости и топологических особенностей структуры пористых материалов. Полученные результаты могут быть использованы для описания их строения и для интерпретации зависимостей физико-механических свойств от структуры.

Кроме того количественные изменения параметра фрактальной размерности D служат основанием говорить о существенных качественных изменениях в свойствах материалов, т.е. фрактальная размерность характеризует изменение внутренней структуры материала активной массы электрода ЭХА.

Отслеживая изменение D с течением времени возможно говорить об увеличении либо уменьшении пористости активной массы электрода электрохимического аккумулятора, и в конечном итоге, об изменении такого макропараметра, как текущая емкость аккумулятора.

Предложенная математическая модель, включающая наряду с традиционными параметрами еще и фрактальную размерность поверхности пористого электрода ЭХА, позволяет прогнозировать емкость - одну из главных электрических характеристик аккумуляторных батарей в составе СГЭС в любой момент времени.

Предложен метод проверки математической модели на соответствие ее прогнозов реальной картине, имеющей место при разряде электрохимического аккумулятора.

Литература

1. Кудрявцев Ю.Д. Кинетика анодных процессов на электродах из кадмия никель-кадмиевых аккумуляторов / Ю.Д. Кудрявцев, А.В. Чернышов // Региональный вестник молодых ученых: ежемесяч. науч.-практ. журн. – РАН, Дагест. науч. центр. 2005. – № 2 (5). – С. 101-103.
2. Моделирование разряда оксидноникелевого электрода щелочных источников тока / С.В. Гуров, Ю.Л. Гунько, О.Л. Козина, М.Г. Михаленко // Известия высших учебных заведений, Химия и химическая технология. – 2008. – Т. 51, вып. 1. – С. 93-96.
3. Москвичев А.А. Механизм анодного окисления кадмия в щелочных растворах / А.А. Москвичев, Ю.Л. Гунько, М.Г. Михаленко // Известия высших учебных заведений Химия и Химическая технология: Научн.-техн. журнал. – 2007. – Т. 50, вып. 11. – С. 110-112.
4. Божок С.В. Фракталы и мультифракталы / С.В. Божок, Д.А. Паршин. – Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика». 2001. – 128 с.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

**ЗАДАЧА ПЕРЕВІРКИ АДЕКВАТНОСТІ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ
ЕЛЕКТРОХІМІЧНОГО АКУМУЛЯТОРА, ПОБУДОВАНОЇ НА БАЗІ
ФРАКТАЛЬНОГО АНАЛІЗУ ПОВЕРХНІ ЕЛЕКТРОДА**

Т.Ю. Іванова, С.В. Губін

Представлений аналіз проблеми оперативної діагностики електрохімічних накопичувачів енергії в складі джерел безперервного живлення системи гарантованого енергопостачання. Запропоновано математичну модель, що включає поряд з традиційними параметрами ще й фрактальну розмірність поверхні пористого електрода ЕХА, що дозволяє прогнозувати ємність – одну з головних електричних характеристик акумуляторних батарей у складі СГЕС в будь-який момент часу. Поставлено завдання та запропоновано метод перевірки математичної моделі на відповідність її прогнозів реальній картині, що має місце при розряді електрохімічного акумулятора.

Ключові слова: електрохімічний акумулятор, ємність, розряд акумулятора, фрактальна розмірність, математична модель, адекватність, система гарантованого енергопостачання.

**THE STATEMENT OF THE TASK ON VERIFICATION OF THE ADEQUACY
OF MATHEMATICAL MODEL OF ELECTROCHEMICAL BATTERY,
BASED ON THE FRACTAL ANALYSIS
OF ELECTRODE SURFACE**

T.Y. Ivanova, S.V. Gubin

The article presents a problem analysis of operational diagnosis of electrochemical accumulators in the assured power supply systems (APSS). A mathematical model which includes along with the traditional parameters yet the fractal dimension of the porous electrode of electrochemical battery, allows predicting the capacity - one of the main electrical characteristics of the batteries in the APSS at any time. The task and method of verification of mathematical model to meet its forecasts of the real picture, taking place during the discharge of the electrochemical battery are proposed.

Key words: electrochemical accumulator, capacity, accumulator discharge, fractal dimension, mathematical model, adequacy, assured power supply system.

Іванова Татьяна Юрьевна – аспірант кафедри двигателів і енергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: tane4ka.ivanova@gmail.com.

Губин Сергей Викторович – канд. техн. наук, доцент, заведующий кафедрой двигателів і енергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: gubinsv@d4.khai.edu.

УДК 537.1; 621.311

Т.А. ПАРХОМЕНКО

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

ПРИМЕНЕНИЕ МАГНИТНОЙ ЛЕВИТАЦИИ ДЛЯ РАЗГРУЗКИ ОПОРНЫХ ПОДШИПНИКОВ ВЕРТИКАЛЬНО ОСЕВЫХ ВЕТРОУСТАНОВОК

Задачей данного научного исследования является изучение вариаций магнитных подвесов, получивших широкое применение за последние несколько десятилетий. Их применение в технике позволило значительно уменьшить силы трения в соприкасающихся вращающихся деталях (маховиках, головках турбин, пропеллерах), разгрузить опорные подшипники, тем самым, повысив КПД. Изучено математическое выражение энергии магнитного поля и его возможное применение в современных ветрогенераторах с вертикальной осью вращения на основе постоянных магнитов из сплава неодима, железа и бора (NdFeB).

Ключевые слова: вертикально осевой ветрогенератор, левитация, постоянные магниты, электромагнит, магнитная индукция.

Постановка проблемы

Условием существования ракетно-космического комплекса (РКК) является открытая местность, отсутствие каких-либо воздушных преград, а, следовательно, имеем полноценную базу для установки ветроэнергетической установки (ВЭУ), которая бы получала прямые, ничем не затененные воздушные потоки. Поставляемая мощность данной ВЭУ может использоваться на собственные нужды РКК: освещение технических зданий, хранения ракет-носителей и космических аппаратов, других сооружений.

Широкое распространения в наше время получили ВЭУ пропеллерного типа, несмотря на свои недостатки: необходимость ориентации на ветер, сложность при монтаже и техобслуживании, потребность в больших площадях с учетом радиуса ометаемой поверхности и т.д. Значительно проще конструкцию имеют ВЭУ с вертикальной осью вращения, во многом превосходящие своих горизонтальных сородичей. Во-первых, полностью независимы от направления ветра, а, следовательно, не требуют установки механизмов и систем установки на ветер. Во-вторых, более монтажепригодные, так как генератор и трансмиссия размещены на одном валу и нет необходимости в угловой передаче крутящего момента. В-третьих, несмотря на возможность увеличения материалоемкости вертикально-осевой установки, простота ее конструкции все же существенно сказывается на стоимости.

Однако одним из недостатков вертикально-осевых ВЭУ можно считать увеличение нагрузки на опорные подшипники с ростом габаритных и массовых размеров, что неизбежно ведет к росту трения и «растрате» ветровой энергии, а не редко и к выходу

оборудования из строя. Кроме того, данные установки имеют лопасти, профиль которых схож с крылом самолета, которому, чтобы «опереться» на подъемную силу крыла необходимо сначала разбежаться. Достаточно большой момент инерции вертикально осевых ВЭУ часто ведет к принудительному запуску, что также является большим недостатком.

Решение проблемы

Решением данных проблем может быть применение явления магнитной левитации. Использование так называемой магнитной подушки или магнитного подвеса может исключить применение опорных подшипников. Магнитные подвесы известны достаточно давно и предназначены для разгрузки фиксирующих опорных подшипников и опор при подвесе тяжелых, а иногда и быстро вращающихся деталей – маховиков, роторов, турбин.

В зависимости от сферы использования и внешних факторов, чаще всего используются следующие типы подвесов: электромагнитный подвес (ЭМП), электродвижущий подвес (ЭДП), магнитный подвес на постоянных магнитах, комбинированная схема. Общим для функционирования всех систем магнитных подвесов является использование пондеромоторных (электромагнитных) сил взаимодействия магнитных полей. Например, в системах с ЭМП (рис. 1) использованы электромагниты 1 (ЭМ) с регулируемой магнитодвижущей силой взаимодействуют с непрерывным феррорельсом 2 таким образом, что ЭМ все время притягивается к феррорельсу силой $F_{пр}$, называемой подъемной, обратно пропорциональной квадрату воздушного зазора δ между ними [1]. При вращении некоторого подвеса также становится заметной сила отталкивания $F_{от}$ ЭМ от

феррорельса, которая возникает за счет вихревых токов. Совместное действие этих сил обуславливает результирующую силу F_p , которая проявляется как

подъемная F_n и тормозная F_t силы так, что с ростом скорости вращения ω сила F_t увеличивается, а сила F_n уменьшается до критического уровня.

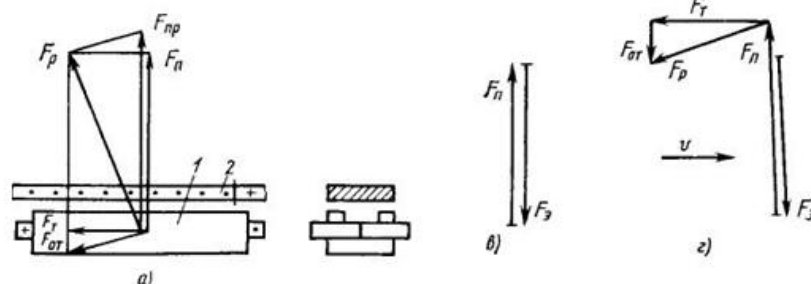


Рис. 1. Векторные диаграммы взаимодействия сил ЕМП

Рассматривая же систему с ЭДП необходимо отметить, что эти системы разделяются на подсистемы с дискретной и непрерывной структурой пути и подсистемы с нормальным и нулевым магнитным потоком. Принцип действия этих систем основывается на возникновении силы отталкивания между источником магнитного поля 1 и проводником 2 при взаимном перемещении (рис. 2). ЭМ 1, что имеет высокую проводимость, устанавливается и переме-

щается над реактивной шиной 2 с высотой левитации до 25 мм. В результате взаимодействия индуцируются вихревые токи на поверхности шины, под действием которых возникает сила отталкивания $F_{от}$ ЭМ от одноименного полюса шины и сила его притяжения $F_{пр}$ к соответствующему разноименному полюсу [1]. Как видим с рисунка, геометрическая сумма этих сил дает результирующую силу F_p , а их разность – подъемную F_n и тормозную F_t .

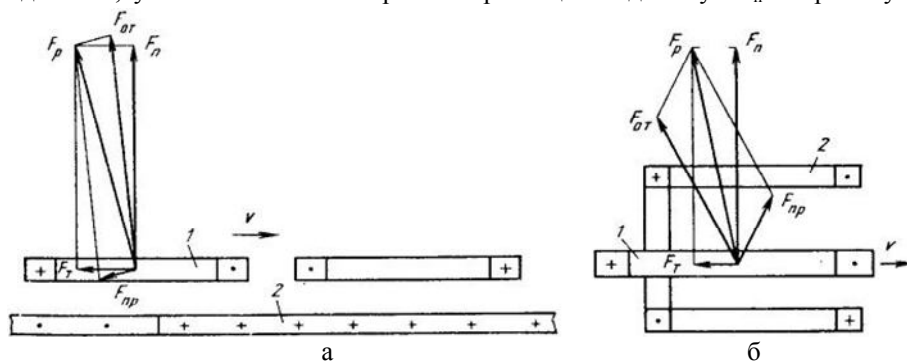


Рис. 2. Векторные диаграммы взаимодействия сил ЭДП: а – с нормальным и б – с нулевым потоком

В общем, качественное сравнение любого из вариантов магнитного подвеса оценивается в первую очередь по их левитационному качеству

$$\eta_L = F_n(v)/F_t(v). \quad (1)$$

В общем случае, электромагнитная сила зависит от геометрии сердечника ЭМ и величины магнитной индукции в зазоре, значение которой ограничивается насыщением ферромагнитного материала сердечника. Силу можем определить

$$F_n = B_\delta^2 \cdot S / (2 \cdot \mu_0), \quad (2)$$

где B_δ – магнитная индукция в рабочем зазоре; S – площадь полюсов; μ_0 – магнитная постоянная.

Выражения для более точного определения величины энергии магнитного поля F в зависимости от геометрической формы магнитного тела подробно рассмотрены в работе [2]. Вся сложность в выполнении магнитного подвеса одноосных магнитно

отталкивающихся элементов заключается в боковой неустойчивости [3]. Таким образом, при наличии силы тяжести в магнитной системе достигнуть устойчивого равновесия возможно при помощи явления магнитной потенциальной ямы. Рассмотрим задачу об устойчивости равновесия свободного токового кольца, нагруженного силой тяжести G , в магнитном поле неподвижного токового кольца.

Тогда, согласно [1], исходя из уравнений движения свободного тела, описываемого цилиндрическими координатами центра масс и углами Эйлера, определяющими его угловую ориентацию, имеем: если

$$\frac{\partial U}{\partial \zeta} \pm G = 0 \quad (3)$$

в некоторой точке $q=q_0$:

$$\rho = 0, \zeta = \zeta_0 = \text{const}, \alpha - \psi = \frac{\pi}{2}; \quad (4)$$

$$\vartheta = 0, \varphi = \varphi_0 = \text{const}, \rho = \zeta = 0, \alpha = \psi = \vartheta = \varphi = 0,$$

т.е. когда кольца соосны, а их плоскости удалены на расстояние $\zeta_0 = h$, то выполняются необходимые и достаточные условия существования равновесия (равенство сил и моментов, действующих на свободное тело). В выражениях (3) и (4): U – потенциальная энергия магнитного взаимодействия; ρ, α, ζ – цилиндрические координаты центра масс; ϑ, ψ, φ – углы Эйлера.

Физически, данные условия означают, что сила тяжести свободного кольца уравновешивается магнитным взаимодействием кольцевых токов. В одном случае, мы имеем магнитную подушку (свободное кольцо находится над неподвижным), в другом – подвес (свободное кольцо находится под неподвижным). В настоящее время явление магнитного подвеса при помощи левитации используется многими компаниями при изготовлении вертикально осевых ВЭУ. Например, ООО «Энергомир», Санкт-Петербург изготавливают 2 и 5 кВт агрегаты. Ветрогенератор собирается с использованием редкоземельных неодимовых магнитов (NdFeB) и благодаря его многополюсности возможно получать номинальное напряжение на малых оборотах без использования мультипликатора.

Кроме того, подобная конструкция предложена компанией Maglev Wind Turbine Technologies (MWTT) [4].

Вывод

Таким образом, использование магнитной левитации в функционировании вертикально осевых ВЭУ позволяет:

- исключить трение в опорных подшипниках и повысить КПД ВЭУ;
- снизить момент инерции вертикально осевых установок и сделать их самозапускаемыми уже при скоростях ветра 1,5 – 2 м/с;
- продлить срок службы генератора;
- повысить бесшумность работы генератора;
- снизить стоимость потребляемой РКК электроэнергии.

Литература

1. Бочаров В.И. Транспорт с магнитным подвесом / В.И. Бочаров, В.Д. Нагорский. – М. Машиностроение, 1991. – 314 с.
2. Козорез В.В. Динамические системы магнитно-взаимодействующих свободных тел / В.В. Козорез. – К.: Наук. думка, 1981. – 140 с.
3. Иваса И. Высокоскоростной общественный наземный транспорт на магнитной подушке / И. Иваса; под ред. С. Фонера, Б. Шварца. – М.: Мир, 1977. – С. 370 – 421
4. Раздин Е.В. Ветрогенераторы нового поколения / Е.В. Раздин // Гидроэнергетика Украины. – 2008. – № 1. – С. 58-60.

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., проф. кафедры А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВИКОРИСТАННЯ МАГНІТНОЇ ЛЕВІТАЦІЇ ДЛЯ РОЗВАНТАЖЕННЯ ОПОРНИХ ПІДШИПНИКІВ ВЕРТИКАЛЬНО ОСЕВИХ ВІТРОАГРЕГАТІВ

Т.О. Пархоменко

Завданням даного наукового дослідження є вивчення різноманітності магнітних підвішувань, котрі отримали широкого розповсюдження за останні кілька десятиліть. Їх використання в техніці дозволило значно зменшити сили тертя в стичних оберткових деталях (маховиках, голівках турбін, пропелерах), розвантажити опорні підшипники. Вивчений математичний вираз енергії магнітного поля та його використання в сучасних вітрогенераторах на базі постійних магнітів зі сплаву неодиму, заліза та бору (NdFeB).

Ключові слова: вертикально осевий вітрогенератор, левітація, постійні магніти, електромагніт, магнітна індукція.

APPLICATION OF MAGNETIC LEVITATION FOR UNLOADING VERTICAL AXIS WIND TURBINE SUPPORT BEARINGS

T.A. Parkhomenko

This scientific research assigns for the studying of magnetic suspension variations, which are widely-used during recent decades. Its application in engineering allowed to reduce friction forces significantly in contacting revolving parts (flywheels, turbine tops, propellers), to unload support bearings. The mathematical expression for magnetic field energy and its using in modern wind generators was examined. Such wind generators are based on permanent magnets from composition of neodymium, iron and boron (NdFeB).

Key words: vertical axis wind turbine, levitation, permanent magnets, electromagnets, magnetic induction.

Пархоменко Тарас Александрович – аспирант каф. нетрадиционных источников энергии Национального аэрокосмического университета «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: tarasparkhomenko@gmail.com.

УДК 621.822.5

В.И. НАЗИН

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

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАЗМЕРОВ ВЕРТОЛЕТНЫХ РЕДУКТОРОВ С РАЗЛИЧНЫМИ ТИПАМИ ЗАЦЕПЛЕНИЯ

Приведен анализ различных способов, используемых при проектировании главных редукторов вертолетов и позволяющих уменьшить габариты и вес трансмиссии вертолета. Рассматривались различные материалы, используемые при изготовлении редукторов и различные типы зацеплений зубчатых колес. Отмечено, что применение композиционных материалов в вертолетостроении позволяет уменьшить массу вертолета и стоимость, а также улучшить летные характеристики. Показано, что на размеры и габариты редукторов вертолетов оказывает существенное влияние применение различных типов зацеплений в зубчатых передачах. Отмечено, что применение зацепления Новикова в зубчатом редукторе вместо эвольвентного позволяет уменьшить межосевые расстояния в зубчатых цилиндрических передачах. Существенное влияние на размеры редуктора оказывают применяемые материалы и их термообработка. Результаты расчета показали также, что выигрыш в габаритах и массе вертолетного редуктора получается больше при меньших передаваемых мощностях.

Ключевые слова: прочность, работоспособность, габариты и вес, эвольвентное зацепление, зацепление Новикова, редуктор, композиционные материалы.

Введение

За последние годы вертолетостроение стало бурно развиваться в силу ряда причин. При проектировании вертолетов, как и других летающих объектов, уделяется большое внимание уменьшению габаритов и веса конструкции. Масса трансмиссии составляет в среднем 10% массы вертолета, масса главного редуктора вертолета – около 75% массы всей трансмиссии вертолета.

Детали передач вертолетов работают в сложных условиях эксплуатации. Поэтому к ним предъявляются жесткие требования по работоспособности. Работоспособность заключается в способности детали выполнять заданные функции в пределах технических требований. Работоспособность является первым условием обеспечивающим надежность деталей и оценивается по критериям прочности, жесткости, износостойкости, вибростойкости, теплостойкости и др. Для каждой детали определен критерий является основным.

Прочность – главный критерий оценки работоспособности. Она определяет способность деталей выдерживать нагрузки без разрушений. Стремление к минимальным габаритным размерам и массе трансмиссии приводит к работе деталей при высоких напряжениях. Практика показывает, что в этих условиях возможны различные виды разрушения деталей. Наиболее частыми являются усталостные разрушения, происходящие при переменных нагрузках в глубине или на поверхности детали.

С увеличением скоростей современных машин становится все более важным при проектировании инженерных конструкций проводить исследования колебаний возникающих в них. Поэтому критерий виброустойчивости приобретает все большее значение. Вибрации приводят к повышенному изнашиванию, разрушению в особенности при резонансе. Для повышения виброустойчивости изменяют динамику системы, повышают жесткость отдельных деталей, уравнивают детали или вводят демпферы и т.п. только используя теорию колебаний можно определить наиболее благоприятные размеры конструкции, когда рабочие режимы машины отдалены на сколько это возможно, от критических режимов, при которых могут возникнуть опасные колебания.

Одним из способов улучшения весовых характеристик вертолетов является применение специальных материалов. Создание вертолетов на качественно новом уровне требует применения новых материалов с более высокими абсолютными и относительными показателями. Применение композиционных материалов (КМ) на основе стеклянных, углеродных, борных и органических волокон позволяет улучшить летно-технические характеристики вертолетов. Изготовление различных агрегатов из композиционных материалов значительно снижает количество крепежных деталей.

В настоящее время рядом зарубежных фирм предпринимаются попытки изготовить вертолеты полностью из КМ. В США разрабатывается демонстрационный вертолет ASTD со взлетной массой

3600...4500 кг, выполненный полностью из КМ [1]. Вертолет ASTD будет иметь следующие преимущества по сравнению с вертолетом из металла: уменьшение количества деталей крепежа с 25 до 6 тыс., прочих деталей с 1500 до 400, уменьшение массы на 18%, уменьшение стоимости на 10%, снижение эксплуатационных расходов на 10%, улучшение летных характеристик. Однако композиционные материалы имеют один из существенных недостатков – «старение», т.е. изменение механических свойств с течением времени.

Снижения габаритов и веса трансмиссии вертолета можно достигать также применением различных типов зацеплений в механических передачах редукторов вертолетов. В настоящее время широкое распространение в механических передачах получила эвольвентная система зацепления. Однако она имеет некоторые недостатки:

- а) малые приведенные радиусы кривизны рабочих поверхностей;
- б) повышенную в связи с линейным контактом чувствительность к перекосам;
- в) существенные потери на трение в зацеплении в связи со значительным скольжением.

Эти недостатки уменьшены в зацеплении Новикова. Передачи Новикова обладают повышенной контактной несущей способностью по сравнению с эвольвентными в 1,5...2 раза.

Это вызвано большой площадкой контакта и повышенной удельной несущей способностью масляного клина между зубьями.

Последнее связано с тем, что скорость качения направлена перпендикулярно к линии контакта и в несколько раз превышает таковую в эвольвентном профиле.

Передачи Новикова получили распространение в редукторах общего назначения, в судостроении и в ряде других отраслей машиностроения.

В связи с циклическим изменением опорных реакций в обычных косозубых передачах Новикова следует считать перспективным для быстроходных мощных машин шевронные передачи Новикова или передачи Новикова с арочным зубом, обеспечивающие постоянство реакций.

Применение передач Новикова начались с передач с одной линией зацепления (ОЛЗ), а в настоящее время в основном применяют передачи с двумя линиями зацепления (ДЛЗ). В передачах с одной линией зацепления профиль зуба одного колеса (как правило, шестерни) делается выпуклым, а другого – вогнутым. Если ведущим является зубчатое колесо с выпуклым профилем, то точка контакта расположена за полюсом и передачу называют заплоской. Если ведет колесо с вогнутым профилем, то передача становится заплоской.

Выпуклый профиль располагается вне начальной окружности, что позволяет делать шестерню без врезания в вал при значительно меньшем числе зубьев, чем при эвольвентном профиле. Радиусы кривизны профилей выбирают весьма близкими по абсолютной величине. В результате приработки обеспечивается касание по высоте зубьев, близкое к линейчатому.

Передачу с двумя линиями зацепления можно представить как сочетание заплоской и заплоской передачи.

Головки зубьев шестерни и колеса имеют выпуклый профиль, а ножки – вогнутый. Для нарезания выпуклых и вогнутых зубьев требуются разные инструменты. Зубья передач с двумя линиями зацепления нарезают одним инструментом. Эти передачи обладают большой контактной и изгибной прочностью.

Основное применение в настоящее время получили передачи Новикова с двумя линиями зацепления с исходным контуром по ГОСТ 1503-76 и перспективными контурами ДЛЗ 1,0 – 0,15 и ДЛЗ 0,7 – 0,15.

Контур по ГОСТ 1503-76 распространяется на передачи твердостью не больше 320 НВ с модулем $m \leq 16$ мм и окружной скоростью $V \leq 20$ м/с.

Более высокие показатели обеспечивают контуры ДЛЗ 1,0 – 0,15 и ДЛЗ 0,7 – 0,15.

Контур ДЛЗ 1,0 – 0,15 с радиусами профилей в долях от нормального модуля 1,0 и 1,15 применяют при твердости зубьев не больше 40 HRC.

Контур ДЛЗ 0,7 – 0,15 с радиусами профилей 0,7 и 0,85 применяют при твердости не меньше 45 HRC.

Передачи с контуром ДЛЗ 1,0 – 0,15 проверены в эксплуатации при окружных скоростях до 98 м/с.

В настоящее время исследуются передачи Новикова с высокой твердостью активных поверхностей. Разработан и утвержден ОСТ на исходный контур твердых поверхностей Новикова.

Результаты исследований

В данной работе был приведен сравнительный анализ габаритных размеров главного редуктора вертолета кинематической схемы МИ-1 [2], приведенной на рис. 1.

В рассматриваемом редукторе частота вращения входного вала, приводимого в движение двигателем, обозначена $n_{дв}$. Подводимая к редуктору мощность разделяется на два потока. Небольшая мощность (примерно 10...20%) передается на хвостовой винт, обороты которого обозначены $n_{хв}$. Остальная мощность передается на главный винт, обороты которого обозначены $n_{в}$.

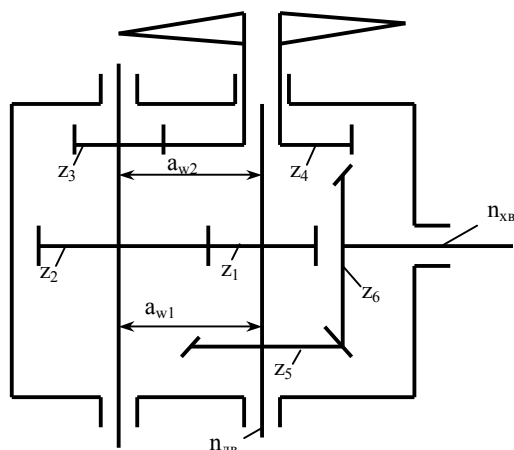


Рис. 1. Кинематическая схема исследуемого главного редуктора вертолета

Для передачи движения на хвостовой винт используется коническая ортогональная передачи, а на главный винт – двухступенчатый цилиндрический соосный редуктор. Рассматривались два случая: двухступенчатый соосный цилиндрический редуктор с эвольвентными зубчатыми колесами и аналогичный редуктор с зацеплением Новикова.

Исследования вертолетного редуктора проводились для различных значений передаваемых мощностей (от 200 до 1000 кВт) и различных материалах зубчатых колес (для сталей 40Х и 20Х2Н4А). Частота вращения вала двигателя принималась $n_{дв} = 4000 \text{ мин}^{-1}$, а вала винта – $n_{в} = 300 \text{ мин}^{-1}$. Для каждой мощности передаточное отношение распределялось между цилиндрическими ступенями таким образом, чтобы были одинаковые межосевые расстояния $a_{w1} = a_{w2}$ (рис. 1). При определении межосевых расстояний использовались формулы для определения диаметров зубчатых колес из условия контактной прочности, приведенные в учебном материале [3].

Результаты расчетов приведены на рис. 2 и 3.

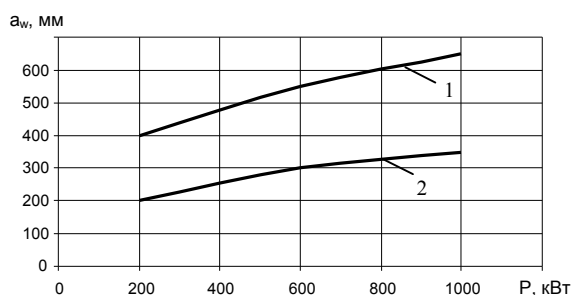


Рис. 2. Зависимость межосевого расстояния a_w от мощности P для стали 40Х (улучшенной):
1 – для зубчатых колес с эвольвентным зацеплением;
2 – для зацепления Новикова

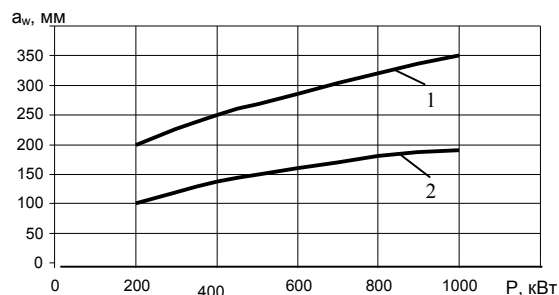


Рис. 3. Зависимость межосевого расстояния a_w от мощности P для стали 20Х2Н4А (цементуемой):

1 – для зубчатых колес с эвольвентным зацеплением;
2 – для зацепления Новикова.

Выводы

Анализ полученных результатов показывает, что в рассмотренном диапазоне мощностей при различных материалах зубчатых колес межосевое расстояние a_w для зацепления Новикова меньше, чем для зубчатых колес с эвольвентным зацеплением в 1,75...2 раза. Причем больший выигрыш в габаритах получается при меньших мощностях (в данном случае $P = 200 \text{ кВт}$).

Сравнивая межосевые расстояния при различных материалах следует отметить, что межосевое расстояние для цементуемой стали 20Х2Н4А меньше, чем для улучшенной стали 40Х для зубчатых колес с эвольвентным зацеплением в 1,8...2 раза, а для зацепления Новикова в 2 раза. Причем больший выигрыш в габаритах получается для двух рассмотренных материалов при меньших мощностях (в данном случае при $P = 200 \text{ кВт}$).

Приведенный анализ показывает необходимость применения зацепления Новикова для вертолетных редукторов, так как оно существенно влияет на габариты и вес редуктора.

Литература

1. Бушмарин Л.Б. *Механические передачи вертолетов: (монография)* / Л.Б. Бушмарин и др.; под ред. В.Н. Кестельмана. – М.: Машиностроение, 1983. – 120 с.
2. Вулгаков Э.Б. *Авиационные передачи и редукторы: справочник* / Э.Б. Вулгаков. – М.: Машиностроение, 1981. – 374 с.
3. Решетов Д.Н. *Детали машин: учебник* / Д.Н. Решетов. – М.: Машиностроение, 1987. – 496 с.

Поступила в редакцию 19.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Л.Г. Бойко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ РОЗМІРІВ ВЕРТОЛІТНИХ РЕДУКТОРІВ З РІЗНИМИ ТИПАМИ ЗАЧЕПЛЕННЯ

V.I. Nazin

Приведений аналіз різних способів, використовуваних при проектуванні головних редукторів вертольотів і дозволяючих зменшити габарити і вагу трансмісії вертольота. Розглядалися різні матеріали, використовувані при виготовленні редукторів і різні типи зачеплень зубчастих коліс. Відмічено що застосування композиційних матеріалів у вертолетобудуванні дозволяє зменшити масу вертольота і вартість, а також поліпшити льотні характеристики. Показано, що на розміри і габарити редукторів вертольотів чинить істотний вплив застосування різних типів зачеплень в зубчастих передачах. Відмічено, що застосування зачеплення Новикова в зубчастому редукторі замість евольвентного дозволяє зменшити міжосьові відстані в зубчастих циліндричних передачах. Істотний вплив на розміри редуктора роблять вживані матеріали і їх термообробка. Результати розрахунку показали також, що вигрaш в габаритах і масі вертолітного редуктора виходить більше при менших передаваних потужностях.

Ключові слова: міцність, працездатність, габарити і вага, евольвентне зачеплення, зачеплення Новикова, редуктор, композиційні матеріали.

COMPARATIVE ANALYSIS OF SIZES OF HELICOPTER REDUCING GEARS WITH DIFFERENT TYPES OF HOOKING

V.I. Nazin

An analysis over of different ways, used for planning of main reducing gears of helicopters and allowing to decrease sizes and weight of transmission of helicopter is brought. Different materials, used for making of reducing gears and different types of hooking of gear-wheels, were examined. It is marked that application of composition materials in the helicopter engineering allows to decrease mass of helicopter and cost, and also to improve flying descriptions. It is shown that on sizes and sizes of reducing gears of helicopters application of different types of hooking renders substantial influence in gearings. It is marked that application of hooking of Novikov in a toothed reducing gear instead of evolvent allows to decrease interaxle distances in the cylindrical gearings. Substantial influence on the sizes of reducing gear is rendered by the applied materials and their heat treatment. The results of calculation showed also, that winning in sizes and mass of helicopter reducing gear turns out anymore at less transferrable powers.

Keywords: durability, capacity, sizes and weight, evolvent hooking, hooking of Novikov, reducing gear, composition materials.

Назін Владимир Иосифович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры теоретической механики и машиноведения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: dekanat@d2.khai.edu.

УДК 613.693: 351.814.261.2(045)

О.Г. КУЧЕР, О.С. ЯКУШЕНКО, П.О. ВЛАСЕНКО

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

МЕТОДОЛОГІЯ НАГЛЯДУ І КОНТРОЛЮ ЗА ЛЬОТНОЮ ПРИДАТНІСТЮ ПАРКУ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Розглянута система підтримки льотної придатності повітряних суден в Україні. Проаналізовані основні принципи контролю надійності. Розглянуті положення Програми надійності. Проаналізовані системи збору даних, аналізу даних, стандартних робочих характеристик, звітності і відображення даних, введення поправок та регулювання інтервалів між циклами технічного обслуговування. Розглянуті особливості всіх етапів контролю надійності. Запропонована автоматизована система контролю надійності авіаційної техніки, як засіб для нагляду і контролю за льотною придатністю парку повітряних суден України.

Ключові слова: льотна придатність, надійність, контроль, моніторинг, показники надійності.

Вступ

Останнім часом питанням льотної придатності та безпеки польотів приділяється все більше і більше уваги. Це пов'язано із посиленням вимог ІКАО та МАК по проведенню міжнародних авіаперевезень та організації безпечного єдиного авіаційного простору. Обов'язковою вимогою є дотримання встановлених міжнародних вимог всіма країнами, членами ІКАО [2].

Постановка проблеми. В наш час основними цілями державної системи підтримання льотної придатності є:

- забезпечення безпеки польотів не нижче досягнутого світового рівня;
- зниження витрат на експлуатацію повітряних суден;
- забезпечення рівноправної участі авіапідприємств в комерційній діяльності в області авіації на світових ринках авіаційних послуг.

1. Система підтримки льотної придатності повітряних суден в Україні та вимоги до інформаційно-керуючих систем

Сертифікація льотної придатності (ЛП) експлуатаційного парку повітряних суден є обов'язковою складовою частиною системи державного регулювання підтримки льотної придатності. Повітряний кодекс України передбачає державний контроль діяльності в галузі цивільної авіації (ЦА) та державний контроль льотної придатності.

Крім цього, в рамках обов'язкової сертифікації передбачається інспекційний контроль за сертифікаційними об'єктами.

Державний контроль діяльності в галузі ЦА здійснюють інспекторські служби Державіаадміністрації України, а державний контроль за льотною придатністю здійснюють Державіаадміністрація України і Міжнародний авіаційний комітет (МАК). Інспекційний контроль за сертифікаційними об'єктами проводять органи по сертифікації. Всі види контролю пов'язані з забезпеченням підтримки льотної придатності ПС.

Авіаційними правилами встановлені вимоги до проведення обов'язкової сертифікації типової конструкції повітряних суден, авіаційних двигунів, повітряних гвинтів і порядок її проведення.

Безпосередній державний контроль за льотною придатністю цивільних суден здійснюється при обов'язковій сертифікації типової конструкції і кожного екземпляру повітряного судна.

При сертифікації екземпляру ПС держава безпосередньо здійснює контроль за льотною придатністю, який передбачений Повітряним кодексом України.

У теперішній час, відповідно до положення про порядок видачі і продовження терміна дії сертифіката льотної придатності екземпляра повітряного судна цивільної авіації передбачається фактичне виконання державою в особі Органа по сертифікації контроль за підтримкою льотної придатності. З цією метою передбачено:

- підвищення відповідальності експлуатанта при декларуванні їм льотної придатності екземпляра ПС, коли він подає доказову документацію;
- обов'язковий контрольний огляд екземпляра повітряного судна експертами Органа по сертифікації;
- регулярне проведення контрольних обльотів.

Запропоновані процедури сертифікації екземпляра ПС по своїй суті відповідають Повітряному кодексу України і рекомендаціям ІКАО, що викладені в «Керівництві з організації робіт в області льотної придатності. Doc 9389-АТ/919 1983 р.» та «регламенту комісії (ЕС) No 2042/2003 від 20 листопада 2003 року про підтримку льотної придатності повітряних суден та авіаційних продуктів, частин і пристроїв та про затвердження організацій і персоналу, що беруть участь у виконанні цих завдань».

Ціллю інформаційного забезпечення є допомога у формуванні і виробленні керуючих впливів по призначенню і виконанню робіт для підтримки льотної придатності ПС.

З урахуванням сформованого рівня оснащення підприємств цивільної авіації інформаційне забезпечення підтримки льотної придатності доцільно реалізовувати на трьох горизонтальних рівнях: локальному, галузевому і міжгалузевому.

Збір інформації на локальному рівні – це накопичення в нижчих виробничих ланках інформації про ПС, що знаходяться в експлуатації, проходять ТО або ремонт.

Галузеві інформаційні системи об'єднують локальні системи і забезпечують інформаційні потоки по типам ПС.

Міжгалузеві інформаційні системи дозволяють формувати масштабні задачі керування льотною придатністю на етапах розробки, виробництва й експлуатації використовуваних і перспективних ПС.

Ефективне інформаційне забезпечення підтримки льотної придатності ПС може здійснюватися при центрах технічного обслуговування і ремонту ЦА шляхом створення на їхній базі оперативних інформаційно-керуючих систем (ІКС) по типам ПС.

Основними принципами створення інформаційно-керуючих систем повинні бути:

- інтегрування вихідної інформації;
- створення міжгалузевої системи кодування подій і явищ;
- створення єдиної системи довідково-інформаційної бази;
- створення єдиної системи об'єктивного документованого забезпечення оцінки технічного стану повітряних суден і авіадвигунів.

2. Основні принципи системи підтримки льотної придатності ПС

Основні принципи підтримки льотної придатності повністю відповідають міжнародним принципам ІКАО і стисло полягають у наступному [3 – 5].

Льотна придатність повітряних суден закладається при проектуванні з урахуванням попереднього досвіду експлуатації, вимог авіакомпаній, держав-

них вимог з безпеки польотів. Кожен тип авіатехніки (повітряне судно, авіадвигун і повітряний гвинт) з блоком експлуатаційної документації проходить сертифікацію і одержує Сертифікат типу.

Розробка і серійне виробництво авіатехніки здійснюється сертифікованими підприємствами.

Державний контроль за льотною придатністю повітряних суден на етапах їх розробки і виробництва здійснює Міждержавний авіаційний комітет в рамках діючих федеральних авіаційних правил.

Кожен екземпляр повітряного судна в установленому порядку реєструється в Державному реєстрі і допускається до експлуатації за наявності Сертифікату льотної придатності, підтверджуючого відповідність цього екземпляра ПС вимогам до льотної придатності.

Підтримка льотної придатності кожного екземпляра ПС при експлуатації забезпечується тим, що експлуатант зобов'язаний дотримувати встановлені правила льотної експлуатації, технічного обслуговування і ремонту ПС. При порушенні експлуатантом вимог до підтримки льотної придатності повітряних судів, а також виявленні їх небезпечного стану вводяться обмеження на їх експлуатацію або експлуатація повітряних суден припиняється.

Технічне обслуговування і ремонт здійснюють сертифіковані Організації з техобслуговування і ремонту. Запасні частини поступають від сертифікованих організацій.

Всі види робіт з підтримки льотної придатності повітряних суден виконує авіаційний персонал, що пройшов атестацію. Підготовку і підвищення кваліфікації авіаційного персоналу здійснюють сертифіковані освітні установи.

Основною складовою методології нагляду і контролю за льотною придатністю парку повітряних суден є Програма надійності.

Програма надійності є основною частиною Програми підтримки льотної придатності ПС. Програма надійності дозволяє оцінювати ефективність обслуговування ПС, порівнюючи фактичні дані попереднього періоду експлуатації з поточними даними.

Є чотири загальні категорії експлуатаційної програми підтримки надійності:

- системи / компоненти;
- енергоустановки / компоненти;
- перевірки літальних апаратів/двигунів та їх огляд;
- структурний огляд / ретельне вивчення.

Всі ці чотири категорії можуть контролюватися загальною Програмою контролю надійності, або ж кожна з них може контролюватися індивідуально. Програма може контролювати вибрану групу елементів категорії без впливу на контроль інших еле-

ментів тієї ж категорії. Наприклад, основний двигун може підтримуватися програмою, яка не включає підтримку його допоміжного обладнання. Його підтримка могла б бути в іншій програмі або відбуватися згідно з традиційним контролем технічних умов.

3. Принципи контролю надійності

Типовими системами, що використовуються в контролі надійності, є:

- збір даних;
- аналіз даних;
- коригування;
- експлуатаційний показник;
- відображення даних та звіт;
- коректування інтервалу технічного огляду і зміна процесу;
- перевірка програми надійності.

1. Система збору даних

Ця система повинна включити специфічні інформаційні потоки, достовірні джерела та процедури передачі даних, включаючи використання різних паперових та машинних форм, машинну обробку, і т.і. В експлуатаційній організації повинні бути чітко прописані процедури та кожен крок інформаційної структури по збору і обробці даних. Типові джерела експлуатаційних даних вказано нижче. Проте, це не значить, що всі ці джерела мають бути включені в програму, так само як і не забороняється використання інших джерел інформації, що не входять у цей список:

- звіти пілота;
- технічні дані про двигун, що реєструються в польоті;
- зупинки/затримки з технічних причин;
- відключення двигуна;
- незаплановані заміни ПС;
- відмови, що повторюються;
- результати функціональних перевірок;
- лабораторні перевірки;
- дані про виконання трудомістких форм ТО;
- вибіркового контролю;
- фіксація та записи перевірок;
- звіти про експлуатаційні відмови.

2. Система аналізу даних

Аналіз даних - це процес оцінювання експлуатаційних даних для визначення особливостей, що вказують на потребу корегування програми надійності, перегляду практики технічного огляду, модифікації, і т.і. Початковий крок аналізу - це порівняння отриманих даних зі стандартом. Програма базується на статистичних експлуатаційних показниках надійності які використовуються для аналізу надій-

ності [5], такі, як, наприклад, кількість затримок рейсів з причини відмови компонентів систем літального апарату на 100 польотів. Розраховані показники порівнюються зі стандартними значеннями, які визначають прийнятні експлуатаційні якості. При цьому визначаються тенденції зміни показників і моменти перевищення прийнятного рівня. Експлуатаційні дані системи включають інформацію про підтвердження або непідтвердження відмови/несправності. Програма такого типу може успішно застосовуватися в процесі контролю ТС.

Задачею аналізу даних є

- визнання необхідності коригувальних дій;
- визначення номенклатури необхідних дій;
- визначення ефективності виконання дій.

3. Система коригувальних дій

Список необхідних дій формується у процесі проведення аналізу експлуатаційної інформації. Він повинен бути достатньо точним для ефективного відновлення експлуатаційних якостей до допустимого рівня за невеликий період часу і повинний включати пояснення до частини організації, яка відповідає за виконання цих дій. Система надійності повинна забезпечувати періодичний зворотний зв'язок до того часу, доки експлуатаційні якості не досягли прийнятного рівня. Механізм системи коригувальних дій зазвичай містить у собі методи, які створені для всієї програми технічного огляду. Такими методами є, наприклад, робочі форми, процедури спеціальних перевірок, інженерні інструкції, технічні стандарти, і т.і. Для критичних відмов повинні включатися спеціальні положення. До таких відмов відносяться відмови, при яких спостерігається втрата функцій або ефект повторюваності, що призводить до зниження льотної придатності ПС в цілому.

4. Експлуатаційні показники та статистична система стандартів експлуатаційних якостей

Вимір експлуатаційних характеристик, чисельно виражений в відмовах компонентів та елементів систем ПС, звітах екіпажу, затримках або інших подіях, які служать основою для стандарту. Розробка меж регулювання або аварійних значень зазвичай заснована на загальноприйнятих статистичних методах та критеріях. Такими методами є, наприклад, побудова меж на основі середньоквадратичного відхилення або розподілу Пуассона. Проте, деякі прикладні програми використовують метод середніх величин або базовий лінійний метод. Стандарт повинен регулюватися з врахуванням досвіду експлуатанта і повинен враховувати сезонні і екологічні чинники. Програма повинна включати процедури для періодичного огляду. Вона повинна також включати процедури контролю нового літака протягом періо-

ду накопичення достатнього досвіду експлуатації, необхідного для обчислення стандартів експлуатаційних характеристик.

5. Відображення даних та система звітності

Експлуатанти повинні готувати щомісячні звіти. Звіт повинен охоплювати всі авіаційні системи, контрольовані програмою, щоб дати змогу користувачам звіту, достатньо глибоко оцінити ефективність всієї програми технічного обслуговування. Це надає змогу виявляти системи, які перевищили встановлені норми, та визначити необхідні заходи. В звіті мають міститися пояснення змін в програмі технічного обслуговування літака, які були зроблені, або ще плануються, включаючи пояснення до змін в інтервалах технічного огляду і перевірок, та заміну одного процесу технічного обслуговування на інший. Там має міститися, при необхідності, також аналіз причин продовження перевищення встановлених нормативів для показників, та звіти про виконання та результати коригувальних дій, визначених раніше.

4. Програма надійності експлуатанта

Організаційна структура Програми надійності експлуатанта складається з наступних посадових осіб та підрозділів [9, 10]:

- директор – голова ради директорів компанії;
- заступник директора з ТО;
- заступник директора з проектування (конструювання);
- заступник директора, відповідального за ТС;
- підрозділ з конструкторської (проектної) підтримки;
- підрозділ з ТО;
- підрозділ з підтримки льотної придатності.

Начальники відділів зустрічаються один раз на місяць та у будь-який час, коли директор вважає необхідним терміново розглянути вплив будь-якого виробу на стан льотної придатності, безпеку польоту та економічну ефективність.

Начальник з ТО затверджує всі зміни до Програми надійності; оцінює ефективність Програми ТО; контролює проведення аналізу ситуацій, коли параметрами контролю надійності зафіксоване перевищення допустимої межі; розглядає пропозицію підрозділу з конструкторської (проектної) підтримки щодо внесення змін в Програму ТО та будь-які інші коригувальні дії.

Підрозділ з підтримки льотної придатності несе відповідальність за повсякденне виконання Програми надійності; проводить збір даних, необхідних для складання періодичних звітів; складає звіти зі статистичними даними по надійності; проводить деталізований аналіз статистики згідно Програми надійно-

сті; проводить попередній аналіз того, що необхідно робити для перевірки аварійного стану; забезпечує необхідною статистичною інформацією для зміни значень граничних меж компонентів і проведення ТО; готує і поширює звіти за Програмою надійності; проводить аналіз причин відмов згідно представлених звітів з ремонту; оцінює ефективність проведення коригувальних дій.

Підрозділ з конструкторської (проектної) підтримки проводить дослідження аварійних станів; розробляє пропозиції з ліквідації аварійних станів; розробляє пропозиції зі зміни об'єму, термінів і доробок при проведенні ТО.

Підрозділ з логістики забезпечує звітними даними із необхідних закупівель матеріалів та компонентів ПС.

Виробничий відділ реєструє дані для всіх позапланових замін компонентів, затримок з технічних причин, переривання ТО і виконаних робіт; забезпечує експертизу техніки під час досліджень для корегування часу ТО, планових змін в Програмі ТО або аварійних станів; проводить відповідні термінові заходи для ліквідації небезпечних тенденцій.

Підрозділ з технічного контролю проводить дослідження з питань чи є причиною ремонту професійна підготовка співробітників, процедури ТО або експлуатації, або ж відмова компоненту відбулася в результаті помилок при його розробці або виготовленні.

Програма надійності складається з:

- системи збору даних;
- системи аналізу даних;
- системи стандартних робочих характеристик;
- відображення даних і системи звітності;
- системи введення поправок;
- системи регулювання інтервалів між циклами технічного обслуговування.

Система збору даних базується на інформації, яка береться з журналу обліку польотів/технічного обслуговування літака (дані, зареєстровані в польоті або на землі екіпажем (PIREP), дані зареєстровані на землі при технічному обслуговуванні (MAREP), дані випробування заходу на посадку з малої висоти, польотні дані двигуна, дані про зупинки двигуна у польоті, дані по незапланованим замінам агрегатів, дані експлуатаційної перевірки та інспекції); карти нештатних ситуацій (MAREP, дані по незапланованим замінам агрегатів, дані експлуатаційної перевірки і інспекції); звіт по затримці/відміні польоту (дані по зміні в розкладі технічного обслуговування); звіт одержаних даних з ремонтного цеху (стендове випробування і технічна перевірка в ремонтно-му цеху).

Даними, на основі яких проводиться аналіз стану надійності АТ слугують:

- реєстраційний номер ПС;
- ідентифікаційні дані агрегатів;
- місцезнаходження агрегату відповідно до АТА100 (АТА – Американська асоціація повітряного транспорту);

- дата зняття агрегату;
- точна причина зняття;
- прийняті корегувальні дії;
- причина відмови або несправності;
- напрацювання агрегату в годинах/циклах до ремонту/після ремонту/ після капітального ремонту/ калібрування(регулювання) в годинах, посадках або за календарем (місяцями).

Система аналізу даних дозволяє оцінити технічні характеристики АТ для перегляду технології технічного обслуговування ПС та проведення їх модифікації. В місячних звітах з надійності АТ при досягненні параметром надійності критичної величини – верхньої контрольної межі (ВКМ) або при виявленні тенденції погіршення рівня надійності зазначається:

- "небезпека" ("червоний") – коли середня величина за три місяці перевищує ВКМ;
- "небезпека" ("жовтий") – коли середня величина за два місяці перевищує ВКМ в той час, як середня величина за три місяці нижча ВКМ;
- "залишається в небезпеці" – коли місячна середня величина зменшується в той час, як за квартал залишається вище ВКМ;
- "поліпшення" – коли місячна середня величина поліпшується після вживання корегувальних заходів по відношенню до первинної небезпеки;
- "норма" – робочий стан показує нормальний показник надійності.

У системі стандартних робочих характеристик проводиться вимірювання експлуатаційних характеристик, які виражаються в цифровому вигляді при відмові системи або поломці агрегату, в звітах пілота, затримках рейсів тощо.

Прийняті стандарти для авіакомпанії:

а) верхня контрольна межа (ВКМ) системи/агрегату, яка вимірюється за наступним принципом:

- в період перших 6 місяців експлуатації керівник технічного відділу проводить спостереження за роботою ПС, для того, щоб визначити недоліки, ґрунтуючись на даних схожих моделей або досвіді інших експлуатантів;

- через 6 місяців експлуатації розраховується тимчасова ВКМ для кожного параметру на основі даних за останні 6 місяців; ці дані ВКМ використовуються до того часу, поки не будуть одержані результати за 12 місяців експлуатації;

- після 12 місяців експлуатації розраховується ВКМ на основі даних за попередній рік.

ВКМ для нових агрегатів розраховується таким чином.

На час перших 12 місяців експлуатації нових агрегатів для проведення перевірки їхньої роботи розраховується штучний ВКМ:

$$\text{Штучний ВКМ} = (0,5 \cdot 1000) / (QPA \cdot FH),$$

де QPA – кількість відмов за період;

FH – наробіток парку за період.

Після 12 місяців експлуатації розраховується ВКМ на основі останніх даних.

б) рівень надійності системи заходу на посадку з малої висоти. Для авіакомпанії 85% від загальної кількості проведених випробувальних польотів повинні бути успішними.

в) ВКМ кількості вимикань двигуна у польоті для ETOPS (польоти підвищеної дальності повітряних суден з двома двигунами):

- 0,05/1000 г експлуатації двигуна до 2 годин;

- 0,03/1000 г експлуатації двигуна до 3 годин.

г) ВКМ для висотного запуску ДСУ для ETOPS. Для авіакомпанії 85% від загальної кількості проведених запусків ДСУ повинні бути успішними.

д) критерії надійності

Для систем ПС контролюються:

- кількість відмов, виявлених пілотом за 100 посадок;

- кількість відмов, виявлених при ТО за 100 посадок;

- кількість затримок і відмін рейсів за 100 польотів.

Для агрегатів контролюються:

- кількість випадків зняття агрегатів за 1000 годин;

- середній час роботи між позаплановими ремонтами / середній час роботи між відмовами;

Для двигуна контролюються:

- показник зупинки двигуна у польоті за 1000 годин роботи двигуна (для ETOPS – розраховуються ковзне середнє за 12 місяців);

- показник кількості запланованих та незапланованих випадків зняття двигуна з експлуатації за 1000 годин роботи двигуна.

Відоображення даних і система звітності. Звіти, згідно Програми надійності, готуються за попередній місяць, 6 місяців і рік експлуатації АТ. За допомогою звітів керівництво компанії отримує інформацію про стан надійності парку ПС.

До статистичних даних по парку ПС відносяться список ПС; період експлуатації; загальний наліт (у годинах); коефіцієнт використання; середня тривалість польоту; затримки/відміни рейсу; стан надійності; авіаційні події.

У звіті про затримки та відміни рейсів зазначаються технічні несправності в системі ПС, через які

модифікацію, заводський номер та дату останнього встановлення на ПС. Також в КОН АТ містяться дані про час та трудомісткість пошуку та усунення несправності відповідно в годинах та людиногодинах.

В автоматизованій системі контролю надійності система аналізу даних програми надійності реалізована шляхом формування звітів з оцінки, моніторингу, контролю та аналізу стану надійності агрегатів, систем, видів обладнання повітряних суден та літака в цілому [8]. На рис. 2. наведений графік моніторингу показника надійності K1000 (кількість відмов на 1000 годин напрацювання) за видами обладнання. На основі наведеного графіка відслідковується зміна стану надійності за певний проміжок часу.

Результати моніторингу використовуються для формування доказової інформації на проведення заходів для підвищення стану надійності та льотної придатності ПС та внесення змін до Програми надійності.

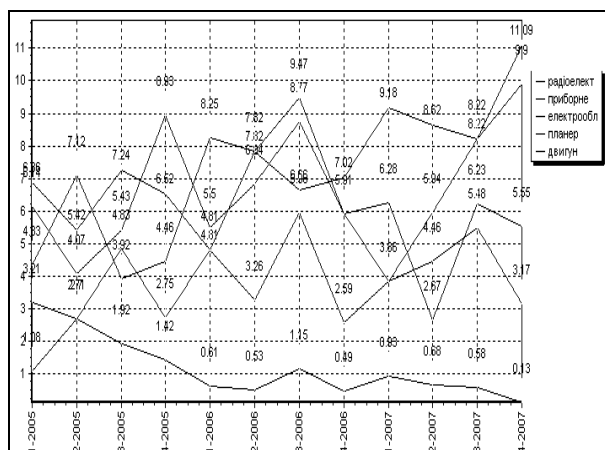


Рис. 2. Моніторинг надійності (K1000) за видами обладнання ПС Як-40 за 2005–2007 роки

На основі даних з надійності проводиться контроль надійності та льотної придатності АТ на локальному, галузевому та міжгалузевому рівнях. На локальному рівні на основі показника надійності K1000 проводиться контроль надійності за системами (рис. 3), видами обладнання (рис. 4) та літаком в цілому. Фактичні значення показника надійності порівнюються зі значенням ВКМ. Якщо фактичне значення показника надійності перевищує значення ВКМ, то проводиться детальний аналіз на виявлення причин зниження стану надійності і льотної придатності ПС та розробляються заходи з їх усунення.

На галузевому рівні контроль надійності направлений на оцінку роботи авіакомпаній з питань експлуатації та проведення робіт з технічного обслуговування. Порівнюється кількість відмов кожної системи ПС, виявлених в польоті з загальною кількістю відмов відповідної системи в експлуатації. Якщо частка відмов в польоті низька, або її динаміка має тенденцію до зменшення, то можна говорити про високу якість проведення робіт з ТО (рис. 5).

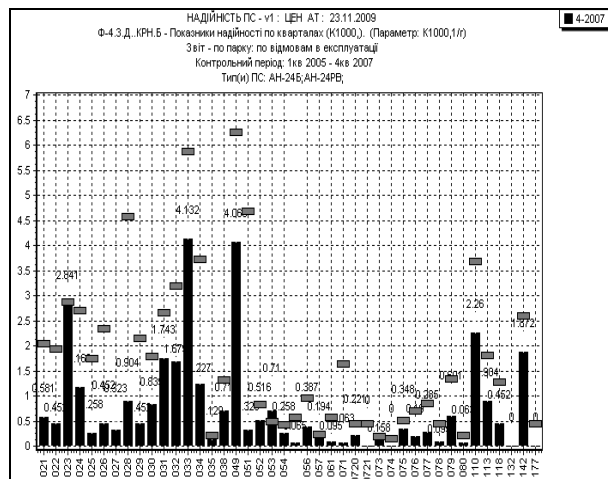


Рис. 3. Контроль надійності систем парку ПС типу Ан – 24 за 4 квартал 2007 року

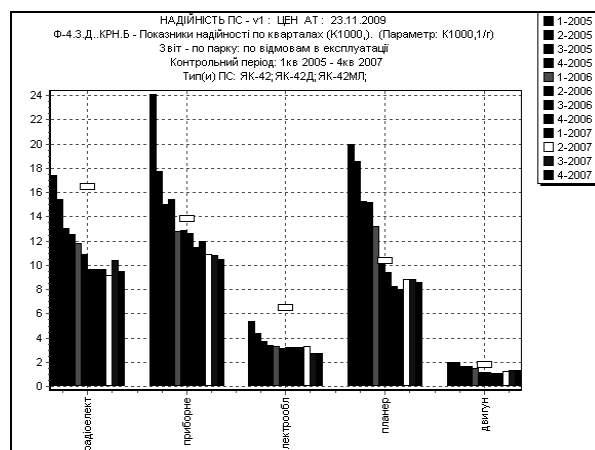


Рис. 4. Контроль динаміки надійності видів обладнання ПС Як-42

Для оцінки роботи експлуатантів проводиться порівняння стану надійності типів ПС між авіакомпаніями (рис. 6).

На міжгалузевому рівні основна увага приділяється контролю надійності всього парку повітряних суден, що експлуатуються в Україні. Проводиться порівняння значення $K1000$ зі значенням ВКМ для відповідного типу ПС (рис 7).

Для аналізу стану надійності та ефективності парку ПС України проводиться порівняння значень середнього числа ПС, що експлуатуються, числа відмов, напрацювання в годинах та польотних циклах, напрацювання на відмову в годинах, $K1000$ в годинах та циклах, добового нальоту на одне ПС, за типами ПС (рис. 8)

Для реалізації системи стандартних робочих характеристик Програми надійності, а саме контролю експлуатаційних характеристик агрегатів відповідно до прийнятих для авіакомпанії стандартів, в автоматизованій системі контролю надійності ПС авіакомпанії передбачене формування спеціальних звітів.

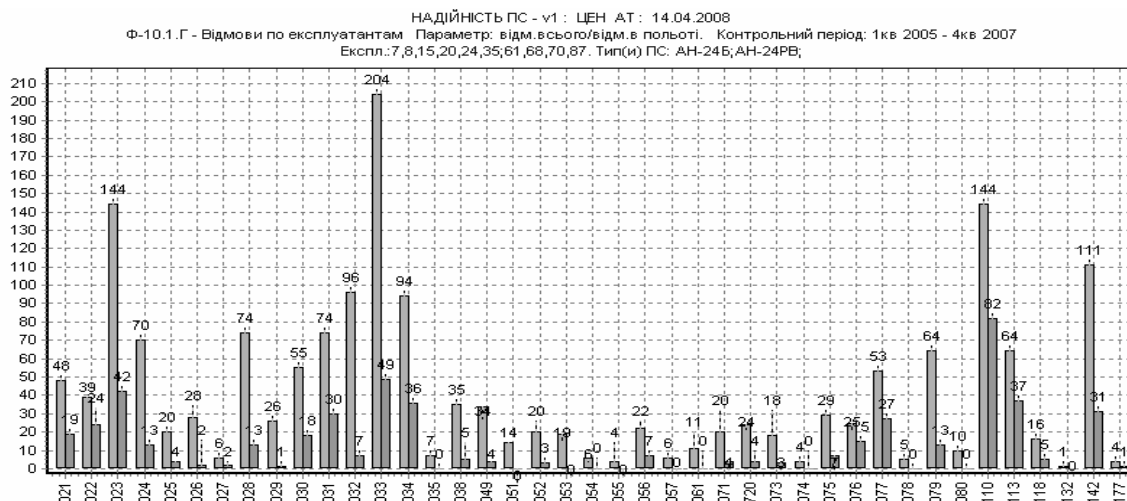


Рис. 5. Порівняльний аналіз числа відмов для систем ПС, що зареєстровані в експлуатації та в польоті для типу ПС Ан-24 за 2005-2007 роки

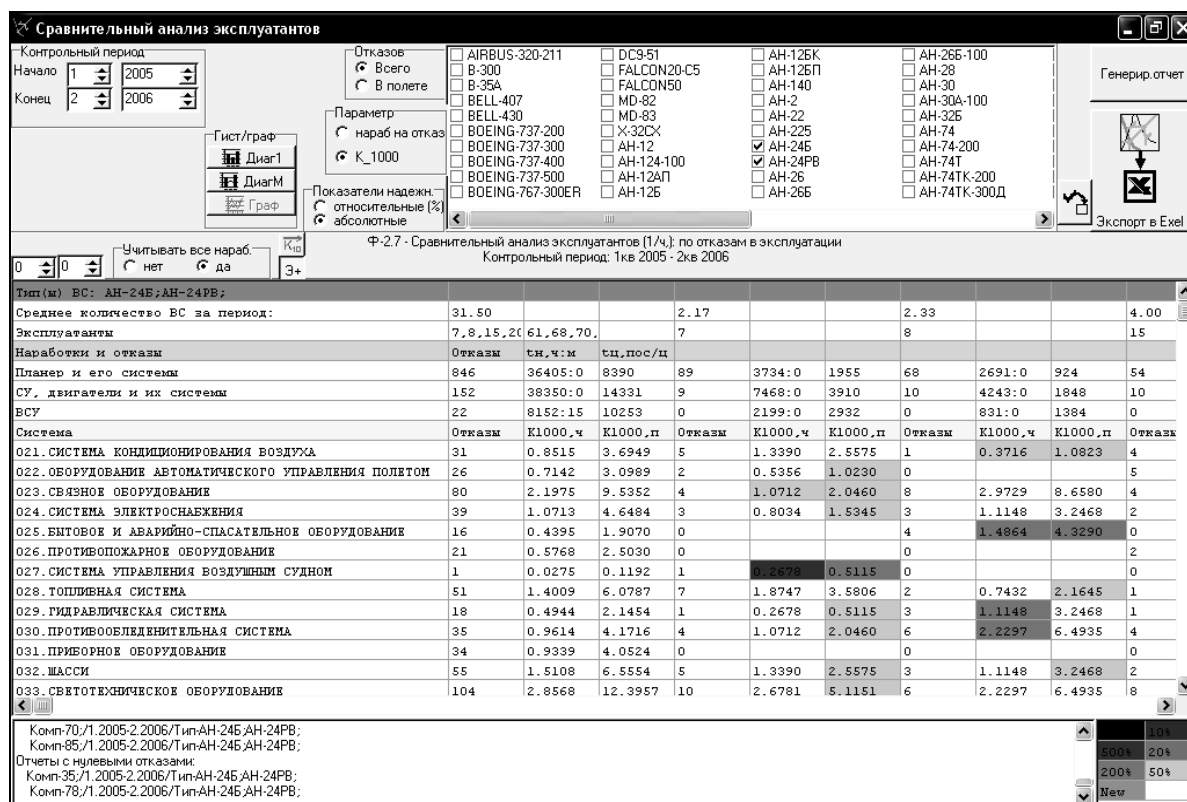


Рис. 6. Фрагмент таблиці для порівняльного аналізу надійності систем ПС Ан-24 для різних експлуатантів за 2005-2006 роки

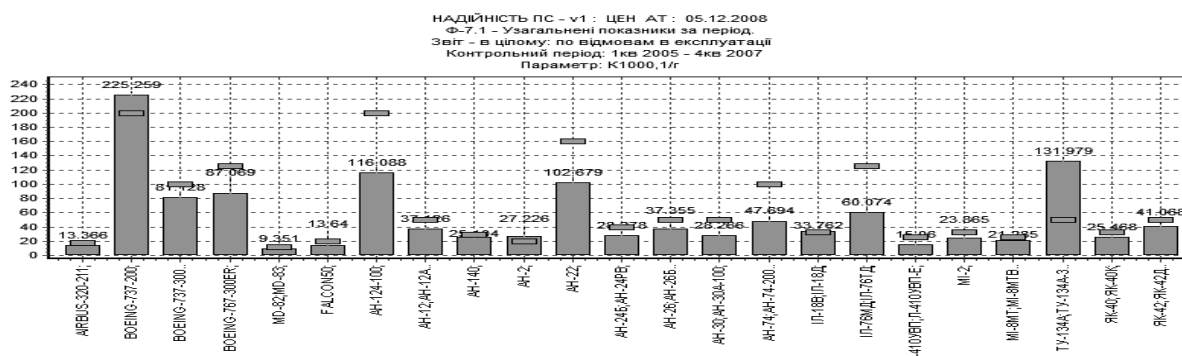


Рис. 7. Контроль надійності за показником K1000, 1/г основної частини парку ПС за 2005–2007 роки

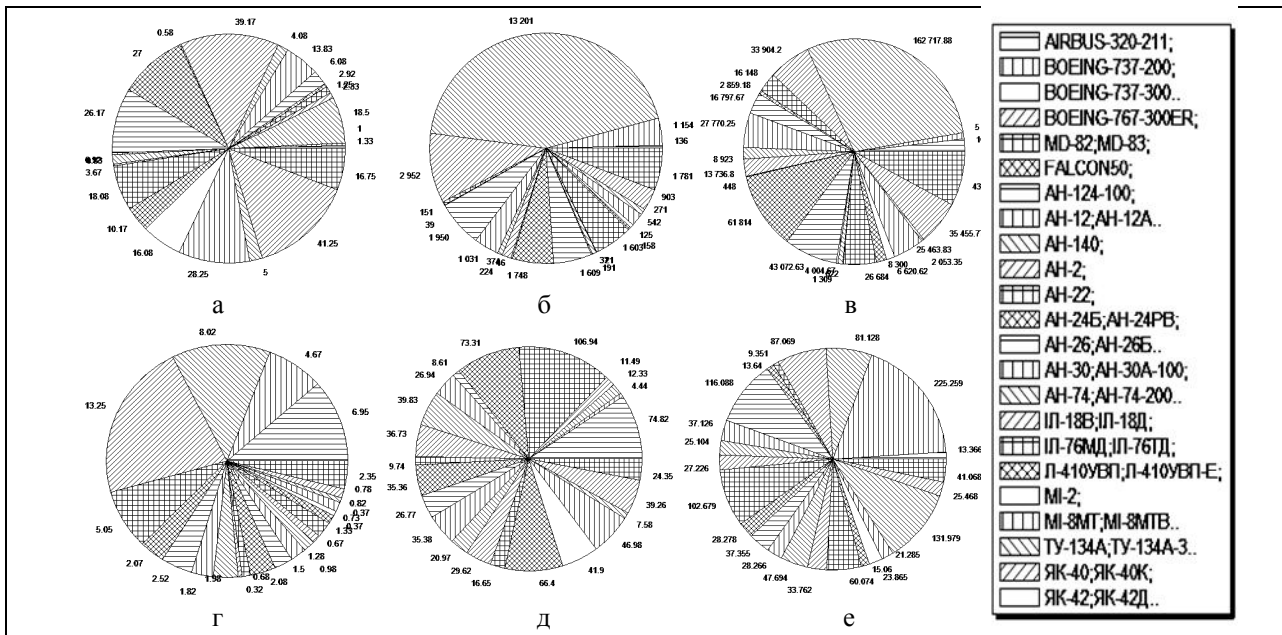


Рис. 8. Кількісні дані і показники надійності та ефективності основної частини парку ПС за 2005–2007 роки: а – середнє число ПС; б – число відмов; в – напрацювання в годинах; г – добовий наліт на одне ПС; д – напрацювання на відмову в годинах; е – K_{1000} в годинах; ж – легенда рисунків

На рис. 9 зображено звіт з моніторингу показників надійності 72, 73 і 74 систем двигуна CFM-56 та двигуна в цілому за 2003-2009 роки. На графіках відображаються дані по відмовам в польоті за місяць, згладжені значення відмов в польоті за квартал та рік. Для кожного року експлуатації двигуна позначається ВКМ, яка розраховується на основі даних за попередній рік експлуатації та ВКМ, яка закладена при проектуванні. При досягненні згладженого за квартал значення числа відмов ВКМ фіксується стан "небезпека" ("червоний"). Коли значення згладженого за місяць показника числа відмов досягає значення ВКМ, фіксується стан "залишається в небезпеці".

Ці два стани свідчать про негайну необхідність прийняття мір по підвищенню стану надійності АТ.

На рис. 10 наведений контроль за проведенням висотних запусків допоміжної силової установки (ДСУ) та випробувань системи автоматичної посадки, що відбувається один раз на місяць. В якості контрольованих параметрів виступають кількість висотних запусків ДСУ; кількість успішних стартів; кількість неуспішних стартів; відсоток успішних стартів; кількість включень системи автоматичної посадки; кількість успішних включень; кількість неуспішних включень; відсоток успішних включень [7].

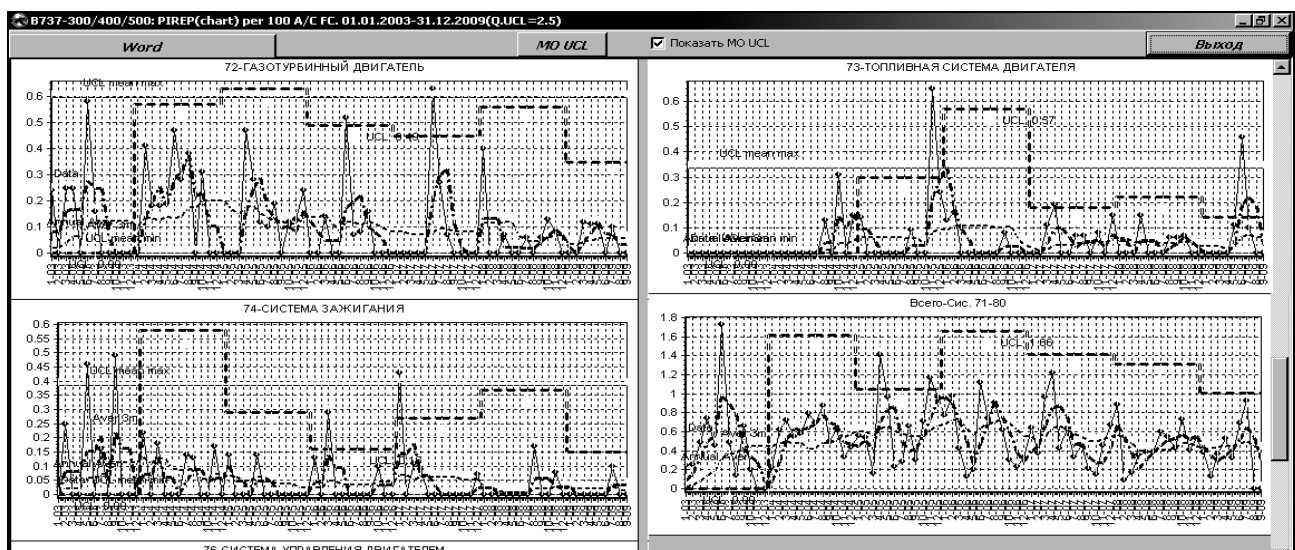


Рис. 9. Моніторинг показників надійності систем двигунів CFM-56 ПС B737-300/400/500 по відмовах в польоті за 2003-07.2009 рр.

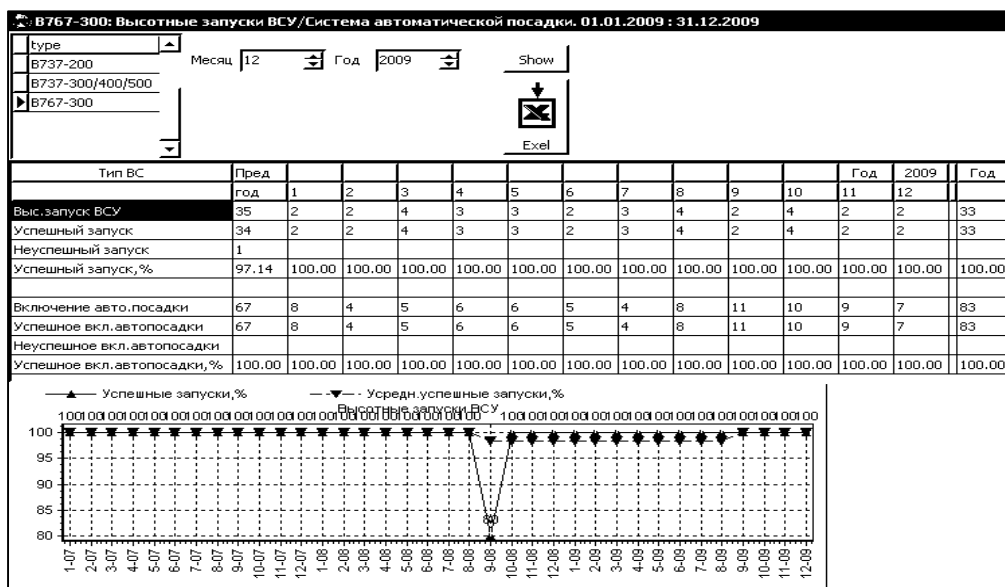


Рис. 10. Контроль за проведенням випробувань ДСУ при висотному старті та використанні системи автоматичної посадки

В автоматизованій системі контролю надійності відображення даних і система звітності реалізовані шляхом автоматичного формування квартальних звітів, які подаються до Центру експлуатаційної надійності авіаційної техніки. На рис. 11 наведений фрагмент звіту з напрацювання ПС. Для кожного типу ПС вносяться дані про кількість бортів, що літали в зазначений період, значення напрацювань

планера в годинах і посадках, двигуна в годинах та циклах, допоміжної силової установки в газогодинах та власних запусках. На рис. 12 наведений фрагмент скороченого звіту про відмови ПС по системам. Для кожної системи вноситься кількість відмов, виявлених в польоті і загальна кількість відмов, виявлених в експлуатації та шифри агрегатів, що відмовили.

Тип	Дата	К. Борт	Плр.ч.м.	Плр.пос.	СУ ч.м.	СУ цикл	ВСУ ч.м.	ВСУ с.з.	Прим.
ІЛ-76МД	01.01.2006	5	501.00	125	2004.00	500	140.15	187	
ІЛ-76ТД	01.01.2006	6	845.00	211	3380.00	844	237.00	316	
ІЛ-78	01.06.2006								
АН-12БК	01.01.2006	1	76.00	30	304.00	120	33.45	45	
АН-26Б	01.01.2006	2	93.00	62	186.00	124	69.45	93	
МІ-8МТ	01.01.2006	1	75.00						
МІ-8МТВ	01.01.2006	2	169.00						
ТУ-154Б-2	01.01.2006	1	15.00						

Рис. 11. Фрагмент звіту про напрацювання ПС

Код	Название системы	Всего	В полете	Прим.
021	А КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА	8	4	5377Т(2); МПК-13А5; 5412Т; МПК-13БТ
022	ОБОРУДОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО	1		ПУ САУ;
023	СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	15	3	АА-3; П2Т(2); П4М-П-200; АА-1(3); П3-20
024	СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ	8	3	БРН-208(2); БПП-76; ГТ-60П46А(2); А30
025	БЫТОВОЕ И АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ	1		ПУЛ-300;
026	ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	2		ДПС-1АГ; БИ-2;
027	СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ	1		КАУ-11А-2;
028	ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА	2	1	БПСР-4; МПК-13А-5;
029	ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА	3	1	ГА-184У;
030	ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА			
031	ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	2		ДС-10; ЗУП-53;
032	ШАССИ	4		УА-54; ННШ; КТ-158(2);
033	СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	2		ЛФСМ-28-600-80(2);
034	ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ	12	6	СНП-1(2); БВП-76; АГБ-3К; ЦГВ-10П; ИИ
035	КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	3		КП-24(3);
036	ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА			
038	СИСТЕМА ВОДОСНАБЖЕНИЯ И УДАЛЕНИЯ ВОДЫ			
049	БОРТОВАЯ ВОСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА	3		ИТА-6М; ПТА-6А; РППО;
051	КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕРА			
052	ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ			
053	ФЮЗЕЛЯЖ			
054	ГОНДОЛЫ ДВИГАТЕЛЕЙ, ПИЛОНЫ			
055	ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ И ВЕРТИКАЛЬНОЕ			

Рис. 12. Фрагмент звіту про відмови

Висновки

Для забезпечення вимог ІКАО з надійності та льотної придатності ПС в Україні діє система підтримки льотної придатності ПС на державному рівні, яка проводить сертифікацію типової конструкції повітряних суден, авіаційних двигунів, повітряних гвинтів та екземпляра ПС на основі методології нагляду і контролю за льотною придатністю парку повітряних суден. Основною складовою методології нагляду і контролю за льотною придатністю парку повітряних суден є Програма надійності. В статі запропоновано автоматизовану систему контролю надійності ПС, яка оптимізує процес виконання вимог з надійності і льотної придатності ПС на державному рівні, знижує витрати на експлуата-

цію повітряних суден, підвищує конкурентноздатність авіакомпанії.

Література

1. Автоматизированная система контроля надежности парка воздушных судов авиакомпании "АЭРОСВИТ". Руководство пользователя / Научн. рук. Кучер А.Г., отв. исп. Якушенко А.С., исп. Власенко П.А., Сухоруков А.Ю. и др. – К: НАУ, 2008. – 167 с.
2. Безпека авіації / В.П. Бабак, В.П. Марченко, В.О. Максимов, О.Г. Кучер та ін.; за ред. В.П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. – 585 с.
3. Документ ІКАО (Дос 9051–AN/896) „Техническое руководство по летной годности”.
4. Документ ІКАО (Дос 9642–AN/941) „Руководство по сохранению летной годности”.
5. Документ ІКАО (Дос 9760–AN/967) „Руководство по летной годности”.
6. Кучер О.Г., Порівняльний аналіз показників надійності і ефективності іноземної та вітчизняної техніки / О.Г. Кучер, П.О. Власенко // Наукові технології. – 2009. – № 2. – С. 9-17.
7. Кучер О.Г. Управління надійністю парку повітряних суден авіакомпанії / О.Г. Кучер, П.О. Власенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 4 (61). – С. 88-94.
8. Кучер О.Г. Управління надійністю парку повітряних суден України / О.Г. Кучер, П.О. Власенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 7 (54). – С. 125-132.
9. Руководство по производству. Книга 10. Управление техническим обслуживанием ВС (МОЕ). Утверждено приказом Авиакомпаний от 05.09.2007 № 572. Введено в действие с 19.09.2007.
10. Technical procedures manual. Reliability control program. 23-Jul-97. Timely Reaction on Unscheduled System Troubles. XXX Reliability Control Program Document. Apr – 05.

Надійшла до редакції 17.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. технології аеропортів О.А. Тамаргазін, Національний авіаційний університет, Київ.

МЕТОДОЛОГИЯ НАДЗОРА И КОНТРОЛЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ПАРКА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

А.Г. Кучер, А.С. Якушенко, П.А. Власенко

Рассмотрена система поддержки летной годности воздушных судов в Украине. Проанализированы основные принципы контроля надежности. Рассмотрены положения Программы надежности. Проанализированы системы сбора данных, анализа данных, стандартных рабочих характеристик, отчетности и отображения данных, введение поправок и регулирование интервалов между циклами технического обслуживания. Рассмотрены особенности всех этапов контроля надежности. Предложена автоматизированная система контроля надежности авиационной техники, как средство для надзора и контроля летной годности парка воздушных судов Украины.

Ключевые слова: летная годность, надежность, контроль, мониторинг, показатели надежности.

THE METHODOLOGY OF AIRCRAFT AIRWORTHINESS INSPECTION AND CONTROL

A.G. Kucher, A.S. Yakushenko, P.A. Vlasenko

The Ukrainian system of airplane airworthiness control was considered. The main principles of reliability control were analyzed. The thesis of Reliability Program was considered. The data collection system, the data analysis system, the statistical performance standards system, the data display and report system, the maintenance interval adjustment and process change system and the program revision system were analyzed. Main principles of reliability control process were considered. Automated system for reliability control of aviation technique was proposed. It could be used as instrument for airworthiness inspection and control of Ukrainian airplane fleet.

Keywords: airworthiness, reliability, control, monitoring, reliability parameters.

Кучер Олексій Григорович – д-р техн. наук, професор, професор кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, Київ, Україна.

Якушенко Олександр Сергійович – канд. техн. наук, старший науковий співробітник кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, Київ, Україна.

Власенко Павліна Олександрівна – аспірантка кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, Київ, Україна.

УДК 331.101.1:519.172:629.7.072

О.М. РЕВА¹, О.М. ДМІТРІЄВ²

¹Кіровоградський національний технічний університет, Кіровоград, Україна,

²Державна льотна академія України, Кіровоград, Україна

ФОРМАЛІЗАЦІЯ ПРОЦЕСІВ ФУНКЦІОНУВАННЯ СИСТЕМИ "ЕКІПАЖ - ПОВІТРЯНЕ СУДНО" МЕТОДАМИ ТЕОРІЇ ГРАФІВ

Враховуючи, що належний рівень безпеки польотів забезпечується вмінням льотного складу ефективно діяти як в очікуваних умовах, так і в особливих ситуаціях польоту, здійснено опис-моделювання процесів функціонування системи "екіпаж – повітряне судно" методами теорії графів. Стан системи у часі інтерпретується точкою у n-мірному просторі відповідного середовища, яке утворюється множиною її експлуатаційних станів. Подані рекомендації для застосування операцій об'єднання підмножин алгоритмів управління системою та проведення її мінімізації, що дало змогу математично описати перелік необхідних дій екіпажу, які є основою організації тренажерної підготовки.

Ключові слова: безпека польотів, рівень професійної підготовленості пілотів, авіаційні тренажери, перелік необхідних дій екіпажу, методи теорії графів.

Вступ

Постановка проблеми. В умовах постійного збільшення впливу людського чиннику (ЛЧ) на безпеку польотів (БП) постає питання необхідності підвищення ефективності професійної підготовки (ПП) пілотів. При цьому природно, що в умовах впливу наслідків економічної кризи на стан матеріально-технічного забезпечення ПП можливість підвищення її ефективності забезпечується лише за рахунок оптимізації тренажерної підготовки (ТП). Також існують певні проблеми у відповідності наявних комплексних тренажерів літаків (КТЛ), програм ТП тощо комплектації та устаткуванню реальних повітряних суден (ПС) [1, 2]. Це унеможливило дотримання двох головних принципів побудови будь-яких навчальних програм, а саме [3]:

а) *адекватності навчання*, що означає досягнення в результаті ТП достатнього рівня ПП пілотів, за умови:

- відповідності ТП рівню знань, вмінь та навичок тих, хто навчається;
- розробки адекватних критеріїв оцінки результатів ТП;

б) *адекватності засвоєного стереотипу професійної діяльності* (ПД), який вказує, наскільки ефективний переніс навичок, набутих під час ТП на реальні польоти за умов наявності адекватних критеріїв і методик оцінки відповідності.

Таким чином, забезпечення високого рівня професійної підготовки пілотів за рахунок вдосконалення програм і методик тренажерної підготовки є актуальною проблемою.

Аналіз досліджень і публікацій. Зрозуміло, що оптимальні програми ТП мають враховувати особливості функціонування системи "екіпаж - ПС" (СЕПС). На теперішній час найбільш розповсюджені такі методи дослідження СЕПС, як: алгоритмічного, структурного, інформаційного, статистичного та динамічного моделювання. Дані методи були узагальнені та розкриті у відомих працях В.О. Боднера [4, 5], Т.Б. Шерідана та У.Р. Феррела (Thomas B. Sheridan & William R. Ferrel) [6], а також Г.П. Шибанова [7].

Однак з аналізу наукових джерел витікає можливість розширення цього спектру шляхом застосування методів теорії графів [8].

Метою статті є застосування сучасної методології теорії графів для формалізації і дослідження процесів функціонування СЕПС.

Модель процесу функціонування системи "екіпаж – повітряне судно"

Загальною визнаною вимога до побудови програми ТП пов'язана з використанням методології аналізу ПД пілота під час виконання польоту в очікуваних умовах (ОУ) та особливих ситуаціях (ОС) – при різноманітних робочих навантаженнях, рівнях емоційної напруги та в умовах несприятливого впливу фактору обмеженого часу та зовнішнього середовища.

З метою визначення навичок пілотів, що необхідні для своєчасного, безпомилкового виконання ними функціональних обов'язків формується перелік необхідних дій (ПНД). На рис. 1 поданий алгоритм визначення ПНД із застосуванням математичного апарату теорії множин і теорії графів [8 – 12].

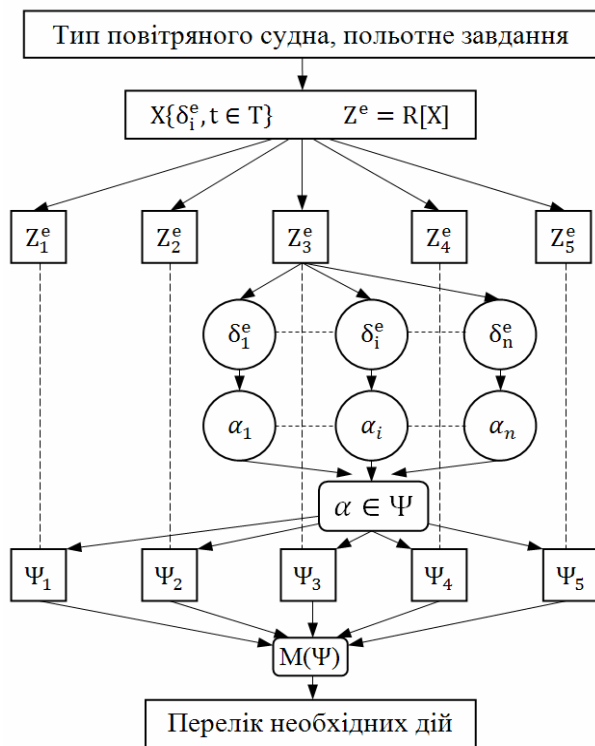


Рис. 1. Схема виявлення переліку необхідних дій

В процесі виконання польотів екіпаж ПС постійно вирішує задачу оцінки відповідності інформаційної та концептуальної моделі польоту з прийняттям та реалізацією рішення з управління СЕПС в цілому [13]. При цьому зміст ПНД залежить від складності процесу управління функціональними системами (ФС) ПС та умов польоту.

Процес функціонування СЕПС можна інтерпретувати як послідовну просторово-часову зміну її станів. Кожному фіксованому моменту часу польоту відповідає деякий стан СЕПС, який можна описати набором значень величин $a_1, a_2, a_3, \dots, a_{n-1}, a_n$, що визначають основні параметри і властивості досліджуваної системи. Якщо ці величини інтерпретувати як координати точки в n -мірному просторі, тоді кожна точка в цьому просторі буде характеризувати експлуатаційний стан СЕПС в цілому. Умовно позначимо цей стан як $\delta_i^e(a_1, a_2, \dots, a_{n-1}, a_n)$. Тоді зміну величин $a_1, a_2, a_3, \dots, a_{n-1}, a_n$ у часі можна інтерпретувати як зміну координат точки в n -мірному просторі, тим самим побудувавши граф станів СЕПС.

Таким чином, в структурно-інформаційному плані процес функціонування СЕПС достатньо адекватно можна охарактеризувати множиною експлуатаційних станів СЕПС:

$$Z^e = \{\delta_1^e, \delta_2^e, \dots, \delta_{n-1}^e, \delta_n^e\}$$

і описати функціоналом $X\{\delta_i^e, t \in T\}$, де T – період виконання польоту.

Множина Z^e є областю зміни функціонала $X\{\delta_i^e, t \in T\}$, тобто $Z^e = R[X]$.

На практиці політ може виконуватись як в ОУ, так і в ОС, які в залежності від ступеню впливу на зниження рівня БП поділяються на [14]: ускладнення умов польоту (УУП), складну ситуацію (СС) та аварійну ситуацію (АС). У відповідності з наведеним розподілом у множині експлуатаційних станів Z^e виділяються підмножини основних експлуатаційних станів СЕПС:

Z_1^e – підготовка та готовність СЕПС до польоту;

Z_2^e – виконання польоту в ОУ;

Z_3^e – виконання польоту в УУП;

Z_4^e – виконання польоту в СС;

Z_5^e – виконання польоту в АС.

Перелічені підмножини задовольняють таким умовам:

$$Z_1^e \cap Z_2^e = Z_1^e \cap Z_3^e = Z_1^e \cap Z_4^e = Z_1^e \cap Z_5^e =$$

$$= Z_2^e \cap Z_3^e = Z_2^e \cap Z_4^e = Z_2^e \cap Z_5^e =$$

$$= Z_3^e \cap Z_4^e = Z_3^e \cap Z_5^e = Z_4^e \cap Z_5^e = \emptyset;$$

$$Z_1^e \cup Z_2^e \cup Z_3^e \cup Z_4^e \cup Z_5^e = Z^e;$$

$$Z^e | pZ_j^e(t_0, t),$$

де $\emptyset$ – пуста множина.

При цьому кожна з виділених підмножин Z_j^e характеризується функціональною належністю, яка кожному елементу δ_i^e з множини Z^e привласнює відповідне число pZ_j^e на відрізку (t_0, t) , як вірогідність належності δ_i^e до підмножини Z_j^e . Тобто:

$$Z_j^e = \{pZ_j^e(t_0, t)\}, \quad t \in T.$$

Найбільш сприятливим станом системи є базовий експлуатаційний стан Z_2^e . Під час знаходження СЕПС в стані Z_2^e вона функціонує без порушення встановлених норм та правил.

Якщо екіпаж завершує політ, утримуючи СЕПС у стані Z_2^e , тобто без порушень, система переходить до стану Z_1^e . Але, знаходження СЕПС в стані Z_2^e не завжди гарантує безпечного завершення польоту.

Внаслідок впливу на систему множини факторів зовнішнього та внутрішнього характеру, під час виконання польоту в стані Z_2^e , можуть виникнути обставини, що ускладнюють нормальний процес функціонування СЕПС. У такому разі система може перейти зі стану Z_2^e до стану Z_3^e або Z_4^e , або Z_5^e , в залежності від характеру та ступеня ускладнення.

У випадку якщо система перейде до стану Z_3^e стане можливим реалізація чотирьох варіантів переходів до інших станів. З них бажаними є перехід до станів Z_1^e , Z_2^e , небажаними – до станів Z_4^e , Z_5^e . Яскравим прикладом небажаного розвитку ситуації є миттєве ускладнення погодних умов під час виконання заходу на посадку (найбільш напруженому етапі польоту, який характеризується лімітом часу на прийняття та реалізацію рішень), що може сприяти виникненню помилок в діяльності членів льотної екіпажу (ЧЛЕ) та, як наслідок, – розвитку СС або навіть АС. Інші два переходи системи до станів Z_2^e та Z_1^e залежать від своєчасних і вірних дій ЧЛЕ. Якщо ліквідація наслідків УУП виконана до завершального етапу польоту, тоді розглядається перехід системи до стану Z_2^e , якщо на завершальному етапі – до стану Z_1^e . Подібні судження, щодо можливих переходів до інших станів, є припустимими і для початкового знаходження системи в стані Z_4^e .

Перехід системи до стану Z_5^e можливий за умови як поступового ускладнення ОС (скажімо внаслідок недостатньої ПП пілотів, недисциплінованості та ін.), так і безпосереднього переходу з Z_2^e до Z_5^e (наприклад, у разі відмови або пожежі двигуна). В залежності від успішності дій ЧЛЕ та ефективності функціонування СЕПС в цілому політ буде закінчений у стані Z_1^e з готовністю до наступного польоту рівною нулю (авіаційна подія), або одиниці.

З урахуванням зазначеної методики побудований граф станів СЕПС (рис. 2), який дає можливість абстрагуватись від специфіки досліджуваного об'єкту та розглянути його як структуру, тим самим спростивши сам процес дослідження.

Як було вказано вище, кожне з підмножин Z_j^e є сукупністю (n) експлуатаційних станів δ_i^e в яких буде знаходитися СЕПС при даних умовах її функціонування. Тоді у відповідності до окремо розглянутого елемента δ_i^e мають бути розроблені відповідні алгоритми управління α_i процесом функціонування СЕПС.

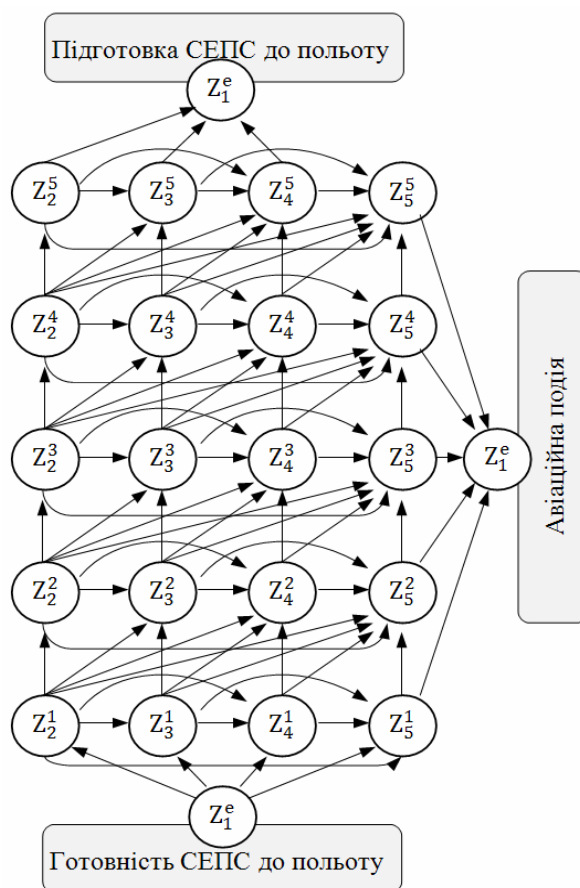


Рис. 2. Граф станів системи "екіпаж – повітряне судно" під час польоту:

Z_1^e – на етапі зльоту; Z_j^2 – на етапі набору висоти;
 Z_j^3 – на етапі крейсерського польоту;
 Z_j^4 – на етапі зниження; Z_j^5 – на етапі посадки.

Таким чином, для множини експлуатаційних станів СЕПС Z^e можна отримати множину Ψ алгоритмів управління процесом функціонування СЕПС.

У відповідності до розподілу множини Z^e на підмножини Z_1^e , ..., Z_5^e відокремимо підмножини алгоритмів управління Ψ_1 , ..., Ψ_5 , що відповідають таким умовам:

$$\Psi_j = \{\alpha_j | p\Psi_j(t_0, t)\}, \quad t \in T, \quad (4)$$

$$\begin{aligned} & (\forall \alpha_i \in \Psi_1 \exists \delta_i^e \in Z_1^e) \wedge (\forall \alpha_i \in \Psi_2 \exists \delta_i^e \in Z_2^e) \wedge \\ & \wedge (\forall \alpha_i \in \Psi_3 \exists \delta_i^e \in Z_3^e) \wedge (\forall \alpha_i \in \Psi_4 \exists \delta_i^e \in Z_4^e) \wedge .(5) \\ & \wedge (\forall \alpha_i \in \Psi_5 \exists \delta_i^e \in Z_5^e). \end{aligned}$$

При цьому кожна з підмножин Ψ_j є об'єднання множин алгоритмів α_i :

$$\Psi_j = \sum_{i=1}^n p_i / \alpha_i,$$

де p_i – вірогідність належності α_i до підмножини Ψ_j .

Оскільки окремі алгоритми управління можуть повторюватись, то для виявлення переліку необхідних (таких, що не повторюються) алгоритмів необхідно виконати мінімізацію множини Ψ . Це здійснюється шляхом застосування операції об'єднання:

$$\Psi = \Psi_1 \cup \Psi_2 \cup \Psi_3 \cup \Psi_4 \cup \Psi_5.$$

Множина алгоритмів, що була отримана нами, дає загальне уявлення про ПНД. Для отримання об'єктивних можливостей визначення ПНД необхідно відокремити алгоритми управління деталізувати до рівня необхідних дій. В результаті чого отримуємо деяку множину M необхідних дій, для якої множина Ψ є її відображенням.

У зв'язку з тим, що в алгоритмах, належних до множини Ψ , необхідні дії можуть повторюватись, для виявлення ПНД необхідно здійснити мінімізацію множини M . Якщо множина Ψ складається з N алгоритмів, та кожний алгоритм має відповідно Ω_i членів (необхідних дій), то мінімізована множина необхідних дій $M(\Psi)$ буде дорівнювати:

$$M(\Psi) = \bigcup_{i \in N} \Omega_i. \quad (6)$$

Таким чином, множина $M(\Psi)$, що отримується згідно виразу (6), і є шуканим переліком необхідних дій.

Висновки

1. Удосконалення ТП пілотів, неможливо без формування переліку необхідних дій, які мають формуватися з урахуванням ступеня подібності КТЛ й ПС, тобто можливості переносу/інтерференції навичок.

2. З аналізу наукових джерел витікає можливість застосування для моделювання процесів функціонування СЕПС методів теорії графів, які суттєвим чином розширюють відомий спектр відповідних методів.

3. Застосування методу теорії графів дозволяє інтерпретувати експлуатаційний стан як точку в n -мірному просторі середовища.

4. Сформовані моделі алгоритмів управління повітряних суден під час виконання польоту в ОУ та ОС, які є основою переліку необхідних дій.

5. Подальші дослідження слід проводити у напрямку адаптації розроблених теоретичних положень для організації ТП пілотів на конкретних типах повітряних суден.

Література

1. Васильев О. Для подготовки пилотов требуется новое оборудование и новые методики / О. Васильев // *Авиатранспортное обозрение*. – 2008. – № 87. – С. 47-49.
2. Меденков А. Тренажер без психологии – деньги на ветер! / А. Меденков // *Авиационная панорама*. – 2008. – №4. – С. 28-31.
3. Холдинг Д. Человеческий фактор. В 6-ти т. Т.3. Моделирование деятельности, профессиональное обучение и отбор операторов: пер. с англ. / Д. Холдинг, И. Голдстейн, Р. Эбертс и др. – Ч.П. Профессиональное обучение и отбор операторов. – М.: Мир, 1991. – 302 с.
4. Боднер В.А. Оператор и летательный аппарат / В.А. Боднер. – М.: Машиностроение, 1976. – 224 с.
5. Боднер В.А. Авиационные тренажеры / В.А. Боднер, Р.А. Закиров, И.И. Смирнова. – М.: Машиностроение, 1978. – 192 с.
6. Шеридан Т.Б. Системы «человек – машина»: Модели обработки информации, управления и принятия решения человеком-оператором: пер. с англ. / Т.Б. Шеридан, У.Р. Феррел; под ред К.В. Фролова. – М.: Машиностроение, 1980. – 400 с.
7. Шибанов Г.П. Количественная оценка деятельности человека в системах «человек-техника» / Г.П. Шибанов. – М.: Машиностроение, 1983. – 263 с.
8. Герасимов Б.М. Организация эргономика: методы и алгоритмы исследования та проектирования / Б.М. Герасимов, В.В. Камишин. – К., Инфосистем, 2009. – 212 с.
9. Губанов А.А. Введение в системный анализ: учеб. пособ. / А.А. Губанов, В.В. Захаров, А.Н. Коваленко; науч. ред. Л.А. Петросян. – Л.: ЛГУ, 1988. – 288 с.
10. Клар Дж. Системология: Автоматизация решения системных задач: пер. с англ. М.А. Зуева / Дж. Клар; под ред. А.И. Горлина. – М.: Радио и связь, 1990. – 544 с.
11. Сурмин Ю.П. Теория систем и системный анализ: учеб. пособ. / Ю.П. Сурмин. – К.: МАУП, 2003. – 368 с.
12. Громов Ю.Ю. Системный анализ в информационных технологиях: учеб. пос. / Ю.Ю. Громов, Н.А. Земская, А.В. Лагутин и др. – 2-е изд, стереотип. – Тамбов: Изд-во Тамб. гос. техн. ун-та, 2007. – 176 с.
13. Коваленко Г.В. Летная эксплуатация: учеб. пос. / Г.В. Коваленко, А.Л. Микинелов, В.Е. Чепига. – М.: Машиностроение, 2007. – 416 с.
14. Руководство по предотвращению авиационных происшествий, Doc ICAO 9422-AM/923. – Монреаль, Канада, 1984. – 150 с.

Надійшла до редакції 26.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Єпіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків

ФОРМАЛИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ "ЭКИПАЖ – ВОЗДУШНОЕ СУДНО" МЕТОДОМ ТЕОРИИ ГРАФОВ

А.Н. Рева, О.Н. Дмитриев

Учитывая, что надлежащий уровень безопасности полетов обеспечивается умением летного состава эффективно действовать как в ожидаемых условиях, так и в особых ситуациях в полете выполнено описание-моделирование процессов функционирования системы "экипаж – воздушное судно" методом теории графов. Состояние системы во времени интерпретируется точкой в n -мерному пространстве соответствующей среды, которая создается множеством ее эксплуатационных состояний. Представлены рекомендации для использования операций объединения подмножеств алгоритмов управления системой и проведения ее минимизации, что дало возможность математически описать перечень необходимых действий экипажа.

Ключевые слова: безопасность полетов, уровень профессиональной подготовленности пилотов, авиационные тренажеры, перечень необходимых действий, методы теории графов.

FORMALIZATION OF PROCESS OPERATION OF THE SYSTEM "CREW – AIRCRAFT" BY THE METHOD OF THE GRAPH'S THEORY

O.M. Reva, O.M. Dmitriev

Given that the appropriate level of flights safety is provided with flight crew to operate effectively in expected conditions as well as in emergency situations in flight, the description-modelling of processes operation of the system "crew –aircraft" by the method of the graph's theory completed. Condition system in time is interpreted the point in n -dimensional space corresponding to an environment which creates a lot of its operational states. Presented recommendations for the use of the operations of union of subsets of control algorithms system and for its minimization, which made it possible to describe mathematically the list of the necessary crew actions.

Key words: flight safety, a professional standard, pilots' simulator training, the necessary actions list, methods of the theory of graphs.

Рева Олексій Миколайович, - доктор технічних наук, професор; професор кафедри автоматизації виробничих процесів Кіровоградського національного технічного університету, e-mail: ran54@meta.ua.

Дмитрієв Олег Миколайович – старший викладач кафедри льотної експлуатації Державної льотної академії України, e-mail: Dmitronik1970@rambler.ru.

УДК 656.7.08.614.8

Ш.Ш. НАСИРОВ

Головний центр єдиної системи управління повітряним рухом, Баку, Азербайджан

ПЛОТНЕ ВИЗНАЧЕННЯ СИСТЕМ ПЕРЕВАГ АВІАДИСПЕТЧЕРІВ АЗЕРБАЙДЖАНУ НА ХАРАКТЕРНИХ ПОМИЛКАХ В ПРОЦЕСІ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ РУХОМ

Зважаючи те, що авіадиспетчери, як і пілоти, також віднесені ІКАО до "операторів переднього краю", які є "останнім рубежем оборони" у забезпеченні належного рівня безпеки польотів, у статті сформований спектр з $n=21$ характерних помилок, що можуть виникнути в процесі управління повітряним рухом. Їх зміст найбільш повно і всебічно стосовно відомих переліків враховує сучасні реалії автоматизації робочих місць авіадиспетчерів, а також авіаційні події і інциденти, що відбулись внаслідок їх проявлення. Використовуючи такий спосіб виявлення систем переваг, як попарне порівняння і частина сумарної інтенсивності, визначені індивідуальні пріоритети, тобто значущість помилок для $m=35$ авіадиспетчерів Азербайджану. Методами теорії розпізнавання образів виявлені маргінальні думки і побудована статистично вірогідна групова система переваг, яка розглядається як база знань інтелектуального модулю підтримки рішення інструктора тренажера.

Ключові слова: безпека польотів, людський чинник при управління повітряним рухом, значущість характерних помилок, системи переваг авіадиспетчерів.

Постановка проблеми

Враховуючи вплив людського чинника (ЛЧ) на процеси функціонування авіаційної транспортної системи (АТС) [1, 2], Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО) віднесла до "операторів переднього краю" і авіадиспетчерів (А/Д) [3, 4], визнавши і їх "останнім рубежем оборони" у забезпеченні безпеки польотів (БП) повітряних суден (ПС) [5, 6]. Саме тому у числі інших був виданий ряд циркулярів, які охоплюють майже усі грані професійної діяльності А/Д у такому багатовимірному і багатокритеріальному процесі як обслуговування повітряного руху (ОПР) [7 – 9 та ін]. Ще більш пильну увагу приділяє відповідним процесам ЄВРОКОНТРОЛЬ [10 – 13 та ін]. І оскільки роль ЛЧ в АТС є "традиційно" сталою протягом кількох десятиріч [1, 14], то перманентно важливими є питання дослідження професійної діяльності авіаційних операторів, зокрема помилок А/Д під час управління повітряним рухом (УПР).

Аналіз досліджень і публікацій, узагальнених ІКАО по проблемам помилки авіаційних операторів

З аналізу наукових джерел витікає, що питаннями дослідження помилкових дій А/Д при УПР займаються: О.М. Рева, В.П. Харченко, А.М. Невиніцин, В.П. Колотуша, Г.М. Селезньов, С.І. Корж (Україна), С.Г. Райчев (Болгарія), П.Ш. Мухтаров, І.А. Гасанов (Азербайджан), К.М. Тумишев, А.А. Бекму-хамбетов (Казахстан) та ін.

Але ж найбільш цікавим є аналіз узагальнених рекомендацій ІКАО [1, 5, 15, 16], які сприяють системному дослідженню сформульованої проблеми. Насамперед, йдеться про модель SHEL, яка орієнтована саме на системне розуміння проблем ЛЧ і дозволяє виявити причини виникнення помилок у діяльності А/Д як нестикки блоків моделі (рис. 1) [1, 5, 7 – 9].

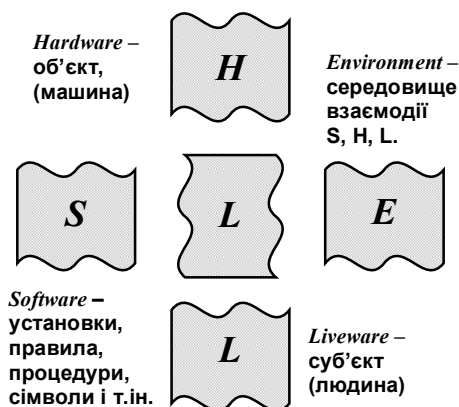


Рис. 1. Взаємодія інтерфейсів моделі SHEL

Розвиваючи методологію застосування моделі SHEL, ІКАО пропонує структуру ЛЧ (рис. 2), у якій акцент робиться на стикання / нестикання блоків "людина – процедури" [15].

Привертаючи увагу до того, що людині дійсно "властиво помилятися" [3, 16], акцентується увага на тому, що помилки людини-оператора (Л-О) в АТС є у переважній більшості випадків не наслідком аномальної поведінки, а природним побічним ефектом



Рис. 2. Схематичне уявлення структури людського чинника (ICAO)

професійної діяльності. При цьому вважається, що якщо навіть помилок Л-О неможливо уникнути, вони піддаються контролю шляхом застосування досконалої техніки, відповідної підготовки і належних правил і процедур. Однак на результати праці авіаційних операторів можуть суттєво вплинути організаційні, нормативні, культурологічні чинники і чинники виробничого середовища. На рис. 3 подані узагальнені ІКАО деякі чинники, що сприяють виникненню помилок авіаційних операторів і, як наслідок, – авіаційних подій (АП) [16].

Розглядаючи типи помилок, ІКАО вважає, що вони можуть виникнути як на етапі планування, так і під час реалізації плану. *Погрішності планування* відносяться до помилок, адже Л-О або виконує неналежну процедуру при вирішенні стандартної проблеми, або планує неналежний порядок дій для вирішення виниклої нової проблемної ситуації.

І навіть у випадку правильного планування погрішності можуть виникнути при виконанні плану. При цьому звичайно мається на увазі розходження між *промахами* і *упущеннями*. Вважається, що *промахом* є дія, котра виконана всупереч плану і тому промах завжди можна виявити. *Упущення* являє собою відмову пам'яті, і воно обов'язково буде очевидним для оточуючих, крім особи, з якою це трапилося.

Погрішності (помилки) планування виникають, коли в Л-О спрацьовує так званий *мотив зручності* [2, 17 – 20], коли застосовуються правила, технології і процедури розв'язання певних ситуацій, які вже застосовувалися раніше і нібито є придатними і для даної проблеми. В такому випадку помилки можуть виникнути або за рахунок застосування правила, яке не відповідає даній ситуації (не спрацьовує *критерій вибору*, як один з *критеріїв цілеспрямованої поведінки систем вироблення рішень* [21, 22]), так і за рахунок правильного застосування недосконалого правила, технології, процедури.

Помилки виконання (промахи і упущення) виникають навіть в досвідченого і кваліфікованого персоналу, переважним чином, коли він діє в автоматичній манері без контролю свідомості. Їх виникненню сприяють такі причини:

- *промахи, обумовлені неухважністю*, є наслідком відсутності контролю ходу виконання тієї чи іншої стандартної операції в деякій критичній точці. Імовірність такої ситуації особливо висока, коли запланований порядок дій схожий на стандартну процедуру, але не ідентичний їй. Якщо увага розсіяна, чи Л-О відволікається в критичній точці виконання процедури, де потрібна дія відрізняється від звичайної, у результаті може виникнути ситуація, коли А/Д виконує звичайну процедуру, а не ту, що адекватна ситуації, яка склалася;
- *упущення пам'яті* відбувається у випадках, коли Л-О забуває, що саме планувалося здійснити, або коли упускається яка-небудь ланка з запланованої послідовності дій;

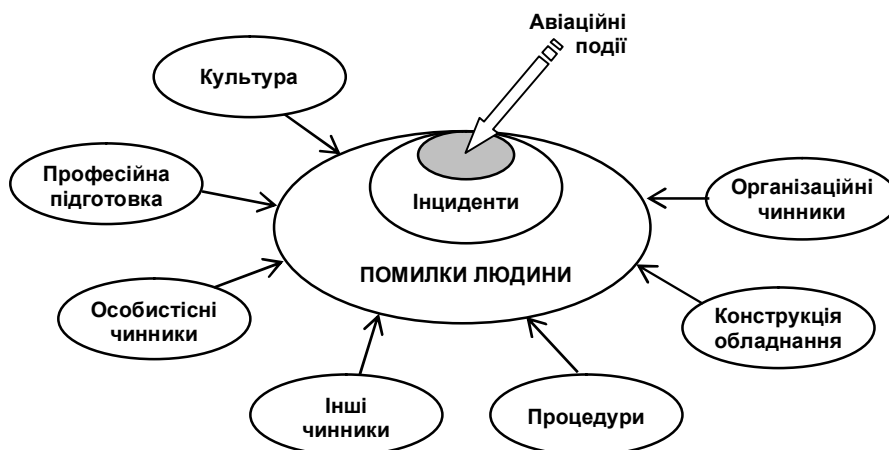


Рис. 3. Чинники, що сприяють виникненню помилок людини в авіаційних системах (ICAO)

– *помилки сприйняття* – це помилки розпізнавання (особливо важливі і часто зустрічаються у професійній діяльності А/Д), коли Л-О вважає, що бачила чи чула дещо таке, що відрізняється від фактично отриманої інформації.

Як було зазначено вище, *помилка* у загальному випадку є нормальним явищем в діяльності Л-О в АТС, адже вона є ненавмисною, тому радикальним чином відрізняється від *порушення*, яке розглядається саме як навмисний вчинок. Розглянемо для ілюстрації нібито звичайну ситуацію УПР, в якій А/Д дозволяє екіпажу ПС (ЕПС) виконати зниження з перетинанням ешелону крейсерського (горизонтального) польоту іншого літака, коли дистанція DME між ними складає 18 миль, в той час, як мінімальним нормативно встановленим інтервалом є відстань у 20 миль. При цьому, якщо А/Д випадково неправильно розрахував різницю у відстанях DME, яку й повідомив льотному екіпажу, то це буде *помилкою*. Якщо ж відстань була обчислена вірно і, тим не менше, цей А/Д свідомо дає ЕПС, яке знижається, дозвіл на продовження польоту з перетинанням ешелону крейсерсько-го польоту іншого літака, знаючи, що потрібний інтервал ешелонування не забезпечується, то йдеться, безумовно, про *порушення*.

ІКАО відмічає [16], що деякі порушення є результатом недосконалих чи нереалістичних процедур, коли люди розробляють "побічні варіанти" дій задля виконання поставленої задачі.

Виходячи з наведеного, автором був розроблений перелік з $n=21$ характерних помилок, що можуть виникнути в процесі УПР (табл. 1). Їх зміст найбільш повно і всебічно стосовно відомих переліків [23, 24] враховує сучасні реалії автоматизації робочих місць А/Д, а також АП і інциденти, що відбулись внаслідок їх проявлення при УПР.

Постановка завдання

Природно, що помилки, перелічені у табл. 1, неоднозначні за своєю значущістю, тобто впливом на БП при УПР. Тому **мета статті** полягає у визначенні систем переваг А/Д на множині цих помилок задля подальшого формування бази знань системи підтримки рішень інструктора тренажера і індивідуалізації процесів професійної підготовки (ПП).

Поняття про системи переваг та способи їх виявлення

Отже, ефективне управління процесами ОПР і ПП А/Д неможливе без врахування систем їх переваг (пріоритетів) на множині помилок, які є об'єктивними характеристиками цих процесів. При цьому під *системою переваг*, спираючись на праці [21, 25, 26], будемо розуміти будь-яку форму впорядкування (ранжирування) помилок.

Таблиця 1

Характерні помилки авіадиспетчерів в процесі безпосереднього управління повітряним рухом

Пом. _i 1	Зміст помилок 2
Пом. ₁	Порушення фразеології радіообміну
Пом. ₂	Неузгодженість входу повітряного судна в зону суміжного управління повітряним рухом
Пом. ₃	Порушення побіжних часових інтервалів
Пом. ₄	Порушення зустрічних часових інтервалів
Пом. ₅	Порушення інтервалів між повітряними судами, які знаходяться на курсах, що перетинаються
Пом. ₆	Безадресна передача повідомлень авіадиспетчером
Пом. ₇	Помилка у визначенні позивного повітряного судна
Пом. ₈	Помилка в ідентифікації повітряного судна
Пом. ₉	Помилкове використання диспетчерського графіку
Пом. ₁₀	Відсутність на стріпі позначки авіадиспетчера про передачу управління суміжному диспетчерському пункту
Пом. ₁₁	Відсутність на стріпі позначки диспетчера щодо узгодження входу повітряного судна в зону управління повітряним рухом суміжного диспетчерського пункту
Пом. ₁₂	Порушення авіадиспетчером узгодженого географічного рубежу передачі управління повітряним рухом
Пом. ₁₃	Порушення авіадиспетчером узгодженого часового рубежу передачі управління повітряним рухом
Пом. ₁₄	Недбалість в нанесенні на стріп літерно-цифрової інформації (можливість двоякої інтерпретації)
Пом. ₁₅	Неекономічне управління повітряним рухом
Пом. ₁₆	Порушення процедури прийому і здачі чергування
Пом. ₁₇	Не відображення на стріпі виданих команд щодо зміни висоти або напрямку польоту
Пом. ₁₈	Спроба керувати повітряним судном після спрацювання на ньому системи TCAS режимі resolution advice
Пом. ₁₉	Помилки вводу інформації про повітряне судно в автоматизовану систему
Пом. ₂₀	Порушення технології праці при особливих випадках у польоті
Пом. ₂₁	Порушення в використанні повітряного простору

У контексті досліджень цієї статті впорядкування помилок буде здійснюватися від найбільш значущих, важливих, вагомих до найменш значущих з точки зору негативного впливу на БП.

Пряме ранжирування – це простіший спосіб виявлення системи переваг, коли експерт-А/Д з сукупності досліджуваних помилок обирає найважливішу і присвоює їй найвищий 1-й ранг (r_1). Далі з сукупності ($n-1$) помилок, що залишилися, він теж обирає найважливішу, але присвоює їй вже 2-й ранг (r_2) і т.д. Процедура надзвичайно проста, але її застосування обмежується психофізіологічними можливостями людини щодо запам'ятовування та ефективного розрізнення об'єктів, явищ, процесів, характеристик, що впорядковуються. Адже відомо:

– магічне число Міллера (7 ± 2), яке визначає об'єм оперативної пам'яті Л-О [21]. Виходячи з нього максимальна кількість об'єктів, яку нескладно впорядкувати людині шляхом прямого ранжирування не повинна перебільшувати 9;

– з психологічної теорії розпізнавання образів відомо, що максимальна кількість об'єктів, які можуть бути *ефективно* розрізнені *досвідченим* фахів-

цем—еспертом, не може перевищувати 11 [27].

Проте, в складній ситуації добре професійно підготовлена Л-О може включити додаткові психофізіологічні резерви, які значно перевищують зазначені обмеження. Саме таке сталося в зоні Північно-Кавказького Центру УПР (Ростов-на-Дону, 1988 р.), коли диспетчер УПР А. Ірбе в умовах відмови всіх штатних радіотехнічних засобів (РТЗ) УПР врегулював ситуацію, маючи одночасно на зв'язку 54 (!) ПС.

Отже, враховуючи розглянуті вади методу прямого ранжирування, розглянемо інші способи виявлення систем переваг [21, 25, 26, 28 – 36] в контексті дослідження.

Попарне порівняння. Введення поняття *системи переваг* базується на тому припущенні, що А/Д-експерт, який приймає рішення (ПР), може висловити своє відношення до тієї чи іншої помилки шляхом їх *попарного порівняння* з визначенням тієї з них, яка має більшу перевагу в кожній парі або встановивши, що досліджувані помилки рівноцінні. Іноді допускається можливість робити висновок за результатами контрольних пред'явлень, коли досліджувані явища не можна порівняти між собою [31]. Це означає, що може статися ситуація, коли А/Д як людина, яка ПР (ЛПР), не вважає, що одна помилка має перевагу перед іншою, чи навпаки, чи вони рівноцінні. Така ситуація виникає тоді, коли помилки в уяві А/Д подібні одна до одної, і при одному пред'явленні він вказує на перевагу однієї, при деякому іншому пред'явленні – іншої, а в деяких випадках показує, що вони рівноцінні.

Розглянутий спосіб виявлення переваги найбільш простий, тому що помилки порівнюються лише в парах без врахування ставлення ЛПР до інших помилок. Цей спосіб відноситься до широкого класу способів, що визначені як елементарні судження.

Результати попарного порівняння часто зображають у вигляді матриці попарних порівнянь $\|l_{ij}\|$, відомої також як матриця особистих векторів [32]. Далі вибирається деяка шкала (у загальному випадку – велика кількість символів), із значеннями [25, 26, 29 – 37]:

$$l_{ij} = \begin{cases} 1 + z, & \text{якщо } \text{Пом.}_i > \text{Пом.}_j \\ 1, & \text{якщо } \text{Пом.}_i \approx \text{Пом.}_j \\ 1 - z, & \text{якщо } \text{Пом.}_j > \text{Пом.}_i \end{cases} \quad (1)$$

Сортування. Якщо кількість об'єктів, явищ, характеристик і т.д. достатньо велика і перевищує психофізіологічні можливості людини (в нашому випадку саме так і відбувається, тому що досліджувана кількість помилок, які мають бути впорядковані $n=21 \gg 11 > 7$), то А/Д, який висловлює особисті

думки, має спочатку рознести ці помилки по певних класах за ознаками, що були заздалегідь визначені. При цьому, безумовно, ці класи мають охоплювати весь спектр досліджуваних помилок. І вже усередині кожного класу здійснюється далі їх впорядкування. Сортування, як правило, потребує від ЛПР, яка залучається до опитування, більшої підготовленості, ніж просто попарне порівняння.

Встановлення переваги як частини сумарної інтенсивності. Спосіб є розвитком способу попарного порівняння і практичної реалізації виразу (1). Полягає в тому, що ЛПР повинна не тільки вказати, яка з двох помилок є переважаючою, а також і те, яка сумарна інтенсивність переваги, що припадає на обидві помилки і як вона розподіляється між ними. Міра сумарної інтенсивності переваги, яка припадає на порівнювані помилки, звичайно приймається рівною 1. Це означає, скажімо, що, якщо, порівнюючи помилки $\text{Пом.}_i, \text{Пом.}_j \in \text{Пом.}$, А/Д привласнює Пом._i "цінність" 0,75, то тоді "цінність" Пом._j буде дорівнювати 0,25.

Далі будується матриця $\|l_{ij}\|$, в якій підраховуються сумарні оцінки значущості помилок, на основі яких і здійснюється їх остаточне впорядкування.

Встановлення переваги як частини відносної інтенсивності. На відміну від попереднього способу ЛПР повинна вказати - у скільки разів одна помилка має перевагу над іншою. Продовжуючи розгляд попереднього прикладу, можна сказати, що співвідношення "цінностей" помилок буде дорівнювати: $\text{Пом.}_i : \text{Пом.}_j = 3 : 1$.

Застосування останніх двох способів встановлення переваг, що були розглянуті, потребує використання шкал, близьких до кількісних [25].

Встановлення переваги коефіцієнтами важливості. В такому випадку опитуваного просять вказати ступінь впливу окремої помилки на остаточний результат безпечного УПР. Ступінь цього впливу повинен вимірюватись коефіцієнтами важливості, які відповідають умові невід'ємності та зваженості (сума їх дорівнює 1). *Коефіцієнт важливості* тим більший, чим більш переважаючим для ЛПР є зміна помилки у відповідному напрямі, враховуючи внесок у цільовий ефект. Для однакових за перевагою окремих помилок значення коефіцієнтів важливості можуть бути однакові. Одержання такої інформації від ЛПР найбільш складне.

Подані та розглянуті способи встановлення переваги ЛПР на множині характерних помилок відносяться до випадків порівняння наслідків вибору (множина G) або значень показників ефективності діяльності А/Д (множина W). При виборі кращої стратегії, тобто при встановленні переваг на множині A, необхідно додатково враховувати умови її проведення, тобто потрібно орієнтуватись на най-

більш “прав-доподібну” ситуацію. У цьому випадку треба виявити переваги індивіда відносно умов Λ (множина значень визначених і невизначених факторів, під час дії яких відбувається процес УПР). Для цього використовують два основних способи.

Встановлення переваг суб’єктивними імовірностями. А/Д як ЛПР необхідно висловити думки щодо ступеня можливості (шанси) реалізації того чи іншого комплексу умов проведення ефективного і безпечного УПР при появі тих чи інших помилок, чи будь-яких їх сполучень. Такого роду задачі у загальному випадку описуються методами теорії можливостей [38]. Відповідні оцінки виражаються у вигляді невід’ємних чисел, що у сумі дорівнюють 1, причому кожне з них відображає ступінь впевненості ЛПР у тому, що в результаті проведення певних вчинків з усунення наслідків помилки може реалізуватися ситуація, яка відповідає визначеному параметру $\lambda \in \Lambda$. Існують умови для одержання логічно не суперечливих висновків з використанням суб’єктивних ймовірностей [39]. При виконанні цих умов з суб’єктивними імовірностями можна оперувати так, як із звичайними об’єктивними.

Встановлення переваг лінгвістичними змінами. Цей спосіб базується на тій передумові, що “елементами мислення людини є не числа, а елементи деяких нечітких множин або класів об’єктів, для яких перехід від “належності” до “неналежності” не стрибкоподібний, а безперервний” [28]. Такий підхід використовують при ПР, коли вихідними є не кількісні, а якісні характеристики. Скажімо, вплив окремої помилки на БП описується якісними категоріями (показниками): “великий”, “дуже великий”, “незначний” і т.п.

Формування відповідної якісної шкали, тобто терм-множини (множини термінів) оцінювання міри впливу помилок на БП має здійснюватися за відомим принципом “сильно – середнє – слабо – 0 – слабо – середнє – сильно”. Для цього визначаються необхідні кваліфікатори, модифікатори і квантифікатори, за допомогою яких й формується відповідна терм-множина [25, 40].

На завершення слід вказати, що будь-яка система переваг (у нашому випадку – на множині помилок) буде вважатися раціональною, тобто розумно обгрунтованою, якщо, впорядковуючи її складові, експерт може розрізнити будь-які з них. Отже, йдеться про властивість *повноти*, яка визначається формально так. Якщо маємо дві помилки Пом_i і Пом_j з їх сукупності $n=21$: $\text{Пом}_i, \text{Пом}_j \in \text{Пом}$, то А/Д завжди може їх поміж собою порівняти:

$$\text{Пом}_i \succ \text{Пом}_j; \quad \text{Пом}_j \succ \text{Пом}_i; \quad \text{Пом}_i \approx \text{Пом}_j.$$

З цього витікає ще й властивість *транзитивності* системи переваг: якщо маємо три помилки з за-

гального їх переліку $\text{Пом}_i, \text{Пом}_j, \text{Пом}_k \in \text{Пом}$. і встановлено, що $\text{Пом}_i \succ \text{Пом}_j$, а $\text{Пом}_j \succ \text{Пом}_k$, то з цього обов’язково витікає, що $\text{Пом}_i \succ \text{Пом}_k$.

Додамо, що якщо індивідуальні переваги агрегуються у групову, то обов’язково слід вирішити питання її узгодженості, адже висувається питання компетентності А/Д. Дійсно, у загальному випадку методи виявлення переваг ґрунтуються на уявленні експерта як “точного вимірювача” [25, 29 – 37], тобто він – якісне джерело інформації, групова думка – близька до істинного рішення. Відхилення від цієї тези побачимо на результатах експерименту.

Формування індивідуальних і вихідної групової систем переваг авіадиспетчерів на множині характерних помилок

До пілотних досліджень було залучено 35 А/Д – співробітників Головного центру єдиної системи УПР Азербайджанської Республіки. Застосовуючи такий спосіб, як попарне порівняння і виявлення переваг через частину сумарної інтенсивності, респонденти надавали цьому порівнянню таку оцінку:

$$I_{ij} = \begin{cases} 1 & \text{якщо } \text{Пом}_i \succ \text{Пом}_j \\ 0 & \text{якщо } \text{Пом}_i \prec \text{Пом}_j \\ 0,5 & \text{якщо } \text{Пом}_i \approx \text{Пом}_j \end{cases} \quad (2)$$

Далі підсумовуються результати оцінювання “цінності” кожної помилки і на їх підставі цим помилкам привласнюються ранги у індивідуальній системі переваг. Відповідні дані для усіх 35-х А/Д подані у табл. 2.

Застосовуючи таку стратегію групових рішень, як підсумовування рангів [21, 25, 26], тривіально отримується групова систем переваг (передостанній рядок табл. 2), яка має такий формальний вигляд:

$$\begin{aligned} & \text{Пом}_{18} \underset{r}{\succ} \text{Пом}_5 \underset{r}{\succ} \text{Пом}_4 \underset{r}{\succ} \text{Пом}_{20} \underset{r}{\succ} \text{Пом}_{21} \underset{r}{\succ} \\ & \underset{r}{\succ} \text{Пом}_3 \underset{r}{\succ} \text{Пом}_2 \underset{r}{\succ} \text{Пом}_{13} \underset{r}{\succ} \text{Пом}_8 \underset{r}{\succ} \text{Пом}_{17} \underset{r}{\succ} \\ & \underset{r}{\succ} \text{Пом}_7 \underset{r}{\approx} \text{Пом}_{12} \underset{r}{\succ} \text{Пом}_{19} \underset{r}{\succ} \text{Пом}_{16} \underset{r}{\succ} \text{Пом}_9 \underset{r}{\succ}, \quad (3) \\ & \underset{r}{\succ} \text{Пом}_{11} \underset{r}{\succ} \text{Пом}_{10} \underset{r}{\succ} \text{Пом}_6 \underset{r}{\succ} \text{Пом}_{14} \underset{r}{\succ} \\ & \underset{r}{\succ} \text{Пом}_1 \underset{r}{\succ} \text{Пом}_{15} \end{aligned}$$

де $\underset{r}{\succ}, \underset{r}{\approx}$ – ознаки відповідно переваги і адекватності помилок за значущістю у груповій системі переваг.

При цьому слід привернути увагу до того, що в процесі опитування не відбувалося прямого ранжирування, тому система переваг (3) є певною мірою “загрубленою”, адже спочатку здійснювався перехід від “цінностей” помилок до рангів в індивідуальних системах переваг, а потім, виходячи з такого “окру-

глення", визначалася групова система переваг.

Таблиця 2

Системи переваг авіадиспетчерів на множині характерних помилок

j	Індивідуальні системи переваг авіадиспетчерів (ранги характерних помилок r_{ij})																				
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21
1	19	8	4	4	4	20	12,5	10	12,5	16	15	9	6	17	21	18	11	1	14	2	7
2	18	8	4	2	3	20	6,5	5	20	13	20	10	11,5	17	11,5	16	15	1	14	6,5	9
3	21	11,5	8,5	4	2	18	6	3	19,5	10	19,5	7	11,5	17	13	16	15	1	14	5	8,5
4	15	4	20	8	5	13	11	12	10	17	15	6,5	6,5	18,5	21	18,5	9	1	15	3	2
5	13,5	8	5,5	1	2,5	18	11	12	19	17	13,5	10	7	20	21	5,5	9	2,5	16	4	15
6	13	9	2,5	2,5	2,5	19	16	17,5	21	17,5	15	11	10	7	20	8	12	2,5	14	5	6
7	19	9,5	17,5	7,5	2	5	5	11,5	9,5	13,5	3	7,5	15	11,5	21	17,5	5	20	16	1	13,5
8	15,5	9	20	2,5	2,5	5,5	5,5	7	13,5	19	17,5	12	11	17,5	21	8	10	1	15,5	4	13,5
9	21	20	4,5	4,5	4,5	17,5	1	12	19	16	17,5	14,5	14,5	11	9	4,5	9	4,5	13	4,5	9
10	16	18	21	17	12,5	8	9,5	6,5	3,5	12,5	20	19	6,5	15	9,5	12,5	1,5	3,5	1,5	12,5	5
11	21	7	4	3	5,5	16	18,5	17	20	12	8,5	11	13	2	18,5	15	8,5	1	14	5,5	10
12	18,5	8,5	5	3	3	18,5	15,5	13	13	18,5	18,5	8,5	6,5	11	21	15,5	13	6,5	10	1	3
13	11,5	7,5	6	5	1,5	17,5	16	14	21	17,5	19,5	13	7,5	9,5	19,5	9,5	11,5	3	15	1,5	4
14	19,5	12	4	3	2	10,5	9	8	15	16	19,5	17,5	14	17,5	21	13	10,5	1	6,5	5	6,5
15	21	11	2	2	2	14,5	14,5	9	12,5	16	18,5	7,5	7,5	17	18,5	12,5	10	4	20	5	6
16	21	11	2	2	2	14,5	14,5	9	12,5	16	18,5	7,5	7,5	17	18,5	12,5	10	4	20	5	6
17	17	9	2,5	1	2,5	20,5	15	8	20,5	18	19	10,5	10,5	14	16	7	12	6	13	4	5
18	14	12	7	5,5	8,5	19,5	18	19,5	17	14	8,5	10	11	21	14	16	2,5	2,5	5,5	1	4
19	11	7	13,5	9,5	6	20,5	16	12	19	8	9,5	17,5	15	17,5	20,5	2	5	1	13,5	3	4
20	12,5	5	6	3	2	18,5	8	15	10,5	18,5	14	12,5	7	20	21	17	9	1	16	4	10,5
21	16,5	5	11	8	6	12,5	2,5	2,5	16,5	19	19	9	10	15	21	19	1	4	14	12,5	7
22	21	3,5	12,5	12,5	2	5,5	1	12,5	7,5	9,5	7,5	5,5	16	12,5	18,5	9,5	16	18,5	20	16	3,5
23	15	10	10	4	3	7	7	7	16,5	18	19	13	14	16,5	21	20	10	1	12	2	5
24	17,5	21	11,5	4	2	7	8,5	1	6	13	10	15,5	19,5	15,5	19,5	14	17,5	3	11,5	5	8,5
25	18	5	2	2	2	14	5	5	16,5	15	10	11,5	13	16,5	20	21	8	7	19	11,5	9
26	10	10	2	2	2	21	10	14	16,5	19	19	12,5	12,5	15	8	7	19	5	16,5	4	6
27	20	4	3	1,5	1,5	18	20	9	14	15,5	15,5	6	7	17	10,5	20	13	10,5	12	8	5
28	19	4	3	1,5	1,5	19	19	8	14,5	16	10	5,5	7	17	11	21	14,5	12	13	9	5,5
29	12	7,5	4	4	4	13	16,5	14	21	9	11	18	15	19	20	16,5	6	1	10	2	7,5
30	12,5	6	9,5	3	2	15	7	5	16	20	19	12,5	9,5	17	18	11	14	1	21	4	8
31	14	4	13	8	12	17	1	2	16	21	20	6,5	5	19	18	6,5	15	9,5	3	9,5	11
32	19	18	3	2	1	20	21	16	16	13,5	13,5	12	10	16	11	8,5	8,5	4	7	5	6
33	18	19,5	10,5	14	13	16	12	16	10,5	8	8	6	5	16	21	19,5	8	4	3	2	1
34	17,5	20	9,5	15	15	15	12	17,5	9,5	9,5	9,5	6	5	13	21	19	7	4	3	2	1
35	12,5	11	1	8	15,5	15,5	8	8	3	12,5	15,5	18	5	19	8	8	21	4	2	15,5	20
Σ	580,5	343,5	265	179,5	158	530	379,5	358,5	508,5	524,5	516,5	379,5	352,5	542	603	465	367	156,5	433,5	190,5	251,5
r_i	20	7	6	3	2	18	11,5	9	15	17	16	11,5	8	19	21	14	10	1	13	4	5
$r_{i\Sigma}$	20	7	6	3	2	16	11	9	19	18	15	12	8	17	21	14	10	1	13	4	5

r_{ij} – ранг, що був привласнений i-тій помилці j-м експертом в індивідуальній системі переваг

Якщо підсумувати "цінності" кожної помилки, спираючись на їх величини в індивідуальних системах переваг, а потім саме від них перейти до групових рангів, то отримуємо групову думку (останній рядок табл. 2), яка має такий формальний вигляд:

$$\begin{aligned}
 & \text{Пом}_{18} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{5} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{4} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{20} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{21} \succ_{\Sigma} \\
 & \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{3} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{2} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{13} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{8} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{17} \succ_{\Sigma} \\
 & \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{7} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{12} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{19} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{16} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{11} \succ_{\Sigma}, \quad (4) \\
 & \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{6} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{14} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{10} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{9} \succ_{\Sigma} \\
 & \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{1} \succ_{\Sigma} \text{Пом}_{15}
 \end{aligned}$$

де $\succ_{\Sigma}$ – ознака переваги у групових думках, що спираються на сумарну "цінність" кожної помилки, отриману по всій сукупності індивідуальних думок.

Порівняємо системи переваг (3) і (4), обчисливши коефіцієнт рангової кореляції Спірмена [2, 25, 29 – 33, 36]:

$$R_S = 1 - \frac{6 \sum_{i=1}^n (r_{ir} - r_{i\Sigma})^2}{n \cdot (n^2 - 1)}, \quad (5)$$

де $(r_{ir} - r_{i\Sigma})$ – різниця між рангами, що були надані тим самим помилкам у групових системах переваг (3) і (4) відповідно; $n=21$ – кількість помилок.

Коефіцієнт рангової кореляції Спірмена змінюється в межах $[-1, +1]$. Високе позитивне значення R_S свідчить про подібність систем переваг.

Обчислення встановило: $R_S = 0,984$, що є підставою для зневаження звичайною його перевіркою на статистичну вірогідність за допомогою t-критерію Стюдента.

Отже, можна зробити висновок, що системи переваг (3) і (4) подібні. Проте більш привабливою є все ж система переваг (4), оскільки більш суворі, тобто не має пов'язаних (міддл) рангів, і саме на неї будемо орієнтуватися в подальших міркуваннях.

Як можна побачити з табл. 2, в груповій системі переваг узагальнюються, у тому числі, і суперечливі думки, що вимагає визначення ступеня їх узгодженості. Універсальним засобом для цього є коефіцієнт множинної рангової кореляції – коефіцієнт конкордації за Кендаллом [2, 25, 29 – 33, 37]:

$$W = \frac{12S}{m^2(n^3 - n) - m \sum_{i=1}^m R_i}, \quad (6)$$

де
$$S = \sum_{i=1}^n \left(\sum_{j=1}^m r_{ij} - \bar{r} \right)^2, \quad (7)$$

$$\bar{r} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m r_{ij}, \quad (8)$$

$$R_j = \sum_i (r_{ij}^3 - r_{ij}) \quad \text{— число однакових рангів,}$$

що надаються кожним j -м А/Д кожній помилці.

Коефіцієнт конкордації змінюється у межах $W=[0, 1]$. Природно, що, чим більше він наближений до абсолютного значення, тим більше це свідчить про високий рівень узгодженості думок А/Д у груповій системі переваг. Причому практична достовірність коефіцієнту вважається достатньою, якщо виконується умова [32]:

$$W \geq 0,7 \dots 0,8. \quad (9)$$

Спираючись на дані табл. 2, та формули (6)-(8), встановлено, що значення коефіцієнту конкордації дорівнює величині $W=0,482$, що не задовольняє критерію (9). Однак більш ґрунтованим висновком щодо статистичної вірогідності отриманого емпіричного значення W робиться після перевірки умови:

$$\chi_{\text{факт.}}^2 = \frac{12S}{mn(n+1) - \frac{1}{(n-1)} \sum_j R_j} \gg \chi_{\alpha; k}^2, \quad (10)$$

де $\chi_{\text{факт.}}^2$ – фактичне значення змінної "хи-квадрат", яке згідно обчислень, що були проведені по даних табл. 2, дорівнює величині $\chi_{\text{факт.}}^2 = 337,49$;

$\chi_{k, \alpha}^2$ – табличне значення змінної "хи-квадрат" з $k=n-1$ ступенями свободи на рівні межі дозволеного (значущості) α , яке встановлюється згідно [41]. Якщо для нашого випадку $k=20$, і прийняти, що $\alpha=1\%$, то маємо: $\chi_{20, 1\%}^2 = 40,00$.

Таким чином, маємо:

$$\chi_{\text{факт.}}^2 = 337,49 \gg \chi_{1\%, 20}^2 = 40,00.$$

Отже, умова (10) виконується, тому систему

переваг (4) слід вважати статистично вірогідною. Однак, не зважаючи на це, як витікає з даних табл. 2, групова система переваг дійсно формується спираючись і на явно суперечливі думки А/Д, від яких слід якщо не позбавитись, то обов'язково виявити і детально вивчити.

Виявлення маргінальних думок авіадиспетчерів і формування уточненої групової системи переваг на множині характерних помилок

Грубі (маргінальні, аномальні чи такі, що сильно відрізняються від інших) погіршеності експертних оцінок можна пояснити так:

- недостатньою обізнаністю А/Д у застосуванні пропонованих способів виявлення їх думок;
- високою варіативністю думок внаслідок достатньо великої кількості помилок, що ними впорядковуються;
- унікальністю особистого досвіду УПР;
- дії зовнішніх і внутрішніх факторів об'єктивного і суб'єктивного характеру, стохастичної і нестохастичної природи;
- елементарна втома;
- нещирість внаслідок побоювання соціального покарання за "неправильну відповідь".

Розглянемо процедуру виявлення маргінальних думок [25, 29 – 37]. Нехай міру впливу суджень окремого члена групи на її загальну оцінку C визначає відношення:

$$C = \frac{\bar{a}_{m+1}}{\bar{a}_m}, \quad (10)$$

де $\bar{a}_m$ – середнє арифметична оцінка групи, яка складається з m експертів;

$\bar{a}_{m+1}$ – середнє арифметична оцінка групи, яка складається з $(m+1)$ експертів.

Вважається, що нормальним є такий вплив судження b додаткового $(m+1)$ -го експерта на групову оцінку, коли відхилення нової групової оцінки відрізняється від попередньої на 5-10%:

$$\begin{cases} 1,05 \leq C \leq 1,10, & \text{якщо } b > \bar{a}_m \\ 0,90 \leq C \leq 0,95, & \text{якщо } b < \bar{a}_m \end{cases}. \quad (11)$$

Наведене стосується аналізу оцінок експертів по окремих помилках, що досліджуються, а також для вже одержаних якимось чином векторних (інтегральних) показників оцінок. Причому йдеться про чисельні оцінки методів, хоча людському мисленню найбільш властиві якісні, у т.ч. порівняльні рангові оцінки. Отже, у загальному випадку необхідно виявити методи та процедури виявлення компетентності експертів-А/Д на множині помилок, що оцінюються ними.

З аналізу наукових джерел [42 – 48] витікає можливість застосування методів теорії розпізна-

вання образів для визначення компетентності експертів. Введемо поняття ризику розпізнавання – як математичне сподівання інформаційних втрат від помилок розпізнавання / не розпізнавання компетентних / не компетентних експертів:

$$r(\delta) = \int \sum_{i=1}^I L[i, k = \delta(x)P(i)p(x/i)dx], (12)$$

де X – простір сигналів x (оціночних характеристик, що надаються експертами досліджуваному об'єкту), що розпізнаються;

$i=1,2,...,I$ – номери класів оцінок;

$k=1,2,...,K$ – номери варіантів розпізнавання $\delta(x)$;

$L(i, k)$ – інформаційні втрати при віднесенні оцінки класу i до класу k ;

$P(i)$ – відомі апіорні імовірності класів;

$p(x/i)$ – відомі апіорні щільності імовірності кожного класу.

Отже, йдеться про визначення відстаней між точками у просторі зображень. При цьому належність даної реалізації до того або іншого класу визначається відстанню між еталонною точкою і тою, що було подано для класифікації. Реалізації, що належать до одного класу, повинні створювати компакту область у просторі параметрів системи. У нашому випадку в якості узагальненої відстані використовуються величини:

$$L_j = \sum_{i=1}^{n=21} |r_{ij} - r_i|, (13)$$

де L_j – узагальнена відстань думок j -го експерта-А/Д від групової системи переваг.

Для зручності подальшого аналізу проводиться нормування величини L_j :

$$L_j^* = \frac{L_j}{L_j^{\max}}. (14)$$

Далі обчислюється значення середнь-групової помилки:

$$\bar{L}_g = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^{m=35} L_j^* (15)$$

і згідно виразу (11) встановлюється критерій визначення маргінальних думок:

$$L_j^* \geq 1,05 \cdot \bar{L}_g = 0,56. (16)$$

Результати обчислень, проведених з даними табл. 2 по формулах (13) – (16) подані наочно на рис. 4.

Як витікає з рис. 4, думки експертів-А/Д №№ 7, 9, 10, 18, 19, 22, 24, 31, 33, 34, 35 слід вважати маргінальними і виключити з узагальненої системи переваг.

Внаслідок наведеного для основної групи, кількістю $m=24$ А/Д була отримана остаточна система переваг, для якої коефіцієнт конкордації за Кендаллом зріс на 34,2 % і дорівнює величині $W=0,647$. При цьому значення коефіцієнту конкордації, обчислене для узагальненої системи переваг групи $m=11$

А/Д-"маргіналів" дорівнює величині $W=0,221$ і також є статистично-вірогідним, адже в цілому виконується умова (10):

$$\chi_{\text{фактич. marg.}}^2 = 48,69 > \chi_{1\%, 20}^2 = 40,00.$$



Рис. 4. Ілюстрація міри прийнятності думок авіадиспетчерів щодо значущості помилок

На рис. 5 наочно порівнюються групові системи переваг більшості і "маргіналів".

Висновки

1. Сформований спектр з $n=21$ характерних помилок, що можуть виникнути в процесі УПР. Їх зміст найбільш повно і всебічно стосовно відомих переліків враховує сучасні реалії автоматизації робочих місць А/Д, а також АП і інциденти, що відбулись внаслідок їх проявлення.

2. Шляхом застосування такого способу виявлення систем переваг, як попарне порівняння і частина сумарної інтенсивності отримані індивідуальні переваги $m=35$ А/Д, які працюють в аеронавігаційній системі Азербайджану. Індивідуальні переваги агреговані в групову, яка є узгодженою, адже обчислене значення коефіцієнту конкордації за Кендаллом $W=0,482$ є статистично вірогідним на рівні значущості $\alpha=1\%$.

3. Адаптовані методи теорії розпізнавання образів для виявлення маргінальних думок А/Д, що дало можливість отримати дві незалежні групові системи переваг: основної групи ($m=24$), для якої коефіцієнт конкордації зріс на 34,2% і досяг величини $W=0,647$, і групи "маргіналів" ($m=11$), для якої цей коефіцієнт також є статистично вірогідним, не зважаючи на його досить малу величину $W=0,221$.

4. Подальші дослідження з проктивного оцінювання можливого впливу характерних помилок А/Д на БП при безпосередньому УПР слід проводити у таких напрямках:

– охоплення відповідним опитуванням усього контингенту А/Д Азербайджану, адже встановлено,

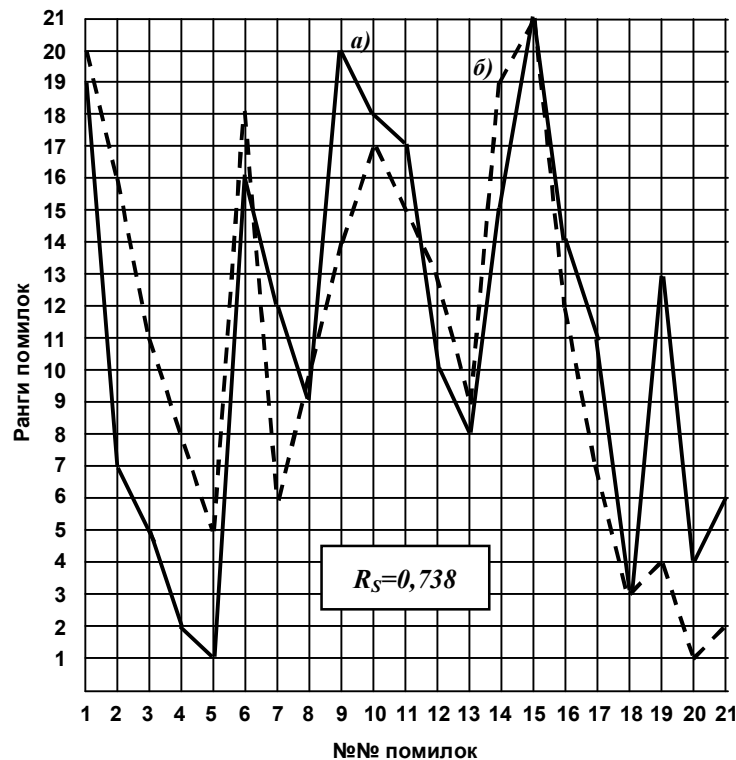


Рис. 5. Порівняльний аналіз систем переваг авіадиспетчерів основної групи (а) і "маргіналів" (б)

що 15 з 35 респондентів, які випадково були залучені до опитування безпосередньо перед початком тренажерної підготовки, допустили під час тренувань на 37% менше помилок, ніж інші;

- формування бази знань з реального прояву характерних помилок як у процесі безпосереднього УПР, так і у процесі тренувань на тренажерах, як обов'язкового модулю інтелектуальної системи підтримки рішень;

- моделювання на тренажерах повітряної обстановки, що провокує прояв характерних помилок, і відповідних антидотів з їх долаання.

Література

1. Изучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах // Человеческий фактор: Сб. м-лов № 7.- Циркуляр ИКАО 240-AN/144.- Монреаль, Канада, 1993. – 76 с.
2. Рева А.Н. Человеческий фактор и безопасность полетов: (Проактивное исследование влияния) Монография / А.Н. Рева, К.М. Тумышев, А.А. Бекмухамбетов; Науч. ред. А.Н. Рева, К.М. Тумышев. - Алматы, 2007. – 242 с.
3. Руководство по предотвращению авиационных происшествий Док. ИКАО 9422 - AN / 923.- Монреаль, Канада, 1984.- 144 с.
4. Бабак В.П. Безпека авіації / В.П. Бабак, В.П. Харченко, В.О. Максимов та ін.; За ред. В.П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. – 504 с.
5. Фундаментальные концепции человеческого

фактора // Человеческий фактор: Сб. м-лов №1.- Циркуляр ИКАО 216 AN / 131.- Монреаль, Канада, 1989.- 34с.

6. Рева А.Н. Последний рубеж обороны (Человеческий фактор: фундаментальные концепции ИКАО) / М.Ф. Давиденко, А.Н. Рева // Авиакомпания.- М., 1995 (пробный номер). – С. 23-28

7. Человеческий фактор в управлении и организации // Человеческий фактор: Сб. м-лов № 10.- Циркуляр ИКАО 247 – AN / 148.- Монреаль, Канада, 1993. – 47 с.

8. Человеческий фактор при управлении воздушным движением // Человеческий фактор: Сб. м-лов №8.- Циркуляр ИКАО 241 – AN / 145.- Монреаль, Канада, 1993. – 51с.

9. Основные принципы учета человеческого фактора в системах организации воздушного движения (АТМ).- Док. ICAO 9758-AN / 966.- Монреаль, Канада, 2000

10. ATM Contribution to Aircraft Accidents / Incidents - Review and Analysis of Historical Data // EURO-CONTROL - SRC DOC 2 / Edition : 4.0, 31 May 2005.

11. PHARE Ground Human Machine Interface (GHMI) project: Summary report//EUROCONTROL - PHARE/NLR/GHMI-7/FR/1.0/DOC 99-70-02

12. The Human Factors Case: Guidance for Human Factors Integration// EUROCONTROL - Edition 1.0/27.08.2004

13. Human Factors Module - A Business Case for Human Factors Investment // EUROCONTROL - HUM.ET1.ST13.4000-REP-02 / 13.12.1999

14. Горячев В.А. Новый подход к подготовке летного состава за рубежом / В.А. Горячев, Н.Н. Коростелева // Проблемы безопасности полетов: Ежемес. бюл. - М.: ВИНТИ, 1988. - №7. - С.3-12
15. Человеческий фактор в системе мер безопасности гражданской авиации: Doc. ICAO 9808 AN/765. - Монреаль, Канада, 2002.
16. Safety Management Manual (SMM): DOC ICAO 9859 - AN/460. - Montreal, Canada.: 2006.
17. Котик М.А. Психология и безопасность / М.А. Котик. - Таллин: Валгус, 1989. - 448 с.
18. Рева А.Н. Развитие практических методов оценки силы мотивов пилота-инструктора к безопасной деятельности / Рева А.Н., М.Б. Исмаилов, М.А. Бухарбаев // Научные труды академии. - Кировоград: ГЛАУ, 1997. - С.115-118.
19. Рева А.Н. Система мотивов курсантов-пилотов к безопасной деятельности в особых случаях полета / А.Н. Рева, А.А. Бекмухамбетов // Перспективы развития гражданской авиации и подготовка высококвалифицированных кадров: Сб. тр. 1-й междунар. конф. / Под ред. проф. К.Б. Алдамжарова. - Алматы, 18-22 сент. 2000 г. - Алматы, 2000. - Ч. II. - С.114-123
20. Селезньов Г.М. Людський фактор та безпека польотів: мотивація авіадиспетчерів до безпечної діяльності / Г.М. Селезньов // Створення системи за-безпечення психологічної та психофізіологічної надійності персоналу. Організація та проведення психопрофілактичної роботи в органах внутрішніх справ Укр-раїни: матеріали III Всеукр. наук.-практ. семін. - К.: КЮІ МВС України, 2005. - С.129-136
21. Козелецкий Ю. Психологическая теория решений / Ю. Козелецкий: Пер. с польск. Г.Е. Минца, В.Н. Поруса / Под ред. Б.В. Бирюкова. - М.: Мир, 1979. - 504 с.
22. Акофф Р. О целеустремленных системах: Пер. с англ. Г. В. Рубальского / Р. Акофф, Ф. Эмери; Под. ред. И. А. Ушакова. - М.: Высш. шк., 1989. - 367 с.
23. Рева О.М. Людський фактор: помилки авіа-диспетчера та безпека польотів / О.М. Рева, Г.М. Селезньов, В.П. Колотуша // Проблеми аеронавігації: Тематич. зб. наук. пр. - Вип. II "Удосконалення процесів діяльності та професійної підготовки авіаційних операторів". - Кировоград: ДЛАУ, 1997. - С. 60-66.
24. Райчев С.Г. Вплив помилок авіадиспетчера на рівень безпеки повітряного руху Болгарии: Авто-реф. дис ... к.т.н. за спеціальністю 05.22.13 - "Навігація і управління повітряним рухом". - К.: НАУ, 2008.
25. Надежность и эффективность в технике: Справочник в 10 т. т.3. Эффективность технических систем / Под общ. ред. В.Ф. Уткина, Ю.В. Крючкова. - М.: Машиностроение, 1988. - 328 с.
26. Рева О.М. Прийняття рішень шляхом виявлення системи пріоритетів (переваг) авіаспеціаліста: методичні вказівки з курсу "Основи теорії прийняття рішень" / О.М.Рева. - Кировоград: ДЛАУ, 1997. - 18 с.
27. Психология труда: пер. со словац. / Петер, Крбатя, Й. Мюллер и др.; Общ. ред. и предисл. К.К. Платонова. - М.: Профиздат, 1979. - 216 с.
28. Заде Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений: пер. с англ. Н.И. Ринго. / Л. Заде; Под ред. Н.Н. Моисеева, С.А. Орловского. - М.: Мир, 1976. - 165 с.
29. Евланов Л.Г. Экспертные оценки в управлении / Л.Г. Евланов, В.А. Кутузов. - М.: Экономика, 1978. - 133 с.
30. Бешелев С.Д. Математико-статистические методы экспертных оценок / С.Д. Бешелев, Ф.Г. Гурвич. - М.: Статистика, 1980. - 263 с.
31. Блюмберг В.А. Какое решение лучше? Метод расстановки приоритетов / В.А. Блюмберг, В.Ф. Глуценко. - Л.: Лениздат, 1982. - 160 с.
32. Тарасов В.А. Интеллектуальные системы поддержки принятия решений: Теория, синтез, эффективность / В.А. Тарасов, Б.М. Герасимов, И.А. Левин, В.А. Корнейчук. - К.: МАКИС, 2007. - 336 с.
33. Литвак Б.В. Экспертная информация. Методы получения и анализа / Б.В. Литвак. - М.: Радио и связь, 1982. - 184 с.
34. Панкова Л.А. Организация экспертизы и анализ экспертной информации / Л.А. Панкова, А.М. Петровский, М.В. Шнейдерман. - М., 1984. - 117 с.
35. Саати Т. Принятие решений. Метод анализа иерархий / Т. Саати. - М.: Радио и связь, 1993. - 314 с.
36. Тоценко В.Г. Методы и системы поддержки принятия решений. Алгоритмический аспект / В.Г. Тоценко. - К. Наук. думка, 2002. - 381 с.
37. Самохвалов Ю.Я. Экспертное оценивание: Методический аспект / Ю.Я. Самохвалов, Е.М. Науменко. - К.: ДУИКТ, 2007. - 362 с.
38. Дюбуа Д., Прад А. Теория возможностей: Приложения к представлению знаний в информатике / Пер. с франц. В.Б. Тарасова; Под ред. С.А. Орловского. - М.: радио и связь, 1990. - 288 с.
39. Вилкас Э.И. Решения: Теория, информация, моделирование / Э.И. Вилкас, Е.З. Майминас. - М.: Радио и связь, 1981. - 328 с.
40. Шапиро Д.И. Принятие решений в системах организационного управления: использование расплывчатых категорий / Д.И. Шапиро. - М.: Энергоатомиздат, 1983. - 184 с.
41. Мюллер П. Таблицы по математической статистике: пер. с нем. В.М. Ивановой / П. Мюллер, П. Нойман, Р. Шторм. - М.: Финансы и статистика, 1982. - 278 с.
42. Чуев В.И. Прогнозирование количественных характеристик процессов / В.И. Чуев, Ю.Б. Михайлов, В.И. Кузьмин. - М.: Сов. радио, 1975. - 400 с.
43. Горелик А.А. Методы распознавания: Учеб. пос. для вузов / А.А. Горелик, В.А. Скрипкин. - М.: Высш. шк., 1977. - 222 с.

44. Васильев В.И. Распознающие системы: Справочник. – К.: Наук. думка, 1983. – 423 с.
45. Мандель И.Д. Кластерный анализ. – М.: Финансы и статистика, 1988. – 176 с.
46. Бабак В.П. Безпека авіації / В.П. Бабак, Ю.П. Харченко, В.О. Максимов та ін.; За ред. В.П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. – 584 с.
47. Рева О.М. Методи теорії розпізнавання образів у визначенні однорідності думок викладачів / О.М. Рева, М.В. Сидоров, Л.М. Липчанська, О.В. Висотчина // Наукові праці академії. – Кіровоград: ДЛАУ, 2004. – Вип. VIII. – С. 82-94.
48. Рева О.М. Методи розпізнавання образів у оцінюванні компетентності викладачів щодо пріоритетності індикаторів мотивів їхньої праці / О.М. Рева, І.М. Суворова // Управління проектами, системний аналіз і логістика. – Вип. 6. – К.: НТУ, 2009. – С. 208-216.

Надійшла до редакції 19.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Єпіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків.

ПИЛОТНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ СИСТЕМ ПРЕДПОЧТЕНИЙ АВИАДИСПЕТЧЕРОВ АЗЕРБАЙДЖАНА НА ХАРАКТЕРНЫХ ОШИБКАХ В ПРОЦЕССЕ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Ш.Ш. Насиров

Учитывая, что авиадиспетчеры, как и пилоты, также отнесены ИКАО к "операторам переднего края", являющимися "последним рубежом обороны" в обеспечении надлежащего уровня безопасности полетов, в статье сформирован спектр из $n=21$ характерных ошибок, которые могут возникнуть в процессе управления воздушным движением. Их содержание наиболее полно и всесторонне относительно известных перечней учитывает современные реалии автоматизации рабочих мест авиадиспетчеров, а также авиационные происшествия и инциденты, состоявшиеся вследствие их проявления. Используя такой способ выявления систем предпочтений, как попарное сравнение и часть суммарной интенсивности, определены индивидуальные приоритеты, то есть значимость ошибок для $m=35$ авиадиспетчеров Азербайджана. Методами теории распознавания образов выявлены маргинальные мнения и построена статистически достоверная групповая система предпочтений, которая рассматривается как база знаний интеллектуального модуля поддержки решения инструктора тренажера.

Ключевые слова: безопасность полетов, человеческий фактор при управлении воздушным движением, значимость характерных ошибок, системы предпочтений авиадиспетчеров.

THE PILOT DEFINITION OF THE SYSTEMS OF THE PREFERENCES OF AIR TRAFFIC CONTROLLERS OF AZERBAIJAN ON CHARACTERISTIC ERRORS IN MANAGERIAL PROCESS BY AN AIR TRAFFIC

S.S. Nasirov

Considering that air traffic controllers, as well as pilots, also are carried by ICAO as an "operators of the front line", being "final line of defence" in the keeping of appropriate level of the flight safety, the spectrum of the specific errors ($n=21$), which can arise from managerial process by an air traffic is formed in the article. Their content in to and comprehensively, concerning known lists considers the modern realities of automation of the workplaces of the air traffic controllers, and also aviation accidents and incidents, which have taken place owing to their display. Using such way of revealing of systems of preferences as paired comparison and as a part of total intensity, individual priorities are defined, that is the importance of errors for $m=35$ of the air traffic controllers of Azerbaijan. The marginal opinions by methods of the theory of recognition of image,s and the statistically reliable generic system of the preferences, which is considered as the knowledge base of the intellectual module of support of the decision of the instructor of a training apparatus is constructed.

Keywords: flight safety, the human factor at an air traffic control, the importance of the distinctive errors, systems of preferences of air traffic controllers.

Насіров Шахін Шахвелі-огли – начальник диспетчерської зміни Головного центру єдиної системи управління повітряним рухом Азербайджанської Республіки, e-mail: shahin.s@mail.ru.

УДК 656.7.01.78.13; 658.012.2.656.7

С.В. НЕДБАЙ

ДП "Головний сертифікаційний та навчальний центр цивільної авіації України", Київ

СИСТЕМОЛОГІЯ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ ПРОЦЕСІВ ЛЬОТНОЇ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

У статті, враховуючи вплив людського чинника на безпеку авіаційної транспортної системи та можливість уявлення професійної діяльності пілота-оператора (льотного екіпажу як колективного оператора) у вигляді безперервного ланцюга рішень, що виробляються в умовах дії багатьох факторів різноманітної природи, а також спираючись на запропоновані класифікаційні ознаки (міри динаміки, складності та невизначеності) польотних ситуацій, системно розглянуті характеристики їх невизначеності як джерела нестохастичного ризику, який у загальному випадку не може бути передбачуваним. Особлива увага привернута до детального розгляду невизначеностей, пов'язаних з діяльністю людини (відсутність знань про явища та закономірності функціонування повітряних суден, як об'єктів керування; взаємодія пілота з об'єктом і (або) явищем навколишнього середовища; визначення мети; отримання та обробка інформації; побудова стратегій вирішення теоретичних і практичних задач), а також інформаційно-лінгвістичній невизначеності опису проблемних ситуацій.

Ключові слова: вплив людського чинника на безпеку польотів; класифікаційні ознаки проблемних ситуацій; невизначеності, пов'язані з діяльністю людини, а також інформаційні як джерела ризику нестохастичного характеру.

Вступ

Постановка проблеми. Професійна діяльність льотного складу (ЛС) цивільної авіації (ЦА) надзвичайно складна й ще більш відповідальна, тому що пов'язана, з одного боку, з забезпеченням безпеки пасажирів, які довірили екіпажу, авіакомпанії в цілому своє життя, та, з іншого боку, зі збереженням надзвичайно дорогої авіаційної техніки (АТ). Однак, зі статистичних даних багаторічних спостережень витікає, що переважна більшість авіаційних пригод (АП) та інцидентів в авіакомпаніях різних держав пов'язана саме з людським чинником (ЛЧ) [1 – 4]. І хоча та теперішній час загальний рівень безпеки польотів (БП) незрівнянно вище, ніж, скажімо, він був 60-70 років тому [5, 6], роль ЛЧ фактично не змінилася, навіть зважаючи на чисельні його дослідження. І все-таки, саме пілот (екіпаж як колективний оператор у цілому) є останнім "рубежем оборони", який згідно ґрунтовних висновків міжнародної організації ЦА ІКАО забезпечує остаточну ефективність функціонування системи "екіпаж – повітряне судно (ПС)" (СЕПС) [7,8], де протікають процеси, характеризовані високою швидкоплинністю.

В зазначеній СЕПС пілот-оператор (П-0) виступає генератором цілей, альтернативних (нестандартних) шляхів її експлуатації особливо в умовах, не передбачуваних нормативними документами, й формує її поведінку та стан у просторі середовища. Очевидно, що саме рівень професійної підготовки

(ПП) ЛС (ППЛС) є головним чинником міцності та стійкості зазначеного ІКАО "рубежу". При цьому оскільки загальновизнано, що діяльність авіаційних операторів, насамперед, пілотів чи льотного екіпажу може розглядатись як безперервний ланцюг одно- і багатокрокових рішень, що виробляються та реалізуються в умовах дії багатьох факторів різноманітної природи та ризиків стохастичного і нестохастичного характеру [3 – 5, 9 – 11], їх виявлення, опис і врахування є перманентно важливим з точки зору забезпечення потрібного рівня БП.

Аналіз досліджень і публікацій. Враховуючи нагальну потребу постійного забезпечення належного рівня БП, вчені і фахівці приділяють постійну увагу дослідженню проблем впливу різноманітних чинників на процеси льотної експлуатації (ЛЕ) ПС і ППЛС. Однак в СНД вирішення питань застосування нових підходів до вимірів якості експлуатації АТ і професійної діяльності екіпажів ПС (ЕПС), що базуються на методах теорії нечітких множин і лінгвістичних змінних, можна знайти, на жаль, лише в обмеженого числа авторів, у т.ч.: В.М. Козака, А.А. Туніка, О.М. Рєви, Л.А. Журавльової, В.А. Шульгіна (Україна), В.А. Горячева, В.А. Боднера, І.Е. Бурдуна, М.І. Плотнікова (Російська Федерація, РФ), Р.М. Джафарзаде (Азербайджан) та деяких ін., що створює певні хибні ланки у безперервному ланцюзі вдосконалювання процесів експлуатації АТ і формуванні надійності ЛС.

У праці [12] зроблена спроба постановки задачі емпіричного нечіткого моделювання процесів функ-

ціонування авіаційної транспортної системи (АТС) у шкалах "простота – складність", "організованість – неорганізованість", однак пропонований підхід не охоплює, з одного боку, усіх класифікаційних ознак проблемних ситуацій, що виникають у процесі ЛЕ ПС і ППЛС, а, з іншого боку, не враховують сучасних математичних методів їх розв'язання, зокрема теорії можливостей [13, 14].

Мета статті полягає у формуванні системоутворюючих ознак проблемних польотних ситуацій, виявленні і системному описі джерел невизначеності у процесах ЛЕ та прийняття рішень (ПР) ЛС.

Класифікаційні ознаки та джерела невизначеності польотних ситуацій

Розв'язуючи відповідні проблеми, автор розглядає діяльність ергатичного елементу в СЕПС як безперервний ланцюг рішень, які виробляються й реалізуються в явній і неявній формах [15]. Дані рішення характеризуються невизначеністю одержуваної інформації й варіативністю керуючих впливів. У такій інтерпретації ЛЕ ПС зручно розглядати як одно- і ба-гатокроковий процес ПР, заснований на наближеній стратегії й нечітких спостереженнях фазових станів об'єкту керування, при яких вибір нечітких керуючих впливів спрямований на досягнення ПС "розмитой" кінцевої мети, починаючи з будь-якого початкового стану та з урахуванням нечітких обмежень, які накладаються на спостережені стани й керування ПС [16].

Таким чином, пропонований опис ПР більше відповідає природі формування й реалізації керуючої діяльності пілота, що характеризується нагромадженням у його пам'яті досвіду формування навичок ЛЕ ПС у вигляді пари нечітких образів "спостережений стан – керуючий вплив". На етапі застосування цього досвіду йдеться про асоціацію образу поточного стану об'єкта-ПС у просторі середовища з попередньо накопиченим досвідом (концептуальною моделлю (КМ) польоту) і виробленням у процесі асоціативної обробки польотної інформації образу керуючого впливу для його подальшої реалізації. Такий підхід закономірний і ґрунтується на підтвердженому численними дослідженнями твердженні одного з фундаторів нечіткої математики Л.А. Заде про те, що "... елементами мислення людини є не числа, а елементи деяких нечітких множин, або класів об'єктів, для яких перехід від "належності" до "неналежності" не стрибкоподібний, а безперервний" [17].

СЕПС, в якій здійснюється професійна діяльність ЛС, відноситься до так званих гуманістичних систем. За визначенням того самого Л. Заде, "гуманістичні - це такі системи, на поведінку яких

великий вплив здійснюють судження, сприйняття або емоції людини: економічні системи, правові системи, загально-освітні системи і т.ін. Сама людина (індивід) та процеси її мислення також можуть розглядатись як гуманістичні системи". Отже, гуманістичні системи – це будь-які системи, у складі яких є людина.

О.І. Губінським були сформульовані критерії, згідно яких залежно від цілей, що ставляться людиною в гуманістичній системі, можуть формуватися множини їх класів [18]. Зокрема, ерготичні гуманістичні системи – це такі, де метою діяльності людини-оператора (Л-О), колективу або групи операторів є одержання нового продукту праці. Таким чином, авіаційна ерготична гуманістична СЕПС – це така, в якій ерготичний елемент (пілот, екіпаж), маючи таке знаряддя виробництва, як ПС, і предмет виробництва – вантажі та пасажирів, виробляє продукт виробництва, а саме повітряні перевезення.

Велика складність гуманістичних систем дійсно вимагає у їх дослідженні підходу, у корені відмінного від загальноприйнятих кількісно-стохастичних методів аналізу систем. Для реалістичного моделювання поведінки СЕПС необхідно застосовувати лінгвістичний підхід, у відповідності з яким у якості значень змінних допускаються не тільки числа, але й слова або речення природної або штучної мови. Такі змінні становлять основу нечіткої логіки й наближених способів міркувань, які можуть виявитися більше співзвучними зі складностями й неточностями гуманістичних систем, ніж звичайні чисельні методи аналізу. За допомогою лінгвістичних змінних можна приблизно описувати явища, які настільки складні або погано визначені, що не піддаються опису загальноприйнятими методами.

Оскільки сам процес ЛЕ ПС здійснюється у просторі середовища, то, спираючись на рекомендації [19, 20], уявимо це середовище у вигляді трьохмірного простору, в якому вимірюваними величинами є *складність, динаміка й невизначеність* (рис. 1).

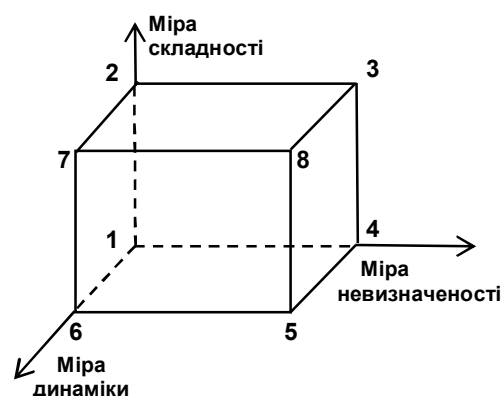


Рис. 1. Простір середовища з розташованими в ньому видами задач прийняття рішень



Рис. 2. Класифікація видів невизначеності, що виникають в процесі функціонування системи "екіпаж – повітряне судно – середовище" (Л.А. Журавльова)

СЕПС є динамічною системою [21] тому, що являє собою сукупність взаємозалежних і взаємодіючих елементів: зовнішнього середовища, ПС і П-О, фазовий і функціональний стан яких у середовищі залежить від попереднього стану, а також є функцією часу.

Задача ПР (ЗПР) вважається складною (векторною, багатоцільовою, багатокритеріальною), якщо кількість цілей, яких прагне досягти ЕПС в процесі виконання польоту, не менше двох, та кою ж за обсягом має бути кількість показників (критеріїв) ефективності (оптимальності), що при цьому використовуються.

Дійсно, всі польотні завдання є багатоцільовими, тому що П-О, ЕПС в цілому доводиться одночасно вирішувати кілька завдань задля реалізації цілей, які можуть мати як односпрямований, так і протилежний характер. При наявності декількох цілей одночасно, вони утворюють "складну мету" [19, 22].

З погляду ж пілотування йдеться про необхідність сформувати простір фазових станів ПС, витримуючи сукупність параметрів польоту у заданих (рекомендованих) межах, здійснюючи одночасно контроль роботи ФС. Зазначимо також, що всі польотні завдання є не тільки багатоцільовими, але ж і багатокритеріальними, тому що їх виконання оцінюється щонайменше за трьома показниками: *регулярність, ефективність, безпека польотів*.

Вісь "визначеність – невизначеність" асоціативно відображає найбільш складні та важливі характеристики і умови польоту, які істотно впливають на його безпеку. Причому до недавнього часу переважною була думка, що будь-яка невизначеність має імовірнісну природу, але дедалі більше поширюєть-

ся визнання нестохастичних типів невизначеності, які стосовно різних галузей діяльності розглядаються в працях [13, 14, 23 - 27 та ін.]. На сьогоднішній день існують певні підходи щодо класифікації типів невизначеності, які, зокрема, викладені в працях [19, 20, 25, 26, 27, 28 - 34]. На основі узагальнення цих підходів можна побудувати класифікаційну схему видів невизначеності, які мають місце в процесі експлуатації системи "екіпаж – ПС – середовище" (СЕПСС), що розглядається (рис. 2) [35].

Як витікає зі схеми на рис. 2, власне проблема невизначеності має сенс переважно на тому етапі, коли процес функціонування будь-якої системи потребує втручання Л-О, бо саме в цьому разі виникає необхідність ПР про подальші дії, яке, в свою чергу, впливатиме на стан усієї системи в наступний момент часу.

Стосовно процесу ПР невизначеність умовно розподіляють на три класи [20, 36]. Перший клас - це так звана "невизначеність природи", - тобто фактори просто невідомі Л-О; другий клас - це "невизначеність супротивника". Це пов'язується з тим, що людина завжди існує за умов, коли результати її рішень не суворо однозначні, а залежать від дій інших осіб (партнерів, супротивників тощо), дії яких вона не може врахувати або передбачити в повній мірі. Третій клас - це невизначеність бажань та цілей, оскільки в дійсності завжди існує кілька цілей, які неможливо описати за допомогою одного показника (критерію) [37].

У ситуації невідомості (рис. 3) інформація про завдання, явища або закони функціонування об'єктів керування практично відсутня (початкова стадія вивчення завдання). У процесі збору інформації на певному етапі може виявитися, що зібрано ще не всю



Рис. 3. Джерела невизначеності, пов'язані з відсутністю знань про явища та закони функціонування об'єкта керування

можливу інформацію (неповнота). Інший випадок, коли зібрана не вся необхідна інформація (недостатність), наприклад, сигналізація відмови (пожежі) двигуна вимагає підтвердження за дублюючими приладами і реакцією ПС. Для деяких елементів визначені не їхні точні описи, а лише множини, яким ці описи належать (недовизначеність). Деякі елементи польоту, тимчасово описувані лише за аналогією завдань, що вже виконувалися, тому є лише опис, "що заміщує" (неадекватність). Можливо також використання прийомів ЛЕ ПС, відпрацьованих на тренажері з низьким коефіцієнтом подібності літаку, що особливо характерно для процесів початкової ПП пілотів. Наявність таких видів невизначеності (невірогідності) пов'язане або з тим, що процес збору інформації тимчасово припинений, наприклад, внаслідок необхідності негайно вирішувати інше завдання, що раптово виникло, або з недостатчею ресурсів (часу), виділених для збору інформації. Однак, в принципі, можливість результативного продовження вивчення та виконання завдання все ж існує.

Ситуація невизначеності, що пов'язана з відсутністю знань про явища та закономірності функціонування об'єктів виникає також у випадках, коли для прийняття індивідуального або групового рішення людині, яка ПР (ЛПР) встановлюють умовні обмеження з метою спрощення ЗПР, яких в дій-

сності не існує, або коли людина, яка ЛПР (ЛПР) не має можливості врахувати всі зв'язки між елементами поля ПР тощо. Згідно з рис. 3 перший рівень декомпозиції блока відбиває ситуацію, коли ЛПР з метою спрощення процесу ПР вводить обмеження, яких в дійсності може і не існувати.

Аналіз кожної системи, у тому числі і СЕПСС здебільшого потребує розглядання не всієї системи, а виділення певної її частини. Це спричиняється тим, що в дійсності неможливо, як правило, виконати повний формалізований опис складної технічної системи (СТС). При цьому виділення певної частини з всієї системи виконується у відповідності з цілями досліджень та уявою дослідника про систему в цілому. В цьому випадку, виділяючи субсистему з усієї системи, дослідник вводить певні межі, які фактично відсутні, оскільки повна система не є дискретною сукупністю субсистем, а скоріше повинна розглядатися як певне поле, де субсистеми мають ті чи інші взаємозв'язки і в певній мірі "перетинаються" і проникають одна в іншу. Таким чином, перехід від однієї субсистеми до іншої не може здійснюватися стрибкоподібно через чітку межу, а відбувається поступово і безперервно.

Аналізуючи певну субсистему, дослідник не має можливості врахувати всі взаємозв'язки між субсистемами та їх елементами (зовнішні і внутрі-

шні), тому він використовує свої уявлення про ці зв'язки, а також думки фахівців-експертів. Здебільшого ці уявлення подаються в поняттях, які мають нечіткий опис і не можуть бути описані засобами класичної математики. Цю проблему відбиває другий рівень субструктури (рис. 3, блок "Зв'язки, які неможливо виявити і врахувати").

Подальше вивчення проблемної ситуації може привести або до випадку визначеності, коли усі елементи описані однозначно, або до неоднозначності. Тоді передбачається, що вся можлива інформація про завдання зібрана, але повністю певний опис не отриманий і не може бути отриманим.

Задача мінімізації (максимізації) заданої функції на заданій множині допустимих альтернатив звичайно розглядається як стандартна задача математичного програмування [37]. Але при моделюванні в реальних умовах ЛПР може мати в своєму розпорядженні лише нечіткі описи параметрів функції і (або) самої множини. Бінарне відношення переваги на множині альтернатив може бути описане кількома способами, зокрема, так званою функцією корисності [4, 36]. Таким чином, невизначеність при розв'язанні задач математичного програмування може міститися як в описі множини альтернатив, так і в описі функції корисності. Такі задачі називаються задачами нечіткого математичного програмування і саме ці дві задачі відбивають два наступні субрівні "Неможливість здійснення опису за допомогою однієї функції корисності" та "Неможливість здійснення точного опису альтернатив" (рис. 3).

Згідно з рис. 3 розглянемо блок "Невизначеність, що пов'язана з взаємодією людини з об'єктом і (або) явищем навколишнього середовища" (рис. 4).

В різних галузях людської діяльності і, зокрема, в процесі експлуатації ергатичних систем, часто зустрічаються ситуації, в яких досягнення мети в результаті ПР окремою ЛО (або їх групою) залежать не тільки від ЛПР (чи групи ЛПР), але і від рішень (дій) іншої особи (групи осіб), які переслідують свої власні цілі. В цьому випадку необхідно враховувати наявність впливу цих осіб, які можуть бути як партнерами, так і супротивниками. Як приклад можна навести вплив якості професійної діяльності представників служб забезпечення на діяльність ЕПС, а точніше, на БП.

Одним з найбільш зручних підходів до вирішення задач, що породжуються такими ситуаціями, пропонує теорія ігор. Найбільша увага в ній приділяється двом теоретико-ігровим принципам раціональності: принципу найкращого гарантованого результату і принципу, що спирається на поняття рівноваги [37]. Власне гра відбиває процес взаємодії двох осіб (або груп осіб). Побудова стратегії поведінки кожного з гравців пов'язана також з проблемою наявності інших типів невизначеності (рис. 4).

Наступним блоком класифікаційної структури типів та джерел невизначеності, яка наведена на рис. 2, є блок "Невизначеність постановки цілей" (рис. 5). Підхід до розв'язання ЗПР за умов невизначеності постановки цілей був розроблений Л. Заде і Р. Беллманом і отримав назву "підхід Беллмана-Заде". Основою цього підходу є те, що цілі ПР та множина допустимих альтернатив розглядаються як рівноправні нечіткі субмножини деякої універсальної множини альтернатив. У межах цього напрямку звичайно розглядаються відповідні субзадачі, подані на рис. 5 [38].



Рис. 4. Джерела невизначеності в процесі взаємодії людини з іншою людиною (між групами людей), або людини з об'єктом і / або явищем навколишнього середовища

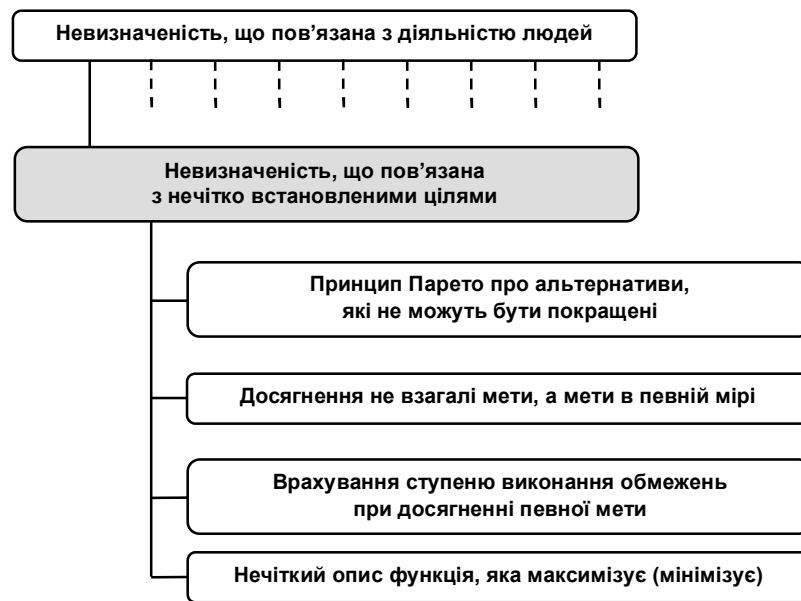


Рис. 5. Невизначеність, що пов'язана з нечітко встановленими цілями

В процесі досліджень законів функціонування СЕПСС виникає необхідність вирішення різноманітних задач, пов'язаних з синтезом стратегій керування системою, розробки заходів з забезпечення безпеки функціонування системи, побудови моделей роботи власне системи та її складових елементів тощо.

В цьому випадку виникає необхідність враховувати невизначеність, яка пов'язана з такими видами діяльності фахівців, як вивчення проблеми, постановка задачі, вибір методів її розв'язання, забезпечення необхідною інформацією тощо. Точніше кажучи, при формулюванні задачі відбувається відображення реальної задачі на деяку формалізовану мову професійну мову фахівця. Внаслідок наведеного виникає ряд таких проблемних ситуацій:

- ситуація невідомості: інформація про задачу практично відсутня;
- в розпорядженні ПО як ЛПР є не вся потрібна інформація;
- зібрана не вся можлива інформація;
- не існує точного опису для всіх елементів, які підлягають дослідженню;
- деякі елементи описані не за фактичними даними, а за аналогією і так ін.

Як видно, проблеми розв'язання ЗПР визначаються процесом ПР. Структуру цього блока складатимуть усі елементи структур розглянутих вище блоків, крім того, сюди слід віднести ще один елемент, який є найважливішим за всяких умов ПР – невизначеність, що пов'язана з інформаційним забезпеченням.

Будьяка інформаційна одиниця може бути характеризується такими ознаками як "Значення" і

"Певність", тобто, отримуючи будь-яку інформацію, ми звертаємо увагу по-перше на її зміст, а, по-друге, на те, наскільки вона відповідає дійсності. При такому підході може мати місце ситуація, коли інформація була передана неточно, тобто ЛПР не може бути впевненим в її істинності. В цьому випадку відрізняють власне неточність, яка пов'язується з характеристикою "Значення", і вірогідність інформації, яка пов'язується з характеристикою "Певність".

Наведене подане на рис. 6.

Неточність інформації породжується її неоднозначністю, яка, в свою чергу може бути фізичною і лінгвістичною.

Фізична невизначеність може бути пов'язана як із наявністю в зовнішньому середовищі декількох можливостей, кожна з яких випадковим чином стає дійсністю (ситуація випадковості, або стохастичної невизначеності), так і з неточністю вимірів цілком певної величини, які виконуються приладами або ПО (ситуація неточності). В умовах ризику (стохастична невизначеність) будь-яке ПР може привести до одного із багатьох можливих наслідків, причому, кожен наслідок має відому ймовірність появи. І саме величина цієї ймовірності формує ступінь впевненості ЕПС у своїх діях. В умовах нестохастичної невизначеності будь-яке ПР може привести до одного із багатьох наслідків, ймовірність появи якого ЧЕ, як ЛПР, невідома.

Лінгвістична невизначеність пов'язана з особливістю інтерфейсу прийому й передачі інформації за допомогою природної або професійної мови ЛПР для опису завдання ПР. Особливо актуальна проблема лінгвістичної невизначеності пов'язана з використанням нерідної мови.

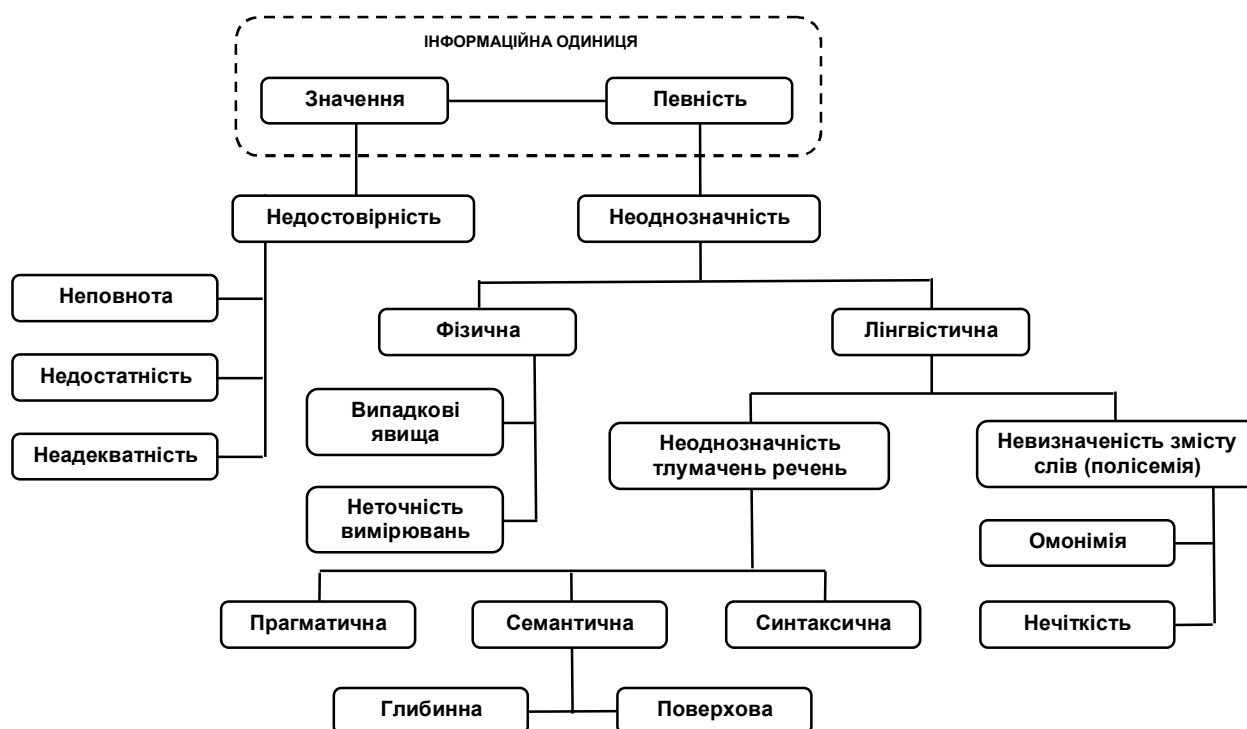


Рис. 6. Джерела та типи інформаційної невизначеності

Результати досліджень подій, пов'язаних з АП й інцидентами, вказують на те, що значна їх частина може бути обумовлена неправильною інтерпретацією команд авіадиспетчера (А/Д) [39]. Катастрофа у Тенерифі, внаслідок якої загинуло 583 осіб яскраво ілюструє наведене. Такого роду невизначеність обумовлюється необхідністю оперувати кінцевим числом слів й обмеженим числом структур фраз (речень, абзаців, текстів) для опису за певний час майже нескінченної множини різноманітних ситуацій, що виникають у процесі ПР в польоті. Лінгвістична невизначеність породжується множинністю значень слів, що називають полісемією, а з іншого боку, неоднозначністю змісту фраз.

Особливо зазначимо, що всі типи невизначеності згідно розглянутої на рис. 6 класифікаційної структури є значними чинниками, що знижують імовірність отримання достовірних результатів досліджень СЕПСС і викликають необхідність застосування спеціальних заходів та методів, які б дозволяли зменшити як загальний вплив, так і вплив окремих типів невизначеності на процес її експлуатації.

При дослідженні проблеми підвищення відмовобезпеки СЕПСС слід зупинитися на тих типах невизначеності і її джерелах, які мають значний вплив на процес побудови нових засобів та методів досліджень і мають бути враховані, зокрема, в процесі побудови моделі цієї системи. При цьому одним з найбільш значних є фактор інформаційної невизначеності, а саме, недостовірність інформації (рис. 6).

Недостовірність інформації є поняттям, яке включає такі характеристики як неповнота, недостатність і неадекватність. Найбільший вплив цей чинник здійснює в таких випадках:

- в польоті, коли засоби сигналізації пілотної кабіни з тих чи інших причин не надають вичерпаної інформації про стан системи в цілому і її елементів окремо;

- при підготовці ПС до польоту екіпажем, коли в ряді випадків до відома екіпажа не доводиться фактичний стан літака, зокрема його особливості, які можуть спричинити виникнення у ЧЕ стресової ситуації і, як наслідок, критичного стану системи в цілому.

Прикладом першого випадку можуть слугувати дослідження, які провадилися стосовно якості сприйняття інформації, що надається пілотам авіагоризонтами “з рухомою землею” [40,41]. За результатами цих досліджень, така конструкція авіагоризонта утруднює сприйняття пілотом інформації, що збільшує час розпізнавання сигналу.

Іншим прикладом можуть бути дослідження засобів сигналізації відмов силових установок (СУ), зокрема пожежів двигунів [42]. Встановлено: звичайно вважається що датчик є ідеальним і спрацьовує миттєво. Проте реальний датчик замість ідеального порога спрацьовування має розмиту область спрацьовування, в результаті чого виникає досить великий процент фальшивих (хибних) спрацьовувань, коли в дійсності пожежа відсутня.

Таке фальшиве спрацьовування вважається помилкою першого роду.

В іншому разі, завдяки саме “розмитості” області спрацьовування, датчик не спрацьовує при виникненні пожежі, в така подія розуміється як помилка другого роду. Цей факт потребує впровадження додаткових заходів, до яких відноситься, зокрема, інформаційне резервування.

Прикладом другого випадку може слугувати відсутність інформації у ЕПС про фактичний стан літака, а саме про його конструктивні зміни, наявність деформацій тощо. Саме цей вид невизначеності виявився причиною катастрофи літака АН-24РВ 10.03.1997 в районі м. Черкеська, коли при виконанні польоту виникло зруйнування конструкції хвостової частини фюзеляжу з подальшим її відділенням разом з хвостовим оперінням, внаслідок чого літак перейшов в енергійне зниження з вертикальними швидкостями 8090 м/с і зіткнувся з землею. Причиною зруйнування панелі було зниження її несучої здатності внаслідок великого за площею і значного за глибиною корозійного враження обшивки і силових елементів з боку підпольної частини фюзеляжа.

Таким чином, при побудові моделі СЕПСС важливим є врахування недостовірності інформації про стан елементів системи, а саме – її недостатності і неадекватності. Методами уникнення впливу цього фактора є:

- накопичення інформації про стан ПС в електронній базі даних;
- визначення показників стану за результатами обробки статистичної інформації про “старіння” конструкції;
- експертне оцінювання.

Слід особливо зупинитися на формуванні експертних оцінок стану системи. Отримання експертних оцінок може здійснюватися шляхом анкетування групи експертів фахівців, до складу якої входять як представники технічної служби, так і екіпажі, які виконували польоти на тому літаку, стан якого підлягає оцінюванню. Слід зазначити, що експертні оцінки здебільшого мають характер вербального опису або інтервальної числової оцінки, тобто не можуть тлумачитися як конкретне чітке число. В цьому разі доцільним є застосування методів лінгвістичних змінних і нечіткої математики, зокрема, в процесі побудови групового рішення.

Отже, ще одним типом невизначеності, яка має значний вплив на рівень відмовобезпеки досліджуваної системи є невизначеність, що безпосередньо пов'язана з діяльністю людей, зокрема, невизначеність, яка пов'язана з взаємодією людини з об'єктом керування (ПС) (див. рис. 4). В свою чергу цей тип невизначеності має три складові частини:

- нечіткі умови розв'язання задачі керування (випадок, коли множина дій, номованих регламен-

туючими документами у відповідній польотній ситуації, не відповідає реальним можливостям як об'єкта керування, так і керуючої ланки);

- нечітке завдання параметрів функцій (внаслідок змін, які відбулися в конструкції ПС змінилися і його характеристики керованості і стійкості, а, значить, функції, що їх описують, не є адекватними фактичним);

- нечітке завдання (фактичний стан системи не є сумісним з тими обмеженнями, які відповідають “ідеальній” системі).

Ще одним типом невизначеності, яка має місце в процесі дослідження СЕПСС є неможливість виявлення і/або врахування усіх зв'язків між елементами системи. Зупинимося детальніше на цьому факторі.

Оскільки СЕПСС відноситься до класу технічних ергатичних систем, процес її дослідження має виконуватися у відповідності з вимогами до проведення таких досліджень. Зокрема, опис цієї системи має включати не тільки основні, але й додаткові процеси (субпроцеси), які також – посередньо чи безпосередньо, пов'язані з діяльністю людей. В цьому випадку мається на увазі те, що опис процесу функціонування ергатичної СЕПСС повинен включати опис діяльності другорядних ергатичних елементів, до яких відносяться діяльність представників служб:

- технічного забезпечення;
- керування повітряним рухом;
- метеорологічного забезпечення тощо.

Зв'язки керуючого елемента та об'єкта керування з цими елементами можуть бути описані тільки умовно, таким чином, цей опис не матиме чіткої числової формалізації і може розглядатися як інформаційний простір складної структури, до якого входять такі види інформації як числова, лінгвістична, графічна, змішана тощо. Врахування цих зв'язків може бути здійснене за результатом виникнення чи відсутності певної події, яка може бути ідентифікована лише за переліком певних ознак. Саме множина цих ознак у сукупності з множиною ознак стану ПС та екіпажу дозволить уникнути повної втрати відомостей про ці зв'язки. Ознаки в цьому випадку будемо розуміти як числові, графічні чи лінгвістичні характеристики події, яка посередньо чи безпосередньо слугує причиною переходу системи з одного стану в інший.

Всі наведені міркування приводять до необхідності розв'язання задачі формування простору ознак досліджуваної системи з подальшою розробкою технології оцінювання рівня відмовобезпеки СЕПСС.

Розглядаючи лінгвістичну невизначеність значимо також, що звичайно виділяють два види полісемії: омонімію й нечіткість.

Якщо відображені тим самим словом об'єкти завдання ПР істотно різні, то відповідну ситуацію відносять до омонімії. Наприклад, курс (магнітний, істинний, ортодромічний). Якщо ж ці об'єкти подібні, то ситуацію відносять до нечіткості. Наприклад, гірська місцевість: будь-яка підстилаюча поверхня з висотою височин більше 2000 метрів [43].

Розглядаючи джерела неоднозначності змісту фраз, можна виділити синтаксичну, семантичну й прагматичну неоднозначність. Прикладом синтаксичної неоднозначності може служити такий гіпотетичний діалог в ЕПС:

Інженер-механік бортовий (ІМБ):

– тиск масла лівого двигуна нижче припустимої межі;

КПС:

– флюгер правому номінал.

У випадку надмірної актуалізації у свідомості ІМБ слова "правий", він може виключити справний двигун. Очевидно, що КПС у цьому випадку припускається помилки, що може привести до катастрофічних наслідків. Знаки пунктуації у мовних повідомленнях сприймаються на слух, і не можуть бути підтверджені візуально.

Тому пропуск слів, що конкретизують, або порядок слів у реченні, що допускає неправильну інтерпретацію, неприпустимий, особливо в нестандартних ситуаціях.

Семантична невизначеність виникає тоді, коли незрозумілий зміст фрази (команди). У практиці ЛЕ семантична невизначеність практично не зустрічається, виключенням може бути використання жаргонних виразів, що замінюють поняття професійної мови.

Однак, внаслідок незнання деяких професійних термінів вирази, в яких вони зустрічаються, будуть мати незрозумілий сенс.

Прагматична невизначеність пов'язана з неоднозначністю використання синтаксично й семантично зрозумілої інформації для досягнення цілей діяльності, або внаслідок втрати одного із ЧЕ працездатності.

У загальній формі проблема ПР в СЕПСП може бути охарактеризована сукупністю елементів, що утворюють кортеж [20,33,36,44]:

$$\langle S, P, Q, \Phi, D, I, F_0 \rangle,$$

де S – середовище ЗПР;

P – мета пілота як ЛПР;

Q – критерії, що характеризують вимоги до бажаного стану;

Φ – альтернативні рішення, які можуть бути прийняті;

D – правила вибору рішення, які можуть бути використані;

I – необхідна для даного класу завдань інформація;

F_0 – специфічні особливості (оціночна функція чи домінанта) діяльності ЛПР.

У випадку, коли S як середовище ЗПР характеризується наявністю невизначеності, то ПР, не знаючи, в якій ситуації воно буде реалізовано. Тоді для ПО будуть характерні нечіткість і приблизність розумових висновків при описі й оцінці ситуацій, при формулюванні цілей і обмежень, при оперуванні вихідними даними [45]. Тому, при формалізації польотного завдання виникає необхідність використати нечіткі поняття й нечіткі процедури.

Залежно від переваг ПО може скористатися принципами, застосовуваними для ПР в умовах невизначеності [47, 48]. При цьому з метою запобігання ризику й забезпечення гарантійного підходу до БП рекомендується, насамперед, критерій Вальда [48 – 50]. Однак оптимальність даного підходу не завжди безперечна.

Розглянемо у зв'язку з наведеним такий приклад. Нехай на літаку Ан-24 відмовив один з двигунів. При цьому довжина злітно-посадочної смуги (ЗПС) аеродрому посадки така, що зупинка ПС у її межах можлива тільки із закрилками, відхиленими на кут $\delta=38^\circ$.

Будемо вважати також цілком можливою ситуацію, що на ЗПС з'явиться перешкода в момент, коли висота польоту літака буде меншою 60 метрів. Відповідно до нормативних вимог [51] відхід на друге коло на одному двигуні можливий з висоти не менше 60 м із закрилками, відхиленими на кут $\delta=15^\circ$.

Завдання для ПО формулюється так: на який кут випускати закрилки при заході на посадку? Для даної ситуації маємо матрицю рішень із нечітко заданими наслідками подій (табл. 1).

Таблиця 1

Матриця рішень при здійсненні посадки літака Ан-24 з одним двигуном

Закрил-ки	Перешкода на ЗПС		Найгірші наслідки
	"Є", $p \rightarrow 0$	"Немає", $p \rightarrow 1$	
1	2	3	4
$\delta=38^\circ$	Зіткнення з землею	Благополучна посадка	Зіткнення з землею
$\delta=15^\circ$	Відхід ПС на друге коло	Викочування за ЗПС	Викочування за ЗПС

Використовуючи критерій Вальда, одержимо рішення: посадка із закрилками $\delta=15^\circ$.

Отже, з наведеного прикладу виходить, що крім невизначеності середовища ЗПР може виникнути невизначеність вибору критерію для досягнення мети.

Висновки

1. Вплив ЛЧ на безпеку АТС вимагає реалізації різноманітних підходів з його різнобічного вивчення, одним з яких є уявлення професійної діяльності П-О (льотного екіпажу як колективного оператора) у вигляді безперервного ланцюга рішень, що виробляються в умовах дії багатьох факторів різноманітної природи.

2. Запропоновані класифікаційні ознаки (міри динаміки, складності та невизначеності) польотних ситуацій, що дозволяє системно розглянути характеристики їх невизначеності як джерела нестохастичного ризику, який у загальному випадку не може бути передбачуваним.

3. Детального розглянуті невизначеності, пов'язані з діяльністю людини (відсутність знань про явища та закономірності функціонування ПС як об'єктів керування; взаємодія пілота з об'єктом і (або) явищем навколишнього середовища; визначення мети; отримання та обробка інформації; побудова стратегій вирішення теоретичних і практичних задач), а також інформаційно-лінгвістичній невизначеності опису проблемних ситуацій.

4. Отримані результати є підставою для подальших досліджень і моделювання процесів ЛЕ ПС і ПП ЧЕ з використанням методів лінгвістичних змінних і нечітких множин.

Література

1. Изучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах // Человеческий фактор: Сб. м-лов № 7.- Циркуляр ИКАО 240-AN/144.- Монреаль, Канада, 1993. – 76 с.
2. Ключев А.В. Психологические аспекты проблемы человеческого фактора в авиационной аварийности: анализ и стратегия профилактики / А.В. Ключев, А.Н. Качалкин, Э.Б. Диденко и др. – М.: НТЦ МАК, 1996.- 85 с.
3. Бабак В.П. Безпека авіації / В.П. Бабак, В.П. Харченко, В.О. Максимов та ін.; За ред. В.П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. – 584 с.
4. Рева А.Н. Человеческий фактор и безопасность полетов: Проактивное исследование влияния: монография / А.Н. Рева, К.М. Тумышев, А.А. Бекмухамбетов; Науч. ред. А.Н. Рева, К.М. Тумышев. – Аламаты, 2006. – 242 с.
5. Горячев В.А. Новый подход к подготовке летного состава за рубежом / В.А. Горячев, Н.Н. Коростелева // Проблемы безопасности полетов: Ежемес. бюл. - М.: ВИНТИ, 1988. – №7. – С. 3-12.
6. Пономаренко В.А. Безопасность полетов – боль авиации / В.А. Пономаренко. – М.: ФЛИНТА, 2007. – 416 с.
7. Фундаментальные концепции человеческого фактора // Человеческий фактор: Сб. м-лов № 1. -

Cir. ICAO 216-AN/131. – Монреаль, Канада, 1989.- 34 с.

8. Рева А.Н. Последний рубеж обороны (Человеческий фактор: фундаментальные концепции ИКАО) / М.Ф. Давиденко, А.Н. Рева // Авиакомпания. – М., 1995 (пробный номер). – С. 23-28
9. Jensen R.S., Andrien J., Lawton R. Aeronautical Decision Making for Instrumental Pilot. DOT / FAA / PM-86/42.
10. Плотников Н.И. Зарубежная практика профессиональной подготовки летного персонала / Н.И. Плотников. – М.: ЦНТИГА, 1989. – 42 с.
11. Рева О.М. Ергономічні основи початкової професійної підготовки пілотів: Автореф. дис. ... д.т.н. зі спеціальності 05.22.14. "Експлуатація повітряного транспорту" / О.М. Рева. – К.: КМУЦА, 1996.
12. Плотников Н.И. Методы нечеткого наблюдения деятельности воздушного транспорта / Н.И. Плотников // Проблемы безопасности полетов. – М.: ВИНТИ, 2009. – Вып. 8. – С. 15-20
13. Нечеткие множества и теория возможностей. Последние достижения / Под ред. Р.Р. Ягера. – М.: Радио и связь, 1986. – 408 с.
14. Дюбуа Д. Теория возможностей. Приложение к представлению знаний по информатике / Д. Дюбуа, А. Прад. – М.: Радио и связь, 1990. – 288 с.
15. Руководство по предотвращению авиационных происшествий: Док. ICAO 9422 – AN / 923.- Монреаль, Канада, 1984. – 144 с.
16. Бурдун И.Е. Некоторые свойства и применение модели нечеткого управления самолетом / И.Е. Бурдун // Проблемы полета самолета гражданской авиации при заходе на посадку в сложных метеословиях: Сб. науч. тр. – К.: КНИГА, 1984. – С. 26-30.
17. Заде Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений: Пер. с англ. Н.И. Ринго / Л. Заде; под ред. Н.Н. Моисеева, С.А. Орловского. – М.: Мир, 1976. – 165 с.
18. Губинский А.И. Надежность и качество функционирования эргатических систем / А.И. Губинский. – Л.: Наука, 1982. – 270 с.
19. Козелецкий Ю. Психологическая теория решений / Ю. Козелецкий: Пер. с польск. Г.Е. Минца, В.Н. Поруса / Под ред. Б.В. Бирюкова. – М.: Мир, 1979. – 504 с.
20. Рева О.М. Загальна характеристика процесів прийняття рішень в гуманістичних системах: Тексти лекцій з курсу "Основи теорії прийняття рішень" для студентів денної форми навчання спеціальності 7.050108 "Маркетинг" / О.М. Рева. - Кіровоград: КІК, 2001. – 32 с.
21. Казаков И.Е. Анализ стохастических систем в пространстве состояний / И.Е. Казаков, С.В. Мальчиков. – М.: Наука, 1983. – 384 с.
22. Акоф Р. О целеустремленных системах: Пер. с англ. Г.В. Рубальского / Р. Акоф, Ф. Эмери; под ред. И.А. Ушакова. – М.: Сов. радио, 1974. – 272 с.

23. Кунцевич В.М. О неопределенности в современном естествознании и информатике / В.М. Кунцевич // Методологические проблемы кибернетики и информатики. – К.: Наук. думка, 1986. – С.138-144.
24. Колмогоров А.Н. К логическим основам теории информации и теории вероятностей / А.Н. Колмогоров // Теория информации и теория алгоритмов. – М.: Наука, 1987. – С. 232-237
25. Иваненко В.И. Проблема неопределенности в задачах принятия решений / В.И. Иваненко, В.А. Лабковский. – К.: Наук. думка, 1990. – 134 с.
26. Дидук Н.Н. Теория неопределенности: назначение, первые результаты и перспективы. Ч.1 / Н.Н. Дидук // Кибернетика и системный анализ, 1993. – №4. – С. 160-168.
27. Дидук Н.Н. Теория неопределенности: назначение, первые результаты и перспективы. Ч.2 / Н.Н. Дидук // Кибернетика и системный анализ. – 1993. – № 5. – С. 165-173.
28. Дидук Н.Н. Пространства неопределенности. Энтропия и теорема кодирования / Н.Н. Дидук // Кибернетика. – 1984. – № 2. – С. 69-73.
29. Дидук Н.Н. Информационные пространства. Понятия собственной информации и неопределенности / Н.Н. Дидук // Кибернетика. – 1986. – № 4. – С.74-84.
30. Дидук Н.Н. Нечеткость с точки зрения теории информации / Н.Н. Дидук // Кибернетика. – 1987. – № 2. – С. 80-86.
31. Дидук Н.Н. Теоретико-информационное сравнение нечеткости с вероятностной неопределенностью. Ч.1 / Н.Н. Дидук // Кибернетика. – 1988. – № 1. – С. 84-90.
32. Дидук Н.Н. Теоретико-информационное сравнение нечеткости с вероятностной неопределенностью. Ч.2 / Н.Н. Дидук // Кибернетика. – 1988. – № 2. – С. 77-83.
33. Борисов А.К. Обработка нечеткой информации в системах принятия решений / А.К. Борисов, А.В. Алексеев, Г.В. Меркурьева и др. – М.: Радио и связь, 1989. – 304 с.
34. Рева О.М. Основні джерела невизначеності та помилок операторів авіаційних ергатичних систем: Конспект лекцій з курсу “Основи теорії прийняття рішень” / О.М. Рева, Л.А. Журавльова. – Кіровоград: ДЛАУ, 1998. – 40 с.
35. Журавлева Л.А. Концепція системної безпеки як основа дослідження відмовобезпеки системи “повітряне судно - екіпаж - середовище” / Л.А. Журавлева // Проблеми аеронавігації: Тематич. зб. наук. пр. - Вип. III. - Ч.II. – Кіровоград, 1997. – С. 91-100
36. Надежность и эффективность в технике: Справочник в 10 т.т. Т.3. Эффективность технических систем / Под общ. ред. В.Ф. Уткина, Ю.В. Крючкова. – М.: Машиностроение, 1988. – 328 с.
37. Орловский С.А. Проблемы принятия решений при нечеткой исходной информации. – М.: Наука, 1981. – 208 с.
38. Кузьмин В.Б. Построение групповых решений в пространствах четких и нечетких бинарных отношений / В.Б. Кузьмин. – М.: Наука, 1982. – 168 с.
39. Цифровая связь “воздух-земля” для УВД // Проблемы безопасности полетов: Ежемесяч. бюл. - М.: ВИНТИ, 1994. – № 11. – С.43-46
40. Доброленский Ю.П. Методы инженерно-психологических исследований в авиации / Ю.П. Доброленский, Н.Д. Завалова, В.А. Пономаренко, В.А. Туваев; Под ред. Ю.П. Доброленского. – М.: Машиностроение, 1975. – 280 с.
41. Овчаров В. Человеческий фактор: вечные проблемы / В. Овчаров // Гражданская авиация, 1996. – №11. – С.18-21
42. Воробьев В.М. Механизм процессов образования информационных потоков систем пожарной сигнализации ЛА / Дис Аль-Аммори, В.М. Воробьев, А.Н. Аль-Аммори, О.М. Аль-Аммори // Проблемы управления технической эксплуатацией АТ: Сб. науч. тр., К.: КМУГА, 1996. – С.127-132
43. Наставление по производству полетов в гражданской авиации СССР (НПП ГА - 85). – М.: Воздушный транспорт, 1985. – 254 с.
44. Шапиро Д.И. Принятие решений в системах организационного управления: Использование расплывчатых категорий / Д.И. Шапиро. - М.: Энергоиздат, 1983. – 184 с.
45. Новиков П.П. Принятие решений человеком в авиационных системах управления / П.П. Новиков. – М.: Воздушный транспорт, 1980. – 354 с.
46. Вилкас Э.Й. Оптимальность в играх и решениях / Э.Й. Вилкас. - М.: Наука, 1990. – 256 с.
47. Ланге О. Оптимальные решения (основы программирования): Пер. с польск. В.Д. Меникера / О. Ланге. - М., 1967. – 285 с.
48. Крыжановский Г.А. Введение в прикладную теорию управления воздушным движением: учеб. пособ. для вузов граждан, авиации / Г.А. Крыжановский. - М.: Машиностроение, 1984. – 368 с.
49. Мушик Э. Методы принятия технических решений / Э. Мушик, П. Мюллер; Пер. с нем. В.М. Ивановой. – М.: Мир, 1990. – 208 с.
50. Рева О.М. Прийняття рішень в умовах небезпеки і ризику: Конспект лекцій з курсу “Основи теорії прийняття рішень” / О.М. Рева, Т.Ф. Шмельова. - Кіровоград: ДЛАУ, 1998. – 52 с.
51. Руководство по летной эксплуатации самолета Ан-24 (Ан-24РВ). - М.: Воздушный транспорт, 1995.

Надійшла до редакції 21.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Єпіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків.

СИСТЕМОЛОГИЯ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПРОЦЕССОВ ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

С.В. Недбай

В статье, учитывая влияние человеческого фактора на безопасность авиационной транспортной системы и возможность представления профессиональной деятельности пилота-оператора (летного экипажа как коллективного оператора) в виде непрерывной цепи решений, вырабатываемых в условиях действия многих факторов разнообразной природы, а также опираясь на предложенные классификационные признаки (меры динамики, сложности и неопределенности) полетных ситуаций, системно рассмотрены характеристики их неопределенности как источника нестохастического риска, который в общем случае не может быть предвиденным. Особое внимание уделено детальному рассмотрению неопределенностей, связанных с деятельностью человека (отсутствие знаний об явлениях и закономерностях функционирования воздушных судов, как объектов управления; взаимодействие пилота с объектом и (или) явлением окружающей среды; определения цели; получения и обработки информации; построение стратегий решения теоретических и практических задач), а также информационно-лингвистической неопределенности описания проблемных ситуаций.

Ключевые слова: влияние человеческого фактора на безопасность полетов; классификационные признаки проблемных ситуаций; неопределенности, связанные с деятельностью человека, а также информационные как источники риска нестохастического характера.

SYSTEMOLOGY OF THE UCERTAINTIES OF THE AIRCRAFT FLIGHT OPERATION

S.V. Nedbay

Influence of the human factor on safety of aviation transport system and possibility of representation of professional work of the pilot-operator (flight crew as collective operator) in the form of a continuous chain of the decisions being made in the conditions of action of plural factors of the various natures are considered in the present Article, and also leaning upon the offered classification signs (measures of dynamics, complexity and uncertainty) of the flight situations, characteristics of their uncertainty are considered using the system approach, as a source of the nonstochastic risks which generally cannot be predicted. The special attention is given to detailed consideration of uncertainties connected to activity of the person (absence of knowledge of the phenomena and laws of functioning of aircraft, as objects of handling; interaction of the pilot with object and (or) the environment phenomenon; definitions of the target; receptions and information processings; construction of strategy of the decision of theoretical and practical problems), and also information-linguistic uncertainty of the description of problem situations.

Keywords: influence of the human factor to the Flight Safety; classification signs of the problem situations; the uncertainty connected to the activity of the person, and also information uncertainty, as a risk sources having nonstochastic character.

Недбай Сергій Валерійович – генеральний директор державного підприємства "Головний сертифікаційний та навчальний центр цивільної авіації України", e-mail: s.nedbay@rambler.ru.

УДК 519.248

Т.В. КИПРИЧ, В.Н. ХАРИТОНОВ

ГП ЗМКБ “Прогресс” им. ак. Ивченко,, Запорожье, Украина

ДИАГНОСТИКА ЗАГРЯЗНЕНИЯ ТОПЛИВНОГО ФИЛЬТРА В НАСОС-ДОЗАТОРЕ С ПОМОЩЬЮ S-ДИСКРИМИНАНТА СИГНАЛА ДАТЧИКА ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА ПЕРЕД РАБОЧИМИ ФОРСУНКАМИ

Для ранней диагностики предотказного состояния насос-дозатора предложен метод на основе вычисления S- дискриминанта для сигнала от датчика давления топлива перед рабочими форсунками. В работе используется наиболее простой и эффективный безразмерный индекс превышения порога клиппирования P по «дисперсии». Формирование опорной выборки осуществляется при отсутствии загрязнения топливного фильтра. Полученные статистические характеристики расчетных параметров, которые указывают на отказ функционирования насос-дозатора, подтверждает сигнализация о засорении топливного фильтра в насос-дозаторе.

Ключевые слова: ГТД, насос-дозатор, сигнал датчика давления топлива перед рабочими форсунками, S-дискриминант, реально-временной алгоритм, БСКД.

Введение

Отказ насоса-дозатора (НД) топлива современных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) приводит к усложнению условий выполнения полетного задания и может привести к аварийной ситуации.

Поэтому раннюю диагностику технического состояния НД следует отнести к приоритетным задачам бортовых систем контроля и диагностики (БСКД). Особенно это справедливо для НД со ступенью высокого давления, реализованной в виде плунжерного насоса.

В имеющихся на сегодняшний день системах реально-временной контроль НД ограничивается только сигнализацией засорения топливного фильтра (в некоторых НД несколько фильтров) НД [1]. Однако опыт эксплуатации некоторых типов НД российских и украинских разработчиков показывает, что этого недостаточно.

Таким образом, необходимо определить методику раннего обнаружения предотказного состояния НД, на основе которой можно разработать реально-временной алгоритм для последующей реализации его в БСКД.

1. Описание методики S-дискриминант

Контроль развития неисправностей во времени дает возможность защищать машинные механизмы от аварийных ситуаций. Одним из параметров, об-

ладающих высокой чувствительностью к быстрым изменениям технического состояния машинного оборудования и позволяющих диагностировать эксплуатационные повреждения на ранней стадии их развития, является S-дискриминант. В работе используется наиболее простой и эффективный безразмерный индекс превращения порога клиппирования P по «дисперсии» [2, 3]:

$$I_d = \frac{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (s_i^{(t)} - P)^2}{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N (s_j^{(n)} - P)^2} \frac{K^{(t)}}{K^{(n)}}, \quad (1)$$

где, $s_i^{(t)}$, $s_j^{(n)}$ – отсчеты значений временных реализаций сигналов давления топлива перед рабочими форсунками (Ртрф) для текущего (t) и “эталонного” (n) состояния оборудования;

$K^{(t)}$, $K^{(n)}$ – обозначают количество отсчетов амплитуды сигнала Ртрф, превышающих порог клиппирования P для текущего и «эталонного» режима функционирования оборудования соответственно;

N – длина реализации сигнала Ртрф, число отсчетов;

P – порог клиппирования (clip-threshold), определяемый следующим соотношением:

$$P = \lambda \sigma_n, \quad (2)$$

где σ_n – стандартное отклонение опорных значений сигнала Ртрф от среднего;

$\lambda = 1..3$ – коэффициент пропорциональности, определяющий чувствительность дискриминанта.

Общими свойствами обобщенного S-дискри-

минанта (I_A) являются:

- $I_A \approx 1$, при несущественных отклонениях технического состояния от нормы;
- $I_A > 1$, при допустимых отклонениях исследуемых параметров;
- $I_A \gg 1$, при недопустимых отклонениях, которые граничат с аварийной ситуацией.

В результате значительное превышение индекса порога клиппирования P по дисперсии единичного

значения укажет на предотказное состояние при функционировании насоса-дозатора.

2. Экспериментальные результаты

Основные статистические характеристики исследуемого сигнала $P_{трф}$ («грязный» сигнал на рис. 1) на основных режимах эксплуатации (ОРЭ) двигателя приведены в табл. 1.

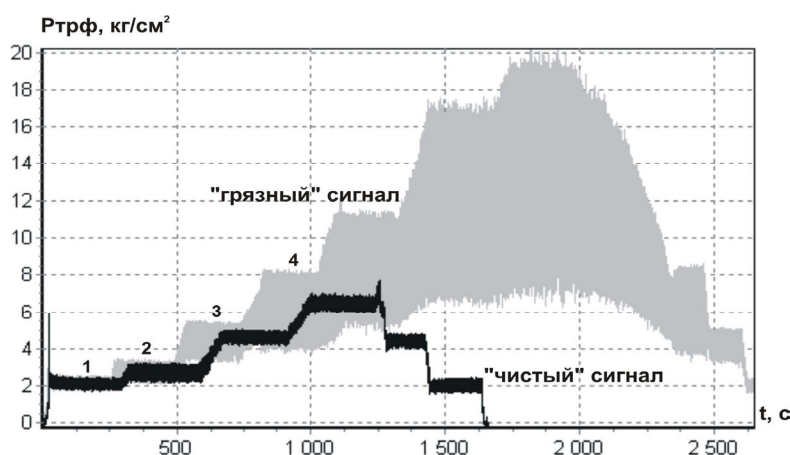


Рис. 1. Изменение сигнала $P_{трф}$ на ОРЭ двигателя

Таблица 1

Характеристики исследуемого сигнала $P_{трф}$ на ОРЭ двигателя

№ режима	МО, кг/см ²	σ	Min, кг/см ²	Max, кг/см ²
1	2,144	0,0188	1,716	2,640
2	2,759	0,068	2,031	3,445
3	4,536	0,183	3,052	5,641
4	6,205	1,327	3,548	8,411

В табл. 1 статистические характеристики:
– МО – математическое ожидание параметра;
– σ – стандартное отклонение параметра;
– Min, Max – минимальные и максимальные значения параметров,
рассчитаны при таких значениях:

- частота дискретизации $dF = 4000$ Гц;
- длина сигнала $L = 99999$ точек,

а графа № – порядковый номер режима работы двигателя, на котором снимаются показания сигнала $P_{трф}$.

Для формирования опорной выборки использовался «чистый» сигнал $P_{трф}$ (рис. 1), значения которого были зафиксированы при отсутствии загрязнения топливного фильтра в НД.

Характеристики опорной выборки приведены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристики опорной выборки сигнала $P_{трф}$ на ОРЭ двигателя

№ режима	МО, кг/см ²	σ	Min, кг/см ²	Max, кг/см ²
1	2,109	0,0129	1,687	2,532
2	2,725	0,0354	2,134	3,322
3	4,628	0,0162	4,118	5,105
4	6,443	0,0239	5,877	7,060

В табл. 2 статистические характеристики рассчитаны при тех же значениях dF и L .

Результаты обработки данного сигнала с помощью S-дискриминанта указаны в табл. 3. Расчеты проводились при значении коэффициента $\lambda=2$.

Таблица 3

Характеристики S-дискриминанта сигнала $P_{трф}$ на ОРЭ двигателя

№ режима	МО, кг/см ²	σ	Min, кг/см ²	Max, кг/см ²
1	1,644	0,024	1,172	2,33
2	2,671	0,038	1,971	3,324
3	18,506	1,155	14,723	22,534
4	116,176	38,218	96,311	136,82

В табл. 2 статистические характеристики рассчитаны при $dF = 4000$ Гц и $L = 99500$ точек.

Из табл. 3 следует, что на 3 – 4 режимах значение параметра $I_d \gg 1$ ($\sigma \gg 1$ для I_d), что указывает на отклонение технического состояния работы машинного оборудования от нормы и подтверждается срабатыванием сигнализации о засорении топливного фильтра в НД.

Вывод

Предлагаемая методика может быть основой для разработки реально-временного алгоритма обнаружения предотказного состояния НД.

Литература

1. ОСТ 1 02621-96. Система контроля и диагностики авиационных ГТД бортовая. Общие требования. – Взамен ОСТ 1 02621-87; введ. 01.01.1997. – М.: Изд-во стандартов, 1996. – 20 с.
2. Неразрушающий контроль: Справочник: в 8 т. Т.7: в 2 кн. / под общ. ред. Клюева В.В. – М.: Машиностроение, 2006. – 829 с.
3. Sokolova A.G. Dimensionless Machine Vibration S-Discriminants as a Mean to Improve Monitoring and Get Fault Detection [Electronic resource] / A.G. Sokolova, K. Pichugin. // The NDT Database & Journal. – Access mode: <http://www.ultrasonic.de/article/ecndt2006/doc/P82.pdf>.

Поступила в редакцию 30.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДІАГНОСТИКА ЗАБРУДНЕННЯ ПАЛИВНОГО ФІЛЬТРУ В НАСОС-ДОЗАТОРІ ЗА ДОПОМОГОЮ S-ДИСКРИМІНАНТУ СИГНАЛУ ДАВАЧА ТИСКУ ПАЛИВА ПОПЕРЕД РОБОЧИХ ФОРСУНОК

Т.В. Кіпріч, В.М. Харітонов

Для ранньої діагностики попередвдмовного стану насос-дозатору запропоновано метод на основі обчислення S-дискримінанту для сигналу від давача тиску палива поперед робочих форсунок. У роботі використовується найбільш простий та ефективний безрозмірний амплітудний індекс перевищення порога кліпування Р відносно «дисперсії». Формування опорної вибірки відбувається при відсутності забруднення паливного фільтру. Отримані статистичні характеристики вказують на відмову функціонування насос-дозатору під час сигналізації забруднення паливного фільтру в насос-дозаторі.

Ключові слова: газотурбінний двигун, насос-дозатор, сигнал давача тиску палива поперед робочих форсунок, S-дискримінант, реально-часовий алгоритм, БСКД.

DIAGNOSTICS OF FUEL FILTER CLOGGING IN METERING DEVICE PUMP BY THE S-DISCRIMINANT OF THE FUEL PRESSURE SENSOR SIGNAL BEFORE WORKING INJECTORS

T.V. Kiprich, V.N. Kharitonov

The method on the based calculating S-discriminant of the fuel pressure sensor signal before working injectors is proposed to early detection the prefault state of metering device pump. It uses most simple and effective index of clip-threshold P relative to variance. "Normal" sample is formed at zero pollution of fuel filter. Resulting statistical characteristics point to fault of metering device pump. This is confirmed by signaling of fuel filter clogging in metering device pump.

Key words: GTE, metering device pump, fuel pressure sensor signal before working injectors, S-discriminant, on-line algorithm, EMS.

Кіпріч Татяна Витальевна – канд. техн. наук, инженер-программист ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: aviafriend@gmail.com.

Харітонов Віктор Николаевич – инженер-конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03510@ivchenko-progress.com.

УДК 621.01:629.7.01

А.В. ТОМАШЕВСКИЙ

Запорожский национальный технический университет, Украина

МОНИТОРИНГ НАДЕЖНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Для обеспечения эксплуатационной надежности технических системы, таких как летательные аппараты, авиадвигатели предложено использовать метод кумулятивных сумм, что позволяет повысить информативность результатов мониторинга состояния системы. Технические системы рассмотрены как стохастические динамические системы, в которых для мониторинга выделяются элементы более низкого иерархического уровня, существенно влияющие на надежность и с исчерпанными возможностями резервирования (восстановления) или невозстанавливаемые. Предложена процедура образования кумулятивных сумм при предположении нормального закона распределения контролируемого параметра состояния технической системы. Использование метода кумулятивных сумм позволит в более короткое время, по сравнению с обычной схемой наблюдения за состоянием технической системы, получить предупредительный сигнал об ухудшении надежности.

Ключевые слова: *технические системы, летательные аппараты, авиадвигатель, стохастические динамические системы, мониторинг, метод кумулятивных сумм.*

Введение

Повышения надежности функционирования технических систем (ТС) является сложной многоплановой задачей, которая решается на всех этапах жизненного цикла ТС. Особое значение имеет обеспечение эксплуатационной надежности таких ТС, как летательные аппараты, авиадвигатели, где отказ системы в целом или её отдельных элементов может привести к катастрофическим последствиям. Для решения задачи диагностики и прогнозирования надежности авиадвигателей при эксплуатации нашли использование статистические методы, нейронинформатика, теория распознавания образов. В фундаментальной монографии [1] показано использование различных подходов, в т.ч. и интеллектуальных информационных технологий, для обеспечения надежности авиадвигателей. Экспериментально-статистические и нейросетевые методы изложены в [2].

Общей чертой всех используемых на настоящее время методов обеспечения эксплуатационной надежности является то, что они позволяют оценивать надежность непосредственно на момент испытаний и/или осуществлять прогнозирование по полученным при испытаниях результатам.

Однако при эксплуатации ТС в любой момент времени возможно возникновение непредвиденных воздействий, которые могут привести к снижению эксплуатационной надежности. Необходимо непрерывно осуществлять наблюдения за параметрами

ТС, определяющими её надежность, т.е. необходим мониторинг надежности функционирования технических систем.

Важнейшей задачей при мониторинге надежности представляется своевременное обнаружения ухудшения надежности системы. Такие ТС, как летательные аппараты, авиадвигатели относятся к классу стохастических динамических систем, мониторинг надежности которых целесообразно проводить с использованием модели «черного ящика». Выходные переменные «черного ящика» - это непрерывно измеряемые параметры состояния ТС, на которые оказывают влияние внутренние и внешние факторы различной природы. Отказ ТС наступает, когда значения какого-либо параметра состояния системы превысит критическое значение.

Ставится задача – на основе непрерывного мониторинга значений параметров состояния ТС в кратчайшее время получить сигнал об ухудшении надежности ТС. Для решения поставленной задачи предлагается использование метода кумулятивных сумм (ку-сумм).

1. Материалы исследования и анализ полученных результатов

Объектом исследования являются ТС, рассматриваемые как стохастические динамические системы, состояние которых контролируется векторным параметром состояния y с функцией распределения, $F(\vec{y}, \vec{\theta})$ где $\vec{\theta}$ – параметры распре-

ления. Компоненты вектора $\vec{y}$ – непрерывно измеряемые параметры состояния ТС. Для таких ТС, как летательные аппараты, авиадвигатели при мониторинге надежности целесообразно выделить элементы системы, оказывающие существенное влияние на надежность.

В дальнейшем, под ТС будем понимать элемент системы более низкого иерархического уровня, который существенно влияет на надежность и с исчерпанными возможностями резервирования (восстановления) или невосстанавливаемый.

Отказ возникает при попадании значений параметра состояния $\vec{y}$ в некоторую критическую область $Y_{кр}$. Мониторинге надежности эффективен только для отказов, которые возникают при постепенном изменении параметра состояния, что обычно связано с развитием деградационных процессов. Критическую область $Y_{кр}$ целесообразно разбить на две области – предупредительную и возникновения отказа. Попадание значений параметра в предупредительную область указывает на высокую вероятность тренда математического ожидания контролируемого параметра в область возникновения отказа.

Рассмотрим один произвольно выбранный выходной показатель состояния y , подчиняющийся функцией распределения, $F(y, \vec{\theta})$. Для измеряемых показателей состояния ТС можно предположить нормальный закон распределения, параметры которого: $\theta_1 = \mu$ – математическое ожидание, определяющие центр группирования (уровень контролируемого параметра) и $\theta_2 = \sigma^2$ – дисперсия, характеризующая рассеивание параметра. Проведенные исследования закона распределения таких параметров авиадвигателя как тяга двигателя, давление в камере сгорания, частоты вращения вентилятора, ротора высокого и среднего давления и др. подтверждают сделанное предположение. Определить предупредительную область возникновения отказа можно, задавшись значением сдвига $\delta = \mu_1 - \mu_0$, где μ_0 – уровень контролируемого параметра при нормальной работе, μ_1 – уровень, соответствующий попаданию в предупредительную область.

Для определения потенциальной возможности возникновения отказа (мониторинга надежности) необходимо с периодичностью соответствующей получению результатов измерения параметра состояния осуществлять проверку статистических гипотез относительно уровня контролируемого параметра μ :

$$\begin{aligned} H_0 : \mu &= \mu_0, \\ H_0 : \mu &= \mu_1, \end{aligned} \quad (1)$$

Данная задача аналогична задаче обнаружения «разладки» технологического процесса [3]. Исходя из предположения о постепенном изменении контролируемого параметра, для её решения целесообразно применение метода ку-сумм.

Сущность метода ку-сумм заключается в следующем. Необходимо, исходя из результатов измерений значений контролируемого параметра $y_1, y_2, \dots, y_n, y_{n+1}, y_{n+2}, \dots, y_m$, проверить нулевую гипотезу H_0 о том, что $y_1, y_2, \dots, y_m$ взяты из совокупности с функцией распределения $F(y, \mu_0, \sigma^2)$, против альтернативной H_1 , заключающейся в том, что наблюдения $y_1, y_2, \dots, y_n$ принадлежат совокупности с $F(y, \mu_0, \sigma^2)$, а наблюдения $y_{n+1}, y_{n+2}, \dots, y_m$ – совокупности с $F(y, \mu_1, \sigma^2)$. Для проверки гипотез H_0, H_1 с появлением каждого нового измерения параметра состояния определяем последовательный критерий Вальда [4], который и является теоретической основой метода ку-сумм.

Выражение для образования ку-суммы Z_n можно получить из отношения функций правдоподобия [4]:

$$Z_n = \ln(P_{ln} / P_{0n}), \quad (2)$$

где $P_{ln} = f(y_1, \mu_1)f(y_2, \mu_1), \dots, f(y_n, \mu_1)$;
 $P_{0n} = f(y_1, \mu_0)f(y_2, \mu_0), \dots, f(y_n, \mu_0)$;
 $f(y, \mu)$ – плотность вероятности функции распределения $F(y, \mu, \sigma^2)$.

Значения кумулятивной суммы Z_n накапливаются последовательно с каждым новым результатом измерения контролируемого параметра состояния.

При нормальном законе распределения выражение (2) преобразуется к виду:

$$Z_m = \frac{\mu_1 - \mu_0}{\sigma^2} \sum_{i=1}^m (x_i - \mu_0 + \frac{(\mu_1 - \mu_0)\sigma}{2}), \quad (3)$$

При проведении мониторинга нулевая гипотеза H_0 принимается, если $Z_n \leq \ln((1 - \beta) / \alpha)$, альтернативная H_1 , – если $Z_n \geq \ln((1 - \beta) / \alpha)$, где α и β – ошибки первого и второго рода, соответственно. Принятие гипотезы H_1 указывает на достижение предупредительной критической области.

Одной из составляющих эффективности мониторинга надежности является обнаружение ухудшения надежности в кратчайшее время. На ухудшение надежности указывает сдвиг уровня контролируемого параметра в нежелательном направлении.

Хорошо известно (см., например, [5]), что ку-суммы указывают на сдвиг уровня контролируемого параметра гораздо быстрее по сравнению с обычной

схемой наблюдений. Для наглядного представления преимуществ использования ку-сумм при мониторинге надежности приведем результаты наблюдений за состоянием ТС по обычной схеме (рис. 1) и с использованием ку-сумм (рис. 2).

Для исследования различных схем мониторинга используем имитационное моделирование значений параметров состояния ТС, причем в некоторый момент времени имитируется сдвиг уровня контролируемого параметра состояния. Полученная при этом последовательность значений параметров состояния ТС анализируется с помощью различных схем мониторинга.



Рис. 1. Результаты мониторинга надежности ТС по обычной схеме

При проведении мониторинга целесообразно использовать нормированные значения контролируемого i -го параметра состояния:

$$x_i = (y_i - \mu_i) / \sigma_i, \quad (4)$$

где x_i — нормированное значение параметра;

y_i — реальное значение параметра;

μ_i — математическое ожидание параметра;

σ_i — среднеквадратичное отклонение параметра.

Последовательность нормированных значений определенного параметра состояния моделировалась с помощью программного датчика псевдослучайных нормально-распределенных чисел:

$$x = \mu + \sigma \cos(2\pi\varepsilon_1)(-2 \ln \varepsilon_2)^{1/2}, \quad (5)$$

где $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ — равномерно-распределённые в интервале $[0,1]$ псевдослучайные числа.

Порядковый номер значения x в моделируемой последовательности имитирует время проведения измерения контролируемого параметра состояния.

В обычной схеме мониторинга надежности ТС наблюдаются и анализируются независимо полученные в определенные моменты времени значения контролируемого параметра. Для имитации обычной схемы мониторинга моделировались псевдослу-

чайные нормально-распределенные числа с $\mu = 1, \sigma = 1$, но, начиная с 20-го наблюдения, величина μ для моделируемых значений сдвигается до $\mu = 1$. Такой сдвиг уровня контролируемого параметра имитирует значительное ухудшение надежности.

Результаты моделирования показаны на рис. 1.

В схеме мониторинга надежности ТС с использованием ку-сумм последовательно с каждым новым измерением накапливается ку-сумм, что позволяет учитываться предыдущее состояние системы. Последовательность псевдослучайных чисел при имитации схемы мониторинга надежности с использованием ку-сумм взята аналогично обычной схеме, т.е. с имитацией сдвига, начиная 20-го наблюдения. Результаты моделирования показаны на рис. 2.



Рис. 2. Мониторинг надежности с использованием ку-сумм

Из представленных результатов моделирования обычной схемой (рис. 1) и с использованием ку-сумм (рис. 2) наглядно видно, что если по обычной схеме трудно определить сдвиг уровня контролируемого параметра, то такой сдвиг явно наблюдается при использовании метода ку-сумм.

Заключение

Технические системы рассмотрены как стохастические динамические системы. Выделены элементы системы более низкого иерархического уровня, существенно влияющие на надежность, для которых предложена схема мониторинга параметров состояния с использованием метода кумулятивных сумм.

Предложена схема мониторинга надежности технических систем с использованием метода кумулятивных сумм. Показано, что использование метода кумулятивных сумм позволяет обнаружить постепенные отказы в более короткое время, по сравнению с обычной схемой мониторинга надежности.

Сокращение времени обнаружения отказа имеет особо важное значение для обеспечения эксплуатационной надежности элементов таких технических систем, как летательные аппараты и авиадвигатели.

Литература

1. Прогрессивные технологии моделирования, оптимизации и интеллектуальной автоматизации этапов жизненного цикла авиационных двигателей: монография / В.А. Богуслаев и др. – Запорожье: Мотор Сич, 2009. – 468 с.
2. Интеллектуальные средства диагностики и прогнозирования надежности авиадвигателей: моно-

графия / В.И. Дубровин и др. – Запорожье: Мотор Сич, 2003. – 279 с.

3. Томашевский А.В. Использование последовательного критерия Вальда для обнаружения «разладок» технологических операций / А.В. Томашевский, Г.В. Снежной // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 10 (57). – С. 222-226.

4. Вальд А. Последовательный анализ: монография / А. Вальд. – М.: Наука, 1980. – 326 с.

5. Бендерский А.М. Оценка эффективности последовательных процедур обнаружения разладки методом имитационного моделирования / А.М. Бендерский, А.В.Томашевский // Известия АН СССР. Техническая кибернетика. – 1988. – № 1. – С. 193-194.

Поступила в редакцию 31.05.2010

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., зав. кафедрой В.В. Погосов, Запорожский национальный технический университет, Запорожье.

МОНІТОРИНГ НАДІЙНОСТІ ФУНКЦІОНУВАННЯ ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ

О.В. Томашевський

Для забезпечення експлуатаційної надійності технічні системи, таких як літальні апарати, авіадвигуни запропоновано використовувати метод кумулятивних сум, що дозволяє підвищити інформативність результатів моніторингу стану системи. Технічні системи розглянуті як стохастичні динамічні системи, у яких для моніторингу виділяються елементи більш низького ієрархічного рівня, що істотно впливають на надійність і з вичерпаними можливостями резервування (відновлення) або не відновлювані. Запропоновано процедуру утворення кумулятивних сум при припущенні нормального закону розподілу контрольованого параметра стану технічної системи. Використання методу кумулятивних сум дозволить у більше короткий час, у порівнянні зі звичайною схемою спостереження за станом технічної системи, отримати попереджувальний сигнал про погіршення надійності.

Ключові слова: технічні системи, літальні апарати, авіадвигун, стохастичні динамічні системи, моніторинг, метод кумулятивних сум.

MONITORING OF RELIABILITY OF FUNCTIONING TECHNICAL SYSTEMS

A.B. Tomashivskiy

In order to maintain operational reliability of technical systems, such as flying devices, aircraft engines it is offered to use a method of the cumulative sums that allows to raise self-descriptiveness results of system condition monitoring. Technical systems are considered as stochastic dynamic systems, where the elements of lower hierarchical level essentially influencing reliability and possessing settled possibilities of reservation (restorable) or no restorable are allocated for monitoring. Procedure cumulative sums formation is offered at the assumption of the normal law of distribution of controllable parameter of technical system condition. Usage of the cumulative sums method will allow to receive a warning signal about reliability deterioration in a shorter time, in comparison with the usual scheme of supervision over a condition of technical system.

Key words: technical systems, flying devices, an aircraft engine, stochastic dynamic systems, monitoring, a cumulative sums method.

Томашевський Александр Владимирович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри микро и нано-електроніки Запорожского Национального технического университета, Запорожье, Украина, e-mail: tmsh@mail.ru.

УДК 681.518.54

А.Р. МИСЬКА

Одесская национальная морская академия, Украина

ТРЕНДОВЫЙ КОНТРОЛЬ РЕЖИМНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДИЗЕЛЬ-ГЕНЕРАТОРНЫХ УСТАНОВОК

Рассматривается проблема повышения эффективности систем технической диагностики судовых энергетических установок. Предложено использовать методы трендового анализа в качестве методов анализа статистических данных в системах технической диагностики судовых энергетических установок. Приведены основные критерии выявления тренда временных рядов, которые характеризуют состояние объектов диагностики. Проанализирована эффективность и надежность применения некоторых критериев тренда для реальных данных регистрации контролируемых параметров исходной статистической модели. Выполнен анализ возможностей и условий применения таких методов в задачах диагностики технического состояния судовых дизель-генераторных установок.

Ключевые слова: техническая диагностика, временные ряды, трендовый анализ, критерии тренда, диагностическая модель

Введение

Решение общей проблемы повышения эффективности систем технической диагностики (СТД) энергетических установок, к которым относятся, в частности, судовые дизель-генераторные установки (ДГУ), наряду с совершенствованием аппаратных средств, обусловлено необходимостью повышения надежности статических выводов о техническом состоянии объектов диагностирования с целью prolongации их ресурсов. Важной практической задачей диагностики является расширение возможностей реализуемых систем, охватывая не только традиционный допусковый контроль, но и оценки тенденций изменения контролируемых параметров на основе измеренных их значений в виде временных рядов.

1. Формулирование проблемы

1.1. Постановка проблемы и цель исследования

Трендовый контроль, являясь в настоящее время функционально необходимой частью алгоритмического обеспечения систем технической диагностики, позволяет определить факт необратимого изменения состояния диагностируемых объектов (задачи обнаружения «разладки» [1]), определить степень возникшей тенденции к изменению контролируемых параметров и дать прогнозную оценку их возможного состояния [2, 3].

Применение методов трендового анализа обосновано в отрасли газотурбостроения [4 – 6], в частности опыт эксплуатации комплексной системы

контроля и диагностики двигателя ПС-90А с подсистемой трендового анализа освещается в [5], а двигателя НК-8-24 в [6]. Высокая эффективность трендового контроля вибросостояния двигателя отмечается в [8]. В указанных подсистемах трендового контроля технического состояния двигателей реализуется решающая статистика Хальда-Аббе [6].

Предлагаемые в прикладной статистике методы и критерии обнаружения и оценки тренда временных рядов (Хальда-Аббе [4], кумулятивных сумм [1], Спирмена [3], Фишера [3] и другие) отличаются по сложности реализации и эффективности. Это многообразие дает возможность выбора, при их практической реализации. Но в то же время применение указанных критериев при анализе реальных временных рядов контролируемых параметров зачастую не дает ожидаемых результатов ввиду несоблюдения условий их корректного использования, то есть несоответствия выбранной статистической модели (СМ) реальным данным.

Поэтому необходимо определить факторы, влияющие на эффективность и условия корректного применения тех или иных методов и критериев обнаружения и оценки тренда при решении задачи диагностирования технического состояния дизель-генераторных установок, что и является целью настоящей работы.

1.2. Методы и критерии обнаружения тренда временных рядов

Статистики тренда, наиболее часто применяемые для анализа временных рядов [4], имеют следующий вид:

1.2.1. Критерий Хальда-Аббе (r-критерий)

$$r = 0,5 \left(\text{Var}_y \right)^{-1} \sum_{k=1}^N (y_{k+1} - y_k)^2, \quad (1)$$

где Var_y – выборочная дисперсия временного ряда $\{y_k\}$.

1.2.2. Модифицированный r-критерий

$$r' = 0,5 \ln \left[(2-r)/r \right]. \quad (2)$$

Преобразование (2) при $N > 10$ нормализует распределение критерия (1) с дисперсией $1/(N-3)$, что упрощает определение критических уровней.

1.2.3. Интегральный S-критерий

$$S_N = \sum_{k=1}^N \left[y_k - (1/k) \sum_{n=1}^k y_n \right]. \quad (3)$$

Статистика (3) является кумулятивной суммой [1], центрированной относительно выборочного среднего.

1.2.4. Модернизированный S-критерий

$$S'_N = \sum_{k=1}^N (y_k - \hat{m}_k), \quad (4)$$

где $\hat{m}_k$ – оценка линейной регрессии $\{y_k\}$ с уточнением коэффициентов регрессии на каждом шаге. Согласно [4] критерий (4) позволяет учесть изменение параметров по наработке.

1.2.5. Интегральный критерий приращений

$$I_k = \sum_{k=1}^N (y_k - y_{k-i}) \quad (5)$$

с выбором $I_{10} = y_{11} - 0,1 \sum_{i=1}^{10} y_i$.

Сравнительный анализ статистик (1)...(5) по данным стационарного моделирования приведен в [4].

Совокупность более эффективных и, соответственно, более сложных алгоритмов оценки трендов контролируемых параметров ГТД предлагается ЗАО «Диагностика» (г. Москва, Россия). Также используются алгоритмы, основанные на известной [3] статистике Фишера, применяемой в дисперсионном анализе.

Ф-критерий в форме

$$F = \left[\sum_{k=1}^N (y_k - m_N)^2 \right]^{-1} \sum_{k=1}^N (y_k - \hat{m}_k)^2 \quad (6)$$

позволяет не только определить факт наличия тренда, но и оценить его параметры, что выгодно отличает

предъявляемый критерий от известных.

Указанные статистики основаны на опорной гипотезе H_0 об отсутствии тренда в исследуемой выборке. При этом относительно выборки предполагается естественная СМ данных в виде принадлежности к нормальной генеральной совокупности $\{y_k\} \in N$ некоррелированных случайных величин. Альтернативной является гипотеза H_0 о наличии детерминированной составляющей (тренда) в выборке, в простейшем случае линейной функции времени.

Эффективность и надежность используемых критериев тренда (1)...(6) в основном определяется соответствием реальных данных регистрации контролируемых параметров исходной СМ. Такое несоответствие обусловлено негауссовостью законов распределения ошибок регистрации, возможной коррелированностью выборки ввиду свойств объекта диагностирования и выбранных алгоритмов предварительной обработки (фильтрации) данных. Отличие законов распределения ошибок измерения от гауссовского является известным фактом [4], а при использовании методов косвенных измерений негауссовость выборки является скорее правилом, чем исключением [7]. Наличие выбросов в измеряемых данных существенно повышает уровень ложных срабатываний критериев тренда. По этой причине использование наиболее быстродействующих алгоритмов кумулятивных сумм и их модификаций не представляется возможным без предварительной фильтрации данных. Статистики Аббе и Фишера менее чувствительны к наличию у плотности распределения тестируемых данных пологих склонов, однако при наличии явно выраженной асимметрии плотности распределения, наблюдается рост вероятности ошибок первого и второго рода [7]. Возможная коррелированность выборки неблагоприятно влияет на эффективность статистик тренда, в частности, критерия Аббе.

Известно [7], что статистика Аббе с точностью до несущественной случайной добавки сводится к оценке значимости выборочного межотсчетного коэффициента корреляции в нулевой точке H_0 : $r_{k,k+1} = 0$. Поэтому даже слабая коррелированность выборки данных смещает значение решающей статистики и, соответственно, возрастают вероятности ошибок. Как это отмечается в [7], при $N = 20$ и установленном уровне значимости 0,05 при малозначимом априорном значении коэффициента корреляции $\rho = 0,3$ фактический уровень ложных тревог о наличие тренда возрастает в три раза.

Все упомянутые критерии (1)...(6) крайне чувствительны к наличию циклических составляющих в регистрируемых данных, что значи-

тельно понижает достоверность результатов трендового контроля.

Общее представление о характере временного ряда в рамках разведочного анализа можно получить с использованием процедуры Кохрейна [8], основанной на изучении характера изменения отношений дисперсий

$$(VR)_k = \tau_k^2 / \tau_1^2, \quad (7)$$

где $\tau_k^2 = \text{TVar}(y_t - y_{t-k})$ – дисперсия разности $(y_t - y_{t-k})$.

2. Решение проблемы

Рассмотрим обнаружение и идентификацию трендового участка режимного параметра судовой ДГУ на интервале (10057...11665) часов.

Временной ряд образуют выборки измеренных трижды в сутки значений температуры в каждом из цилиндров ДГУ.

Анализ выборки позволил установить ее неоднородность и разделить на недельные циклы, для которых принадлежность к генеральной совокупности является обоснованной.

На рис. 1 представлен первый недельный цикл.

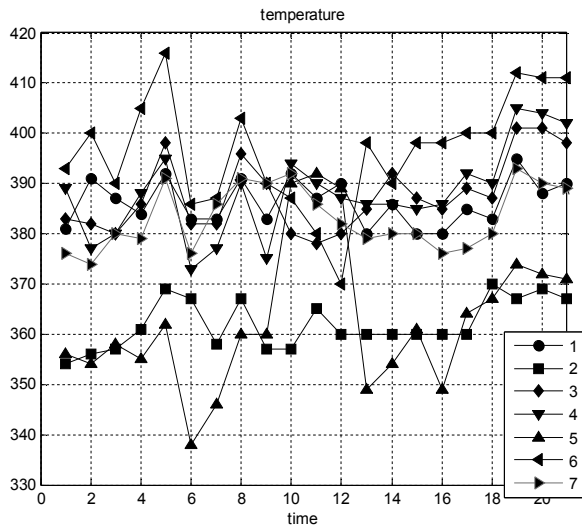


Рис. 1. Временные ряды первой недельной выборки по цилиндрам №1...№7

Диаграммы на рис. 2 отражают изменение функционалов решающих статистик (1)...(6) для первого цилиндра, а на рис. 3 для пятого.

На рис. 4 представлен второй недельный цикл, а рис. 5 и 6 иллюстрируют изменение решающих статистик тех же цилиндров.

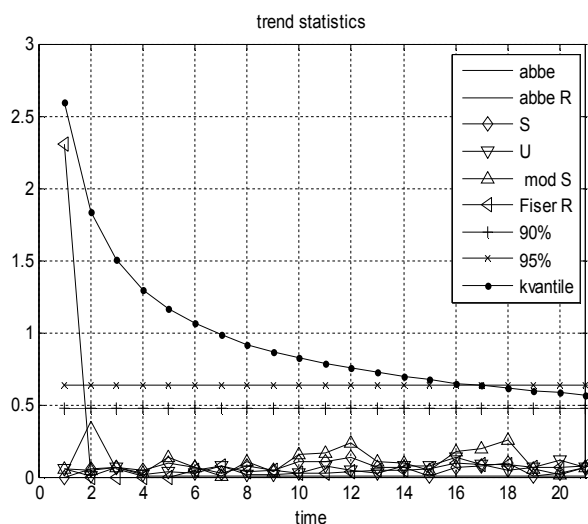


Рис. 2. Решающие статистики для цилиндра №1

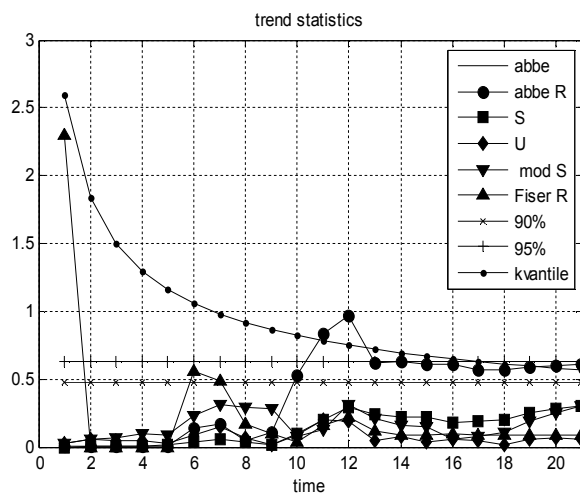


Рис. 3. Решающие статистики для цилиндра №5

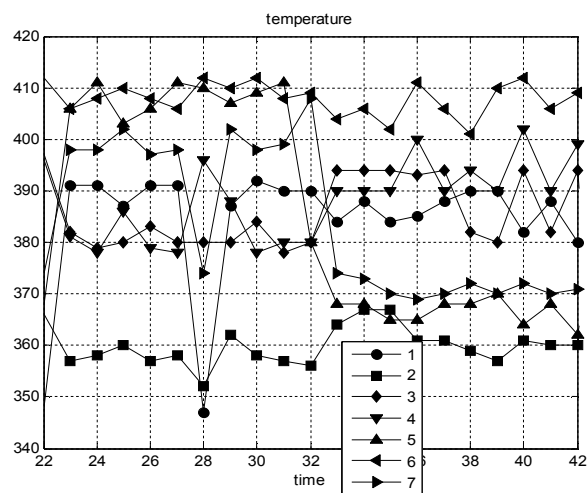


Рис. 4. Временные ряды второй недельной выборки по цилиндрам №1...№7

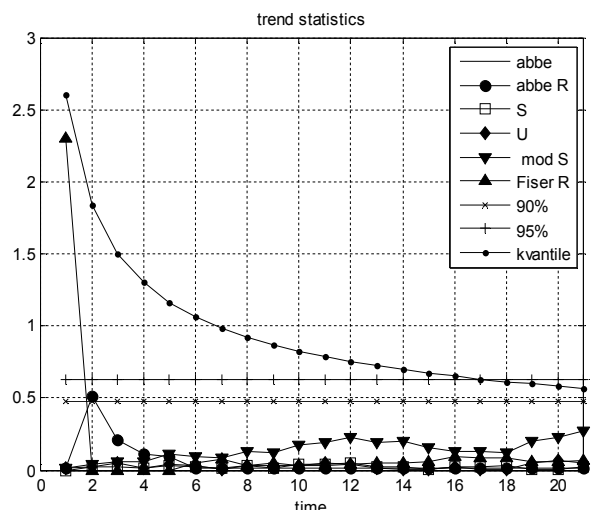


Рис. 5. Решающие статистики для цилиндра №1

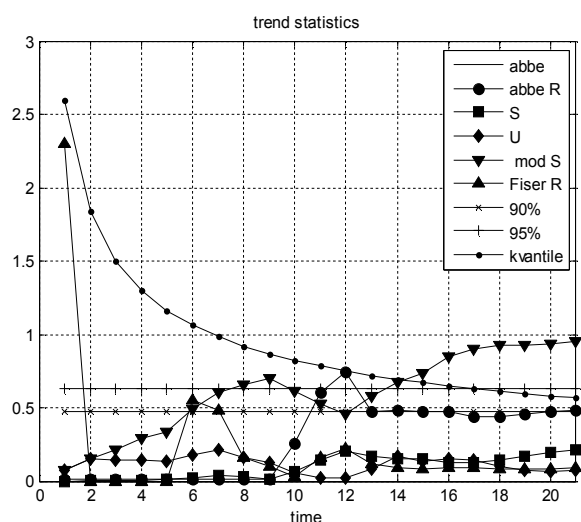


Рис. 6. Решающие статистики для цилиндра №5

Как следует из данных моделирования, применительно к задаче диагностирования технического состояния судовых дизель-генераторных установок по данным измерения температурного режима наиболее целесообразно использовать критерий Аббе в модифицированном виде и критерий кумулятивных сумм. Для цилиндра №5 при помощи указанных критериев обнаруживается трендовый участок температуры, другие трендовые критерии дают ложные срабатывания. Низкая эффективность статистики Фишера обусловлена малым временем развития тренда.

Проведенный трендовый контроль режимного параметра ДГУ в целом установил: для цилиндра №5 ДГУ имеет место тренд в каждой из недельных выборок на 95% уровне значимости по критериям Аббе и кумулятивных сумм.

Заключение

Проведенные исследования, результаты сопоставительного анализа и численного моделирования позволяют сделать следующие выводы и рекомендации:

1. Эффективность критериев тренда, а следовательно и эффективность трендового контроля, существенно зависит от статистических свойств тестируемой выборки: справедливости гипотез о некоррелированности и принадлежности к нормальной генеральной совокупности. Надежность этих гипотез целесообразно установить в результате предварительного разведочного анализа данных.

2. Для предварительной оценки возможности использования выбранного критерия тренда целесообразно определить общие статистические свойства исследуемого временного ряда на основе одного из критериев Фишера, либо процедуры Кохрейна.

3. Для повышения достоверности статистических выводов об отсутствии тренда необходимо предварительное построение диагностических моделей исследуемых процессов в ДГУ, а также тщательная оценка метрологических свойств измерительных каналов, включая алгоритмы цифровой фильтрации данных и оценку вероятностных характеристик ошибок измерений.

Перспективы дальнейших исследований в направлении повышения эффективности трендовых статистик в СТД ДГУ заключаются в обосновании реалистичных статистических моделей исследуемых временных рядов для конкретных прикладных задач диагностики.

Литература

1. Жигалевский А.А. Обнаружение разладки случайных процессов в задачах радиотехники / А.А. Жигалевский, А.Е. Красновский. – Л.: Изд. Ленинград. ун-та, 1988. – 224 с.
2. Отнес Р. Прикладной анализ временных рядов. Основные методы / Р. Отнес, Л. Жоксон. – М.: Мир, 1982. – 344 с.
3. Корн Г. Справочник по математике для научных работников и инженеров / Г. Корн, Т. Корн. – М.: Наука, 1973. – 490 с.
4. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, В.И. Кузнецов, И.И. Богаенко и др. – К.: Техника, 1998. – 312 с.
5. Комплексная система контроля и диагностики двигателя ПС-90 А на самолетах ИЛ-96-300, ТУ-204, ТУ-214, ИЛ-76 МФ / А.М. Анисимов, В.Л. Ступников, Ю.А. Трубников и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ, 2001. – Вып. 26. – С.213-214.

6. Автоматизированный параметрический контроль технического состояния ТРДД НК-8-2У в эксплуатации по полетной информации / Э.Л.Симкин, В.С. Гагай, Т.А. Семенова и др. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: ХАИ, 2001. Вып. 26. – С. 222-227.

7. Миргород В.Ф. Особенности применения

трендовых статистик при обработке данных в системах технической диагностики / В.Ф. Миргород, Г.С. Ранченко // *Технология и конструирование в электронной аппаратуре*. – 2005. № 4. – С. 25-27.

8. Cochran I.H. How Big is the Random Walk in GNP / I.H. Cochran // *Jornal of Political Economy*. – 1988. – № 96. – С. 893- 920.

Поступила в редакцию 23.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., декан факультета автоматизации Л.В. Вишневецкий, Одесская национальная морская академия, Одесса.

ТРЕНДОВИЙ КОНТРОЛЬ РЕЖИМНИХ ПАРАМЕТРІВ ДИЗЕЛЬ-ГЕНЕРАТОРНИХ УСТАНОВОК

О.Р. Миська

Розглядається проблема підвищення ефективності систем технічної діагностики судових енергетичних установок. Запропоновано використовувати методи трендового аналізу на підставі методів аналізу статистичних даних систем технічної діагностики судових енергетичних установок. Приведені загальні критерії виявлення тренду миттєвих рядів, які характеризують стан об'єктів діагностики. Проаналізована ефективність та надійність використання деяких критеріїв тренду стосовно реальних даних реєстрації контролюючих параметрів вихідної статистичної моделі. Зроблено аналіз можливостей та вимог використання таких методів у задачах діагностики технічного стану судових дизель-генераторних установок.

Ключові слова: технічна діагностика, миттєві ряди, трендовий аналіз, критерії тренда, діагностична модель.

TREND CONTROL THE OPERATIONAL CHARACTERISTICS OF DIESEL GENERATOR INSTALLATIONS

A.R. Miska

Considered the problem of effectiveness increase the technical diagnostic systems of ship's power installations. Propose to make use of trend analysis methods in the capacity of analysis methods of statistics in the technical diagnostics of the ship's power installations. Adduced the main criterias trend analysis detections which describe the condition of objects diagnostic. Examined the efficiency and reliability application of any trend criterias for actual registration data the controlled variables of input statistical model. Made analysis possibilities and usability conditions of this methods in the diagnostic task of technical condition of ship's power installations.

Key words: technical diagnostics, time-series, trend analysis, trend criteria, diagnostic model.

Миська Александр Романович – аспирант кафедры судовой электромеханики и электротехники Одесской Национального морской академии, Одесса, Украина, e-mail: femire@onma.edu.ua.

УДК 681.518.54

В.Ф. МИРГОРОД¹, Н.Д. БАГАУТДИНОВ²¹ОАО «Элемент», Одесса, Украина²ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

ДВУМЕРНАЯ ФОРМА СИНГУЛЯРНОГО АНАЛИЗА ВРЕМЕННЫХ РЯДОВ ПАРАМЕТРОВ РЕГИСТРАЦИИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Выполнена разработка и приведены результаты применения метода двумерного сингулярного трендового анализа применительно к задаче диагностирования технического состояния газотурбинного двигателя в длительной эксплуатации. Предлагаемый новый метод основан построении диагностической модели в виде регрессионной полиномиальной аппроксимации взаимозависимостей приведенных термогазодинамических параметров ГТД, определении отклонений от указанной модели, формировании по временным рядам таких отклонений прямоугольной комплексной траекторной матрицы и ее сингулярном разложении по собственным числам.

Ключевые слова: техническая диагностика, регрессионная модель, методы трендового и сингулярного анализа.

Введение

Эксплуатация газотурбинных двигателей (ГТД) по техническому состоянию требует разработки теоретических, методологических, алгоритмических и программно-аппаратных средств оценки такого состояния ГТД в его жизненном цикле. Необходимой составной частью таких средств является подсистема трендового контроля и анализа, позволяющая выявить возникновение изменений в состоянии ГТД по термогазодинамическим и вибропараметрам и оценить характер таких изменений. Проблемным вопросом усовершенствования методов трендового контроля и анализа, важным для решения научно-практических задач повышения достоверности диагностических выводов, является оценка совместной динамики трендов различных взаимосвязанных параметров ГТД.

1. Постановка проблемы и цель исследования

Известные статистики тренда применительно к задачам диагностики технического состояния ГТД обобщены в [1]. Эффективность таких статистик подтверждена их успешным применением в ряде реализованных диагностических систем. Вопросам анализа и выделения трендов параметров ГТД в эксплуатации посвящены работы [2, 3]. Следуя [4] и [5], окончательное решение по диагностической ситуации рекомендуется принимать по диаграмме совместных трендов. Следовательно, возникает необходимость рассмотрения совместных трендов различных параметров ГТД и приме-

нения методов многомерного, в общем случае, трендового анализа.

Целью настоящего исследования является разработка и обоснование двумерного трендового анализа временных рядов, которые являются параметрами регистрации технического состояния ГТД в его жизненном цикле.

2. Основные результаты исследований

2.1. Объект исследования и метод диагностирования

Объектом исследования являются базы данных регистрации основных термогазодинамических и вибропараметров ряда ГТД в составе авиационных силовых установок и газоперекачивающих агрегатов.

Применяемый метод диагностирования состоит из последовательно реализуемых следующих этапов:

- приведение термогазодинамических параметров ГТД к стандартным атмосферным условиям,
- построение индивидуальных диагностических моделей ГТД по данным стендовых испытаний и эксплуатации в виде нелинейных регрессионных зависимостей,
- выделение трендов отклонений с учетом диагностических моделей, а также трендов вибропараметров,
- факторный анализ трендов отклонений,
- сингулярный трендовый анализ отклонений от диагностических моделей,
- оценка характера остаточных отклонений после выделения трендов.

Существенными особенностями предлагаемой методики являются следующие отличия:

- нелинейная регрессионная диагностическая модель ГТД является индивидуализированной применительно к конкретному экземпляру двигателя,
- проводится углубленный трендовый анализ применительно к отклонениям параметров ГТД в процессе его эксплуатации от индивидуальной диагностической модели,
- применяется совокупность разработанных методов трендового анализа высокой эффективности, в частности, многомерного анализа, позволяющая разделить исследуемые временные ряды на взаимосвязанные трендовые, периодические и стохастические компоненты.

2.2. Диагностирование газотурбинного двигателя по регрессионной модели с применением методов факторного анализа

Исходными данными являются базы данных регистрации внутриводвигательных термогазодинамических параметров, частности, $N_{ВД}$, $N_{НД}$, $P_{КВД}$, $T_{ТНД}^*$, $P_{ВХ}$, $T_{ВХ}^*$

Методика диагностирования двигателя заключается в приведении параметров к стандартным атмосферным условиям (с.а.у.) согласно известным формулам:

$$N_{ВДпр} = N_{ВДизм} \cdot \sqrt{288 / (T_{ВХ}^* + 273)}; \quad (1)$$

$$N_{НДпр} = N_{НДизм} \cdot \sqrt{288 / (T_{ВХ}^* + 273)}; \quad (2)$$

$$P_{КВДпр} = P_{КВДизм} \cdot \sqrt{760 / (P_{ВХ} + 101)}; \quad (3)$$

$$T_{ТНДпр}^* = \left[(T_{ТНДизм}^* + 273) \cdot \frac{288}{T_{ВХ}^* + 273} - 273 \right] \quad (4)$$

с последующим приведением параметров к базовому режиму:

$$\Delta N_{ВДпр} = N_{ВДк} - N_{ВДпр}; \quad (5)$$

$$\begin{cases} N_{НДпрк} = N_{НДпр} - F_{НД} \cdot \Delta N_{ВДпр}; \\ P_{КВДпрк} = P_{КВДпр} - F_P \cdot \Delta N_{ВДпр}; \\ T_{ТНДпрк}^* = T_{ТНДпр}^* - F_T \cdot \Delta N_{ВДпр} \end{cases} \quad (6)$$

и вычислением отклонений от этого режима

$$\begin{cases} \Delta N_{НДпр} = N_{НДпрф} - N_{НДпрк}; \\ \Delta P_{КВДпр} = P_{КВДпрф} - P_{КВДпрк}; \\ \Delta T_{ТНДпр}^* = T_{ТНДпрф}^* - T_{ТНДпрк}^* \end{cases} \quad (7)$$

Принципиальным моментом методики является тот факт, что формулах (6) функции зависимостей характеристик ГТД от режимного параметра и параметры в (7) индивидуализированы применительно к конкретному экземпляру двигателя. Эти данные

должны быть получены по данным стендовых испытаний и уточнены в процессе эксплуатации двигателя путем нелинейной полиномиальной регрессионной аппроксимации.

Анализ и контроль подлежат тренды отклонений (7) для $N_{НД}$, $P_{КВД}$ и $T_{ТНД}$. Как результат применения диагностической модели должны быть получены временные ряды отклонений, причем, как известно, использование диагностических моделей существенно уменьшает разброс данных [5, 6] и уменьшает дисперсию остаточных отклонений, что повышает надежность диагностических выводов. Таким образом, использование диагностической регрессионной нелинейной модели позволяет существенно уменьшить дисперсию остаточных отклонений и тем самым повысить надежность результатов диагностики. Появляются возможности идентифицировать аномальные отклонения и установить их причины. Однако регрессионные модели, так как основаны на методе наименьших квадратов, имеют высокую чувствительность к нецензурированным выбросам в исходных данных и требуют их предварительной обработки.

Дальнейшее уменьшение дисперсии остаточных отклонений и идентификация состояния объекта за счет исключения не связанных с его состоянием факторов может быть достигнуто на основе применения к выборке параметров регистрации методов факторного анализа (МФА).

Параметры регистрации образуют вектор

$$x^{(m)} = \text{col}(N_{ВДпр}, P_{КВДпр}, N_{НДпр}, T_{ТНДпр}^*, P_{ВХ}, T_{ВХ}^*), \quad (8)$$

а их совокупность – матрицу наблюдений X .

Строки этой матрицы можно полагать признаками объекта, а столбцы – его состояниями. Сингулярное разложение $m \times n$ матрицы наблюдений имеет вид [6]

$$X = USV^T = \sum_{i=1}^k \sigma_i u_i v_i^T, \quad (9)$$

где U, V – унитарные $m \times n$ матрицы,

$$S = \text{diag}(\sigma_1 \sigma_2 \dots \sigma_n 0 \dots 0),$$

причем $\sigma_1 > \sigma_2 > \dots > \sigma_k$ – собственные числа матрицы XX^T , а матрица U составлена из ортонормированных собственных векторов. Следуя методу факторного анализа, выполняется следующее представление матрицы наблюдений

$$X = BF + N,$$

где F – матрица центрированных, независимых и нормированных факторных компонент [6],

B – матрица факторных нагрузок,

N – вектор остаточных несущественных факторов.

Прямое определение матрицы F согласно (9) для каждого σ_1 приводит к главным компонентам матрицы наблюдений. Сущность метода факторного анализа состоит в таком определении матрицы F , что первый из общих факторов находится из условия, чтобы попарные корреляции между исходными признаками были как можно меньше, если влияние этого фактора учтено [6]. Следующий общий фактор находится из условия максимального ослабления попарных корреляционных связей между исходными признаками, оставшимися после учета влияния первого общего фактора.

Результат применения указанной процедуры метода факторного анализа к матрице наблюдений, составленной из приведенных согласно (1)...(6) параметров ГТД после учета первых факторов, имеющих наибольшие дисперсии, дает существенное уменьшение остаточной дисперсии. Фактически применение метода факторного анализа позволяет усовершенствовать формулы приведения с учетом реальных особенностей конкретного двигателя и условий эксплуатации. В частности, характерной особенностью диагностирования наземных силовых установок является наличие в данных регистрации циклических компонент, соответствующих изменениям атмосферных условий и сезонным изменениям. Следовательно, применение метода факторного анализа позволяет существенно повысить надежность диагностики состояния ГТД, учесть влияние изменяющихся условий эксплуатации. Отображение данных регистрации в плоскости первых двух факторов позволяет выделить группы аномальных отклонений и тем самым идентифицировать состояние объекта [6].

2.3. Диагностирование авиационной силовой установки по данным летной регистрации

Следующим этапом решения задачи диагностирования является выделения трендов отклонений от регрессионных моделей, для решения которой используется метод сингулярного спектрального анализа [5] SSA (Singular Spectrum Analysis), основанный на анализе сингулярного спектра траекторной матрицы

$$Y = \begin{bmatrix} y_1 y_2 \dots y_k \\ y_2 y_3 \dots y_{k+1} \\ \dots \\ y_m y_{m+1} \dots y_n \end{bmatrix} = [Y_1, Y_2, \dots, Y_k], \quad (10)$$

где m – длина окна;

n – число членов ряда, $k = n - m$.

Указанное разложение траекторной матрицы (9) позволяет упорядочить ее структуру по собственным числам

$$Y = \sum_{i=1}^S \sqrt{\lambda_i} U_i V_i^T, \quad (11)$$

где $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \dots \geq \lambda_S$ – собственные числа матрицы

$A = YY^T$, U_i, V_i – собственные и факторные векторы.

На этапе восстановления ряд представляется в виде

$$Y = Y_{\text{trend}} + Y_{\text{cycle}} + Y_{\text{noise}},$$

то есть разложения на трендовую, периодические (циклические) составляющие и шум.

Идея двумерного трендового сингулярного анализа состоит в представлении траекторной матрицы (10) в виде матрицы комплекснозначных отсчетов, в которой объединяются исследуемые различные параметры ГТД, представленные отклонениями от диагностической модели

$$y_i = x_i + jz_i$$

Соответственно, в разложении (11) собственные числа относятся к матрице

$$B = YY^H = (X + jZ)(X - jZ)^T = (XX^T + ZZ^T) + j(X^T Z - ZX^T). \quad (12)$$

Получаемый согласно (11) тренд также является комплекснозначным, причем, следуя (12), его вещественная часть характеризует тренд различия между изменениями параметров, а его мнимая часть характеризует тренд взаимосвязи объединяемых параметров. Действительно, нетрудно показать, что общий член матрицы $A = YY^T$ имеет вид

$$a_{ij} = \sum_{k=1}^n y_{k+j-1} y_{k+i-1}$$

Поэтому ее диагональ представляет собой скользящую дисперсию выборки, а любая строка есть сечения функции автокорреляции. Учитывая известное неравенство

$$\lambda_{\max} \leq \text{Sp}(A),$$

а также упорядоченность собственных значений по их величине согласно алгоритму SSA, трендовая компонента, если она имеется, связывается с максимальным собственным значением матрицы A , а значит, с изменением скользящей дисперсии. Здесь имеет место тесная взаимосвязь с предложенным И.В. Егоровым Ф-критерием тренда, основанным на изменении выборочной дисперсии выборки. Согласно (12), если тренд вещественной компоненты в объединенной выборке не является статистически значимым, то и различие трендов анализируемых параметров также таковым не является. Различие характеров трендов по различным параметрам ГТД может быть важным диагностическим признаком его состояния. Если же согласно (12) тренд мнимой компоненты не является статистически значимым,

то можно полагать, что тренды параметров не являются взаимосвязанными.

Оценка эффективности предлагаемого подхода выполнено на примере задачи определения технического состояния двухвального газотурбинного двигателя в составе авиационной силовой установки в процессе летной эксплуатации. Наиболее представительные выборки содержат около 30 параметров летной регистрации, включая основные термогазодинамические параметры, обороты турбин и вибропараметры, для 350 полетных циклов в трех режимах: взлетный, крейсерский и 0,5 номинала. Результаты применения ранее предложенного метода диагностирования иллюстрирует рис. 1, на котором представлены тренды отклонений от диагностической модели для отклонений оборотов турбины низкого давления и степени повышения давления.

На рис. 1 дополнительно обозначены реперные даты и номера полетных циклов, причем последняя точка соответствует аварийной ситуации.

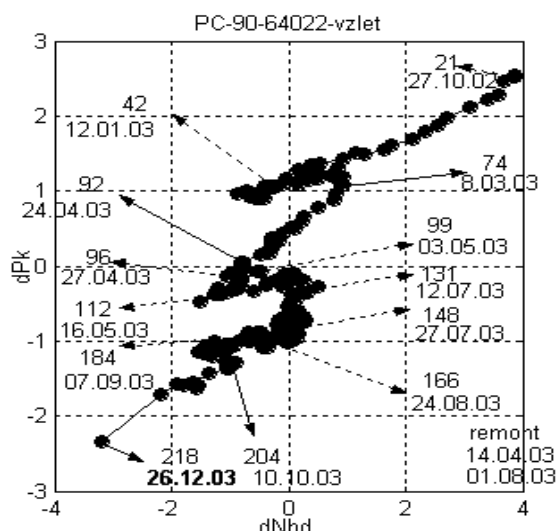


Рис. 1. Тренд отклонения

На рис. 2 представлены результаты двумерного трендового анализа в плоскостях первых главных компонент, соответствующих максимальным собственным числам и трендам отклонений. Главные компоненты получены путем решения задачи на собственные значения и собственные вектора для комплексной матрицы $B = YY^H$, составленной путем комплексного объединения отклонений по параметрам ГТД в различных комбинациях. Целью анализа является выявление связанных трендов отклонений. Критерием такой связанности является близость линии регрессии на комплексной плоскости главных компонент к биссектрисе первого квадранта, так как при идентичности трендов такая линия вырождается в указанную прямую. Поэтому чем

больше статистическая связь между трендами различных параметров, тем ближе линия регрессии в плоскости главных компонент приближается к биссектрисе.

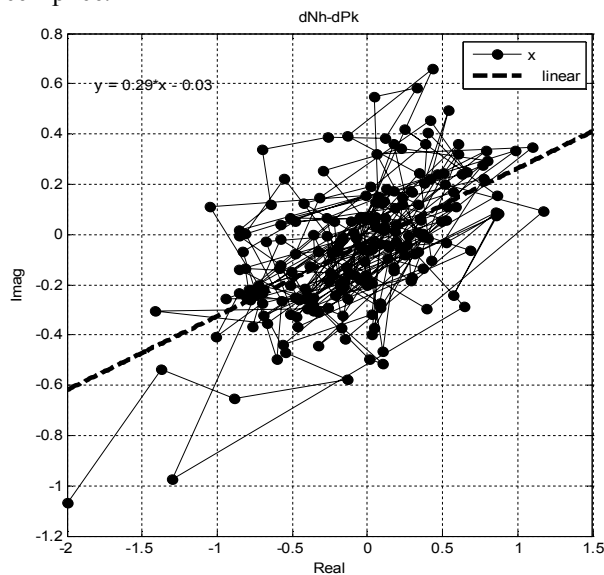


Рис. 2. Плоскость главных компонент

Проведенный анализ позволил установить, что внутривальные параметры для иллюстрируемого примера разбиваются на две группы статистически связанных по трендам отклонений, а именно: обороты турбины низкого давления – степень повышения давления, температура газов – расход топлива. Иные статистические связи между трендами не являются значимыми. Поэтому имеется возможность разделить пространство признаков при решении диагностических задач на два кластера по указанным двумерным трендам, что может обеспечить повышение надежности статистических выводов о техническом состоянии диагностируемого двигателя.

Заключение

Таким образом, применение методов трендового анализа в многомерной форме позволяет уменьшить степень априорной неопределенности относительно компонент признакового пространства при решении задач оценки технического состояния газотурбинных двигателей в составе авиационных и наземных силовых установок путем предварительной его кластеризации по группам взаимосвязанных трендов. Актуальным вопросом является отработка соответствующих методик на экспериментальных данных достаточного объема и создание прикладного ПО, что и определяет перспективы дальнейших исследований.

Литература

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

2. Елисеев Ю.С. Статистические методы формирования алгоритмов вычисления в полете тяги и других основных параметров газотурбинного двигателя, критериев и признаков технического состояния его узлов / Ю.С. Елисеев, Г.В. Добрянский, Т.Ф. Дема // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2003. – № 6 (41). – С. 81-89.

3. Миргород В.Ф. Сравнительный анализ методов диагностирования технического состояния двигателя газотурбинного привода по данным регистрации / В.Ф. Миргород, Г.С. Ранченко // *Авиа-*

ционно-космическая техника и технология. – 2006. – №2 (28). – С. 70-74.

4. Егоров И.В. Диагностирование технического состояния авиационных двигателей / И.В. Егоров // *Труды ЦИАМ «Научный вклад в создание авиационных двигателей»*. – М.: Машиностроение, 2000. – С. 651-688.

5. Миргород В.Ф. Применение диагностических моделей и методов трендового анализа для оценки технического состояния газотурбинных двигателей / В.Ф. Миргород, Г.С. Ранченко, В.М. Кравченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 9 (56) – С. 192-197.

6. Прикладная статистика. Классификация и снижение размерности / С.А. Айвазян, В.М. Бушматбер, И.С. Енюков, Л.Д. Мешалкин. – М.: Финансы и статистика, 1989. – 607 с.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.Г. Антошук, Одесский национальный политехнический университет, Одесса, Украина.

ДВОМІРНА ФОРМА СИНГУЛЯРНОГО АНАЛІЗУ ЧАСОВИХ РЯДІВ ПАРАМЕТРІВ РЕЄСТРАЦІЇ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

В.Ф. Миргород, Н.Д. Багаутдінов

Виконано розробку та наведено результати застосування методу двомірного сингулярного трендового аналізу стосовно задачі діагностування технічного стану газотурбінного двигуна у тривалій експлуатації. Пропонований новий метод ґрунтується на побудові діагностичної моделі двигуна у вигляді регресійної поліноміальної апроксимації взаємозалежностей приведених термогазодинамічних параметрів ГТД, визначені відхилень від вказаної моделі, формуванні по часовим рядам таких відхилень прямокутної комплексної траєкторної матриці та її сингулярному розкладанні по власним числам.

Ключові слова: технічна діагностика, регресійна модель, методи трендового і сингулярного аналізу.

TWO-DIMENSIONAL FORM OF SINGULAR ANALYSIS OF TEMPORAL ROWS OF TURBO-ENGINES REGISTRATION PARAMETERS

V.F. Mirgorod, N.D. Bagautdinov

Development is executed and the results of application of method of two-dimensional singular trend analysis are resulted as it applies to the task of diagnosing of the technical state of gas turbine engine in the protracted exploitation. The offered new method is founded construction of diagnostic model as regressive polynomial approximation of dependencies of the resulted thermogas dynamic parameters of GTE, determination of deviations from the indicated model, forming on temporal rows such.

Key words: technical diagnostics, regressive model, methods of trend and singular analysis.

Миргород Владимир Федорович – канд. техн. наук, заместитель директора по научной работе ОАО "Элемент", Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua.

Багаутдинов Наиль Дахиевич – ведущий конструктор ГП ЗМКБ "Ивченко-Прогресс", Запорожье, Украина, e-mail: 03509@ivchenko-progress.com.

УДК 629.124:

А.А. ТАРАСЕНКО

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

ПРИМЕНЕНИЕ ОБОБЩЕННЫХ ЗАВИСИМОСТЕЙ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБИН С ПОМОЩЬЮ ЭВМ

Предлагается алгоритм построения обобщенной характеристики турбины на основе использования газодинамических функций и общих соотношений. В качестве исходных данных используются следующие параметры: степень понижения давления на номинальном режиме; адиабатический КПД турбины на номинальном режиме; приведенная скорость вращения турбины на номинальном режиме. Характеристика получена в системе координат, степень понижения давления – относительная приведенная скорость вращения турбины и представлена в виде линий постоянной относительной плотности тока на входе.

Ключевые слова: газодинамические функции, характеристика, расход, коэффициент полезного действия, степень понижения давления, турбина.

Введение

При расчетах параметров газотурбинных двигателей на частичных режимах важно иметь характеристику турбины во всем диапазоне рабочих режимов. Самый лучший вариант – это экспериментально полученная характеристика. Однако такие эксперименты трудоемки и получить экспериментальные данные во всем диапазоне затруднительно.

Можно использовать обобщенные характеристики, приведенные в [1]. Применение таких характеристик при расчетах с помощью ЭВМ затруднительно и не ясно как использовать экспериментальные данные, имеющиеся для части диапазона, например, для режимов близких к номинальному.

Часто используют так называемые однолинейные характеристики турбины [2]. Их использование возможно, если турбина работает на компрессор или гребной винт. В общем случае, а также при расчетах динамики использование однолинейных характеристик требует обоснования.

1. Формулирование проблемы

Требуется разработать алгоритм, использующий минимальное количество исходных данных, который позволит получить характеристику турбины. Важно минимальное количество исходных данных, при этом трудоемкость расчетов во внимание не принимается, т.к. их выполняет ЭВМ.

Разрабатываемый алгоритм не заменяет подробного «честного» расчета характеристики турбины, а предлагает более гибкую и приспособленную для использования ЭВМ обобщенную характеристику.

В работе [1] приведена методика, позволяющая получить обобщенную характеристику турбины. Эта методика опирается на экспериментально полученные общие зависимости и с ее помощью трудно учесть свойства конкретной турбины, особенно вне диапазона эксперимента.

Цель работы – получить характеристику турбины по следующим исходным данным:

- степень понижения давления на номинальном режиме;
- адиабатический КПД турбины на номинальном режиме.

1.1 Общие соотношения

В работе [1] подчеркнуто, что параметр расхода

да через турбину $g_{in} = \frac{G_{in} \sqrt{T_{in}^*}}{P_{in}^*}$ определяется от-

ношением $x = \frac{\pi - 1}{\pi_{кр} - 1}$, где $\pi_{кр}$ – критическая сте-

пень понижения давления для данной турбины.

Если рассмотреть турбину как элемент типа гидравлическое сопротивление, то по аналогии с [3],

предположив, что $\Delta p = \xi \frac{\rho V^2}{2}$, можно получить

$$1 - \frac{1}{\pi} = \xi k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \frac{q^2}{\varepsilon}, \quad (1)$$

где $\pi = \frac{P_{in}^*}{P_{ou}^*}$ – степень понижения давления в тур-

бине по полным параметрам – отношение полного

давления на входе к полному давлению на выходе;

$\Delta p = P_{in}^* - P_{ou}^*$ – перепад давления на турбине;

ξ – коэффициент пропорциональности;

k – показатель адиабаты;

q – газодинамическая функция относительной плотности тока;

$\bar{\varepsilon} = \left(\frac{\varepsilon(\lambda)}{\varepsilon(1)} \right)$ – отношение относительной плотности к относительной плотности при $\lambda = 1$.

Для случая критического истечения выражение (1) можно переписать в следующем виде

$$1 - \frac{1}{\pi_{кр}} = \xi k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (2)$$

Подставив (2) в (1), запишем

$$1 - \frac{1}{\pi} = \left(1 - \frac{1}{\pi_{кр}} \right) \frac{q^2}{\bar{\varepsilon}}. \quad (3)$$

Сравнительные расчеты по формуле (3) с экспериментальными данными [1] показаны на рис. 1.

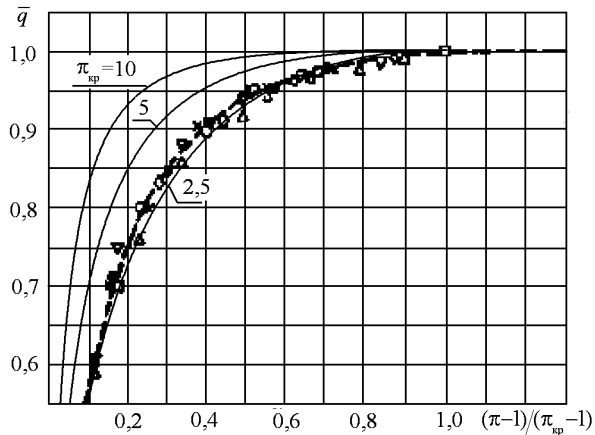


Рис. 1. Сравнение экспериментальных данных [1] с расчетом для $\pi_{кр} = 2,5; 5; 10$

Из рис. 1 видно хорошее совпадение результатов расчета с экспериментом для $\pi_{кр} = 2,5$. Для больших $\pi_{кр}$ совпадение не столь удовлетворительное.

Следует отметить, что согласно [1] для двухступенчатой турбины $\pi_{кр} = 2,5$.

Можно сказать, что результат, представленный на рис. 1 справедлив для двухступенчатых турбин или предложить другую логическую схему турбины.

При получении формулы (3) считалось, что элемент типа сопротивление находится на входе турбины. Будем далее полагать, что сопротивление находится на выходе из турбины и входные параметры для него

$$g_y = g_{in} \sqrt{1 - \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k-1}{k}}} \right) \eta}, \quad (4)$$

где η – адиабатический КПД турбины.

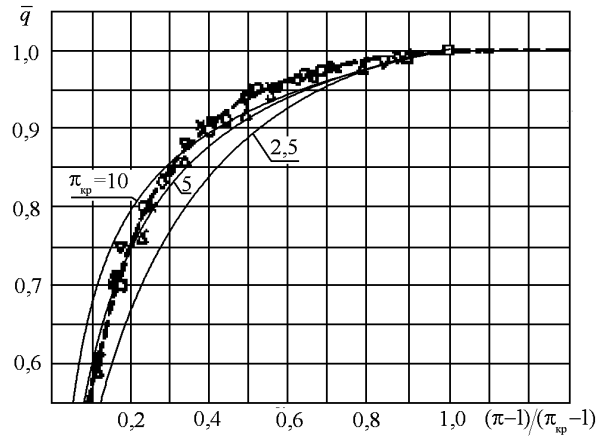


Рис. 2. Сравнение экспериментальных данных [1] с расчетом для $\pi_{кр} = 2,5; 5; 10$ и $\eta = 0,9$

На рис. 2. приведены сравнительные расчеты по формуле (4) с экспериментальными данными [1].

Графики рис. 2. получены по следующему алгоритму:

1. Задаемся $\bar{g}_y$.
2. Используя формулу (3) определяем степень расширения π .
3. Задав η с помощью формулы (4) определяем g_{in} , а затем и $\bar{q} = \bar{g}_{in}$.

Из графиков рис. 2 видно удовлетворительное совпадение с экспериментальными данными для широкого диапазона $\pi_{кр}$. Следует подчеркнуть, что все графики на рис. 2 построены при постоянном к.п.д. $\eta = 0,9$. Очевидно при приближении к критическому режиму к.п.д. будет падать и для больших π совпадение с экспериментом будет несколько лучше.

Для построения характеристики турбины требуется определиться с ее адиабатическим к.п.д. Большинство авторов единодушны с тем, что определяющее влияние на к.п.д. турбины оказывает отношение u/c , точнее $\bar{u}/\bar{c}$. Удобно заменить этот параметр отношением $z = \bar{\lambda}_u / \bar{\lambda}_c$. В этих отношениях u – окружная скорость, а $c = c_{ад}$ – скорость на выходе из турбины при адиабатическом расширении [1].

Для вычисления параметра z достаточно вычислить $\bar{\lambda}_u$ и $\bar{\lambda}_c$. Очевидно [1] $\bar{\lambda}_u = \bar{n}_{пр} = \frac{\bar{n}}{T}$.

Можно показать, что $\lambda_c = \sqrt{1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k-1}{k}}}}$. Для вычисления к.п.д. необходимо знать параметры точки, в которой к.п.д. максимален, а затем вычислить $\bar{\lambda}_c$ и параметр z , зная который вычисляем к.п.д. согласно рекомендациям [1].

Следует отметить, что для турбин с высоким π зона оптимальных режимов сужена и для аппроксимации зависимости к.п.д. от z желательно использовать экспериментальные данные.

2. Построение характеристики турбины

В качестве исходных данных для построения характеристики турбины используются: параметры в точке максимального к.п.д. – π_{ef} , $n_{ef\text{ пр}}$, $\eta_{\max}$, а также $\pi_{кр}$ – критическое понижение давления в турбине.

Задача построения характеристики – это вычисление газодинамической функции q на входе в турбину при заданных приведенных оборотах и степени понижения давления.

Может быть предложен следующий алгоритм вычисления:

1. Задаемся π и $n_{\text{пр}}$.
2. Вычисляем параметр $z = \frac{n_{\text{пр}}}{n_{ef\text{ пр}}} \sqrt{\frac{1 - \pi_{ef}^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \pi^{\frac{k-1}{k}}}}$.
3. Вычисляем к.п.д. – $\eta = \eta(z)$, например, согласно [1].
4. Определяем $\lambda_y = \lambda(\pi, \pi_{кр})$.
5. Вычисляем $q_y = q(\lambda_y)$.

$$6. q_{in} = \frac{q_y}{\sqrt{1 - \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k-1}{k}}}\right) \eta}}$$

Полученную газодинамическую функцию плотности тока на входе можно отнести к аналогичной функции в точке максимального к.п.д.

Для построения характеристики задаются рядом значений π и строят изолинии $q_{in} = \text{const}$.

На рис. 3 дан пример расчетной обобщенной характеристики турбины.

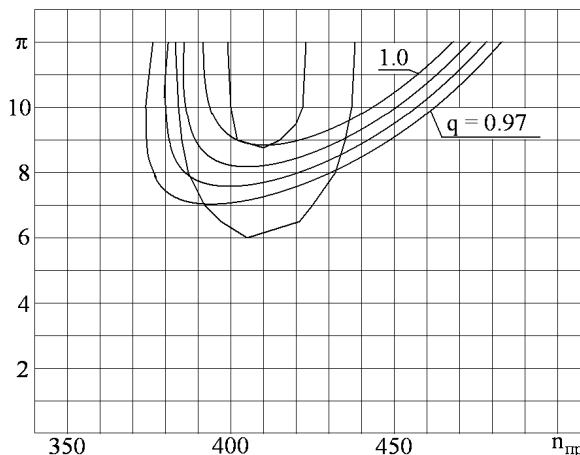


Рис. 3. Пример обобщенной характеристики – сравнение расчетной характеристики для $q = 1,0; 0,99; 0,98$ и $0,97$ с экспериментальной

На этой характеристике на поле $\pi - n_{\text{пр}}$ проведены изолинии

$$q = 1,0; 0,99; 0,98 \text{ и } 0,97.$$

На этом же рисунке показаны экспериментальные кривые. Существенное расхождение объяснено тем, что методика расчета к.п.д., изложенная в [1], дает существенную погрешность для турбин с большой степенью понижения давления.

Следует отметить, что при расчетах на ЭВМ характеристика рис. 3 не совсем удобна. Гораздо удобнее пользоваться изложенной методикой. Анализ характеристики рис. 3 позволяет откорректировать зависимость для вычисления к.п.д. с использованием экспериментальных данных для конкретной турбины.

При вычислении характеристики рис. 3 использовалась следующая зависимость для получения к.п.д.

$$\eta = 0,5 \eta_{\max} \left[1 + \cos \frac{\pi(z-1)}{\Delta} \right]$$

где $\Delta = 0,3 \div 1,0$ – коэффициент, который необходимо подобрать. Этот коэффициент может быть разным для $z > 1$ и $z < 1$. Хороший вариант – использовать экспериментальную зависимость $\eta = \eta(z)$.

Подбирая коэффициент Δ , надо учитывать, что экспериментальные характеристики такого типа получаются со значительной погрешностью. Имеются в виду погрешности косвенных методов получения этих характеристик, а также не строгая реализация условий экспериментов. Для получения удовлетворительных результатов характеристику надо дополнить изолиниями к.п.д. и подобрать коэффициенты Δ , ориентируясь и на изолинии к.п.д.

Заключение

Разработана методика, позволяющая построить обобщенную характеристику турбины для широкого диапазона параметров.

Предложенная методика позволяет получить все результаты, ожидаемые от характеристики турбины.

Экспериментальные данные можно учесть, корректируя зависимость для к.п.д.

Предложена мнемоническая модель турбины которая подтверждена экспериментальными данными. Эта модель позволяет проводить расчеты для широкого диапазона степеней понижения давления.

Литература

1. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. I / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М.: Машиностроение, 1977. – 312 с.
2. Сорока Я.Х. Теория и проектирование газотурбинных двигателей: учебн. пос. / Я.Х. Сорока. – Л.: Судостроение, 1982. – 112 с.
3. Тарасенко А.А. Частичные режимы устройства типа газодинамическое сопротивление в судовых ГТД / А.А. Тарасенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – Вып. 8 (55) – 312 с.

Поступила в редакцию 3.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.Р. Ткач, Национальный университет кораблестроения, Николаев, Украина.

ЗАСТОСУВАННЯ УЗАГАЛЬНЕНИХ ЗАЛЕЖНОСТЕЙ ДЛЯ ПОБУДОВИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПРЕСОРІВ ЗА ДОПОМОГОЮ ЕОМ

О.О. Тарасенко

Пропонується алгоритм побудови узагальненої характеристики турбіни на базі використання газодинамічних функцій і загальних співвідношень. В якості базових даних використовуються наступні параметри: ступінь пониження тиску на номінальному режимі; адіабатичний ккд турбіни на номінальному режимі. Бажано також знати критичну ступінь пониження тиску. Характеристика одержана в системі координат, ступінь пониження тиску – відносна зведена швидкість обертання турбіни і представлена у вигляді ізоліній відносної щільності току на вході.

Ключові слова: газодинамічні функції, характеристика, витрата, ккд, турбіна, ступінь пониження тиску.

USING OF INTEGRATED DEPENDENCES FOR CONSTRUCTION OF TURBINE CHARACTERISTIC BY THE COMPUTER

A.A.Tarasenko

Algorithm of construction integrated characteristic of the turbine based on the using of gas-dynamic functions and general correlation is offered. Adiabatic efficiency of the turbine on the nominal mode, level of the lapse pressure on the nominal mode are the initial information. Description is taken in the coordinate system, level of the lapse of the pressure - transformed speed of rotation as isolines comparative current.

Key words: Gas-dynamic functions, characteristic, expenditure, efficiency, level of the lapse, isolines, turbine.

Тарасенко Александр Александрович – аспирант кафедры турбин Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: tai777@ukrpost.net.

УДК 621.438.001 2 (02)

В.А. ГРИГОРЬЕВ, Д.С. КАЛАБУХОВ, В.М. РАДЬКО, Н.Ф. МУСАТКИН*Самарский государственный аэрокосмический университет
им. академика С.П. Королёва, Россия*

АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ПРОБЛЕМЫ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТУРБОПРИВОДОВ СВЕРХМАЛОЙ МОЩНОСТИ И ПУТИ ЕЕ РЕШЕНИЯ

Рассмотрена целесообразность и актуальность направлений исследований и разработок микротурбинных приводов (МТП), которые неразрывно связаны с проблемой повышения эффективности последних. Проанализированы определения, систематизирующие термины по турбоприводам малой мощности (ТПММ), обосновано применение термина «турбопривод сверхмалой мощности» (ТПСММ). Предложена классификация ТПСММ по различным признакам и сферам их применения. Показаны объективно низкие уровни эффективности ТПСММ и проанализированы пути ее повышения, которые связаны с проблемой выбора значений основных параметров турбопривода и, как следствие, с решением задачи синтеза облика рационального варианта ТПСММ. Обоснована целесообразность многокритериального подхода к решению задачи оптимизации ТПСММ.

Ключевые слова: турбопривод сверхмалой мощности, микротурбина, эффективность, многокритериальная задача оптимизации, синтез облика, масса, технико-экономические характеристики.

Введение

В Самарском государственном аэрокосмическом университете исследования в области рабочего процесса микротурбин (МТ) ведутся с 1958 года. В разнообразных технических устройствах они применяются в составе МТП, включающих помимо собственно МТ входные и выходные устройства.

Исследования по изучению газодинамики МТ и МТП проводятся в рамках научного направления микроэнергетики, становление которого связано с именем профессора В.М. Дорофеева.

Первые исследования были посвящены рабочему процессу центростремительных турбин и созданию на их базе турбоприводов агрегатов летательных аппаратов. В дальнейшем область исследований была расширена на другие типы МТ: осевые, радиально-осевые и центробежные. Для этого было создано уникальное экспериментальное оборудование, которое применяется также и в учебном процессе для демонстрации рабочих процессов в турбинах.

По результатам проведенных исследований создавались и широко внедрялись МТП в составе различных турбоагрегатов.

Целью данной статьи является обоснование направлений дальнейших исследований и разработок МТ и МТП, которые в первую очередь неразрывно связаны с проблемой повышения их эффективности. В связи с этим в статье описывается современное состояние этой проблемы и возможные пути ее дальнейшего решения.

1. Классификация и сферы применения турбоприводов сверхмалой мощности

Отметим, что в названии статьи фигурирует термин «турбопривод сверхмалой мощности», а не микротурбопривод или микротурбина. Существуют также понятия маломощной, малоразмерной, малорасходной турбины [1]. Все эти определения носят условный характер, однако во избежание различий в трактовании необходимо, путем обобщения информации, содержащейся в различной литературе, посвященной турбоприводам, сформулировать следующие понятия.

Турбина малой мощности (маломощная турбина, малорасходная турбина) – турбина для привода агрегатов, развивающая мощность на своем валу $N \leq 300...500$ кВт, расход рабочего тела через которую составляет $G \leq 2...3$ кг/с, а высота сопла (сопловой лопатки) $h_c \leq 10$ мм при степени парциальности $\varepsilon = 1$.

Микротурбина – турбина малой мощности, в которой достигается мощность на валу $N = 0,01...10$ кВт, расход рабочего тела составляет не более 0,1 кг/с, а высота сопла (сопловой лопатки) $h_c \leq 5$ мм при степени парциальности $\varepsilon = 1$.

Остальные маломощные турбины целесообразно называть *малоразмерными турбинами*.

Таким образом, в классе турбин малой мощности (ТММ) выделяются два подкласса, которые довольно существенно различаются друг от друга по величинам некоторых конструктивных и режимных

параметров, а также по уровню максимально достигнутого КПД. В работе [1] отмечается, что при высоте лопатки $h_c \leq 5$ мм происходит «обвальное» падение КПД. Высокие значения потерь в МТ обуславливаются низкими значениями числа Рейнольдса $Re < 10^5$, малой относительной длиной лопаток $\bar{h}_c = h_c / D_{cp} < 0,05$, большими относительными величинами толщин кромок, зазоров и шероховатостей.

Термин «микротурбина», являясь зарегистрированной торговой маркой американской компании Capstone Turbine Corporation [2], которая производит автономные энергетические установки (ЭУ) малой мощности для привода электрогенераторов, зачастую дополняется термином «микротурбинный привод». Поэтому во избежание недоразумений предлагается вместо терминов «микротурбины» и «микротурбинный привод» использовать термины «турбина сверхмалой мощности» и «турбопривод сверхмалой мощности».

Отметим, что, несмотря на довольно большое число публикаций, посвященных исследованию ТПММ, только в [3] осуществлена попытка их классификации. В данной работе предлагается более наглядная классификация ТПММ по различным признакам в виде структурной схемы, изображенной на рис. 1. Видно, что ТПММ представляют собой ши-

рокий по своим основным данным класс турбин. При этом подкласс ТПСММ является более широким по сферам своего применения, чем малоразмерные агрегатные турбоприводы, что обусловлено очевидными особенностями первых: малыми габаритами и массой, а также большей потребностью многочисленных вспомогательных агрегатов различных отраслей промышленности именно в источниках энергии мощностью менее 10 кВт. Например, в аэрокосмической технике ТПСММ широко используются в турбогенераторах электрической энергии, турбонасосах систем топливопитания, автономных вентиляторов систем кондиционирования и жизнеобеспечения, центрифуг очистки топлива и масел, агрегатов бортовых навигационных систем (например, гироскопов) [4]. В промышленности используются ТПСММ в ручных пневмошлифовальных и режущих инструментах, в молекулярных высоковакуумных турбонасосах, в качестве турбодетандеров криогенных установок, во вспомогательных агрегатах автономных ЭУ. В медицине ТПСММ незаменимы в качестве двигателей стоматологических вращающихся инструментов, применяется в инструментах для костной хирургии и онкологии.

ТПСММ вне конкуренции там, где приводимые ими в действие машины или исполнительные органы требуют частот вращения $n > 3,5 \cdot 10^4$ об/мин [4],

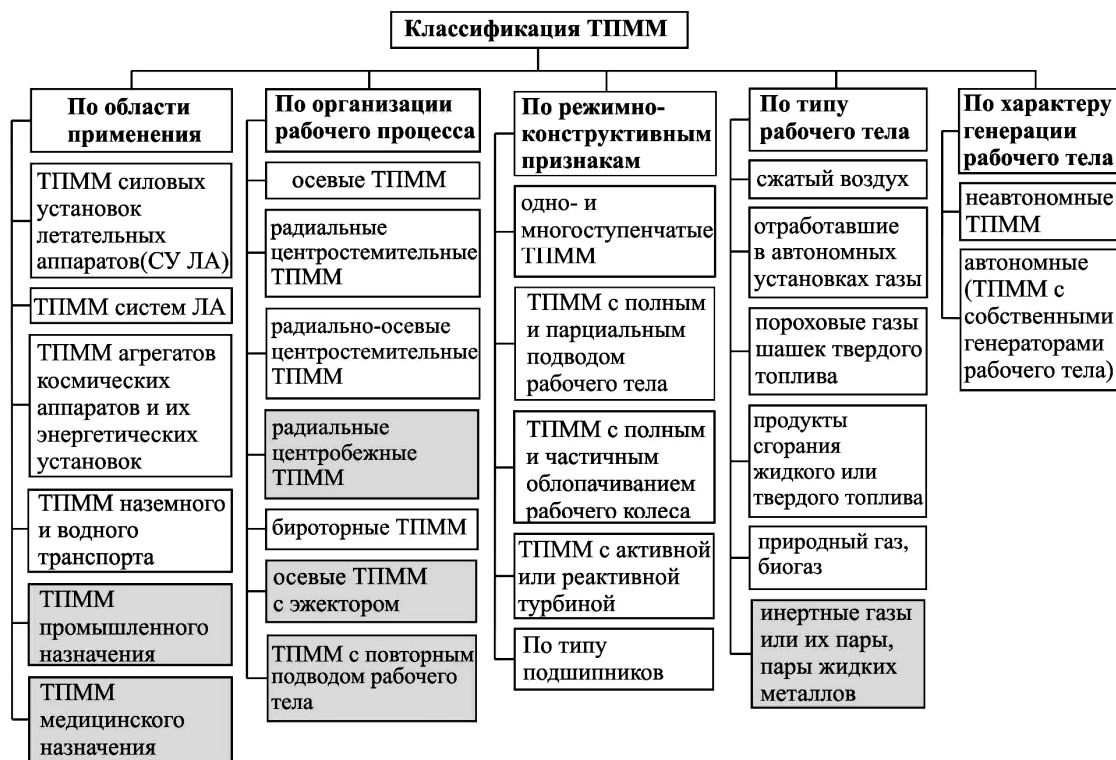


Рис. 1. Классификация турбоприводов малой мощности:

– для любых ТПММ; – применительно только к ТПСММ

на предприятиях, где недопустимо искрообразование (шахты, химическое производство взрывчатых веществ и др.), высокая надежность работы в условиях пыльной и влажной окружающей среды, и широких диапазонах температур. Достоинствами ТПСММ также является отсутствие абсолютной герметичности блока, в котором он находится, и весьма низкая, по сравнению с другими типами микроприводов, удельная масса. Главными недостатками являются:

- необходимость применения редукторов при высоких частотах вращения турбины и при потребной частоте вращения приводимого агрегата $n < 10^4$ об/мин⁻¹;
- невысокие максимально достигнутые уровни КПД ($\eta_{г\text{ max}} = 0,6 \dots 0,65$) в современных эксплуатирующихся ТПСММ;
- высокий уровень шума, достигающий 95–130 дБ при отсутствии средств для его снижения.

Итак, из всего вышесказанного следует вывод, что ТПСММ, и в особенности ТПСММ, являются довольно востребованными устройствами в различных отраслях транспорта, производства, медицины, поэтому повышение их эффективности является важной проблемой.

2. Анализ проблемы повышения эффективности ТПСММ и пути ее решения

Эффективность турбопривода оценивается комплексом критериев, выбор которых обусловлен назначением привода. Эти критерии связаны с КПД, экономией рабочего тела, массой, габаритами стоимостью, ресурсом и другими показателями. Существует несколько направлений повышения эффективности ТММ и ТПСММ [3, 5, 6]:

- оптимизация геометрических и режимных параметров;
- определение областей целесообразного использования различных типов турбоприводов;
- совершенствование элементов проточной части, связанное с уменьшением потерь энергии;
- улучшение технологии производства, обеспечивающее требуемую геометрию проточной части и чистоту поверхностей.

Исследования по повышению эффективности ТСММ и ТПСММ были связаны в основном с экспериментальным изучением влияния различных конструктивных параметров на их экономичность и с совершенствованием проточной части для ее увеличения. Под экономичностью понимается КПД и удельный расход рабочего тела. Описаны и области рационального применения различных типов турбин, хотя и не достаточно полно и убедительно, из-

за отсутствия формализованной методологической базы выбора типа турбины при тех или иных исходных и выходных параметрах. Что касается вопросов оптимизации ТПСММ, то им в существующей литературе уделяется недостаточно внимания. Можно лишь отметить работы [4] и [5], в которых эти вопросы подробно рассматривались. По-видимому, такое положение дел определялось недостаточной изученностью рабочих процессов, протекающих в ТПСММ. Однако к нашему времени накоплено большое количество экспериментальных данных, составлены различные регрессионные зависимости мощностного КПД турбин (в основном, осевых и радиальных) от режимных и геометрических параметров, позволяющих вплотную заняться проблемами оптимизации параметров ТСММ.

Очевидно, что пути совершенствования турбоприводов связаны между собой единой задачей. В самом деле, оптимизация параметров турбоприводов связана в общем случае с достижением экстремумов разнородных критериев эффективностей, а рациональное решение выбирается из области компромиссов. Известно, что у различных типов турбин при одинаковых исходных данных значения выходных параметров, являющихся критериями их эффективности, будут различны. Поэтому, исходя из некоторых формализуемых и неформализуемых критериев (КПД, масса агрегата, стоимость его изготовления, удобство размещения турбины в агрегате, ресурс и т.д.) можно выбрать тип турбины с наилучшими значениями величин этих критериев.

Таким образом, повышение эффективности ТПСММ связано с решением задачи выбора основных параметров турбопривода и, как следствие, с решением задачи синтеза облика рационального варианта турбопривода. Под обликом понимается совокупность конструктивно-геометрических и режимных параметров, описывающих проектируемый турбопривод.

Отметим, что применительно к турбоприводам зачастую выполнялась лишь однокритериальная оптимизация, а в качестве критериев эффективности рассматривался внутренний КПД либо удельный расход рабочего тела. Однако если обратиться к опыту проектирования авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и их турбокомпрессоров на стадии начального проектирования [7], то там оценка проектных решений основана на многокритериальной оценке эффективности системы более высокого уровня – ЛА, что связано с наличием большого числа зачастую противоречивых требований, предъявляемых к проектируемой системе ЛА-ГТД, а также многоцелевым назначением последних. В этом случае для различных критериев эффективности оптимальные значения одних и тех же оптимизируемых

параметров могут весьма отличаться друг от друга (в 1,5...2 раза). В силу того, что применение турбоприводов, в том числе и неавтономных, также носит многоцелевой характер, то можно полагать, что в настоящее время следует решать задачу многокритериальной оптимизации ТПСММ.

В работе [4] впервые был дан метод оптимального расчета ЦС ТПСММ, включающего в себя входное устройство, турбину и выходное устройство. При этом выбор параметров осуществляется не по наибольшему КПД на одном расчетном режиме, а по наилучшему критерию энергетической эффективности, учитывающему многорежимность функционирования турбопривода. Исходной информацией к проектированию по этому методу являются нагрузка турбопривода (зависимости мощности $N = f(\tau)$ и частоты вращения ротора $n = f(\tau)$ от времени) и законы управления параметрами рабочего тела. Под законами управления параметрами рабочего тела понимаются изменения в процессе работы полных давления и температуры $T_{вх}^*$ на входе в ЦС ТПСММ $p_{вх}^*$, статического давления на выходе из него $p_{вых}$. Нагрузку турбопривода и законы управления автор объединяет в функциональное ограничение. В качестве критерия энергетической эффективности используются аналоги удельного расхода рабочего тела $(G/N)_{\Sigma}$, удельной мощности $(N/G)_{\Sigma}$ или мощностного КПД

$$\eta_{\Sigma} = \frac{\sum_{i=1}^n N_i \tau_i}{\sum_{i=1}^n G_i L_{s\text{ТПИ}} \tau_i} = \frac{\sum_{i=1}^n G_i L_{s\text{ТПИ}} \eta_{\text{ТПИ}} \tau_i}{\sum_{i=1}^n G_i L_{s\text{ТПИ}} \tau_i},$$

где N_i – мощность ТПСММ на i -м режиме;
 τ_i – время работы ТПСММ на i -м режиме;
 G_i – расход рабочего тела на i -м режиме;
 $L_{s\text{ТПИ}}$ – изэнтропическая работа ТПСММ на i -ом режиме;

$\eta_{\text{ТПИ}}$ – мощностной КПД на i -м режиме.

Таким образом, на каждом i -м режиме вычисляется величина критерия энергетической эффективности в зависимости от различных геометрических, режимных и термодинамических параметров. Видно, что рассмотренная в [4] методика в целом справедлива и для других типов многорежимных ТПСММ, носит общий характер, а задача проектирования однорежимного ТПСММ будет являться частной. В дальнейшем можно будет не ограничиваться использованием выражений для мощностного КПД, удельного расхода и удельной мощности, а составить подобные выражения для определения оптимальных массовых и технико-экономических

показателей. Но есть и некоторые ограничения по дальнейшему использованию методики. Во-первых, задача многокритериальной оптимизации более сложная, чем однокритериальная, поэтому использование большого числа независимых переменных может привести к значительным погрешностям в расчете их оптимальных значений. Во-вторых, желательна наглядность решения задачи оптимизации, т.е. визуализация зависимости целевой функции от параметров оптимизации в виде графиков, поскольку для решения многокритериальной задачи оптимизации, по сути, важны не сами оптимальные значения параметров, а их рациональные значения. Рациональные значения параметров являются компромиссными и с допустимой степенью проигрыша в пределах диапазона возможных изменений проектных данных могут удовлетворять большинству предъявляемых к ТПСММ требованиям. Поэтому, независимые переменные желательно ограничивать числом не более трех.

Заключение

Проблема повышения эффективности ТПСММ на этапе начального проектирования требует решения следующих задач:

1. Разработку системы критериев оценки эффективности на основании формализованных регрессионных зависимостей массовых, габаритных и технико-экономических показателей от оптимизируемых параметров многорежимных ТПСММ различного назначения с разными типами турбин.
2. Обоснование и выбор параметров, подлежащих оптимизации.
3. Создание системы математического моделирования, пригодной для решения оптимизационной задачи в многокритериальной постановке в условиях неопределенности исходных данных.

Литература

1. Чехранов С.В. Особенности применения критериальных комплексов для выбора параметров малорасходных турбин / С.В. Чехранов // Изв. вузов. Авиационная техника. – Казань: КГТУ (КАИ), 2002. – № 1. – С. 73-75.
2. Capstone® Turbine Corporation [Электронный ресурс] / официальный интернет-сайт = microturbine.com. – 1997-2010. – Режим доступа: [www.url:http://www.microturbine.com/](http://www.microturbine.com/) -31.12.2010.
3. Быков Н.Н. Выбор параметров и расчет маломощных турбин для привода агрегатов / Н.Н. Быков, О.Н. Емин. – М.: Машиностроение, 1972. – 228 с.
4. Матвеев В.Н. Особенности метода проектного расчета многорежимных центробежных микротурбинных приводов / В.Н. Матвеев //

Проблемы и перспективы развития двигателестроения в Поволжском регионе (П): Тез. докл. Объединенной междунар. науч.-техн. конф. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 1999. – С. 353.

5. Наталевич А.С. Воздушные микротурбины: монография / А.С. Наталевич. – М.: Машиностроение, 1979. – 192 с.

6. Левенберг В.Д. Судовые турбоприводы: Справочник / В.Д. Левенберг. – Л.: Судостроение, 1983. – 328 с.

7. Маслов В.Г. Теория выбора оптимальных параметров при проектировании авиационных ГТД / В.Г. Маслов. – М.: Машиностроение, 1981. – 123 с.

Поступила в редакцию 28.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, зам. главного конструктора А.А. Маркин, ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», Самара, Россия.

АНАЛІЗ СТАНУ ПРОБЛЕМИ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ТУРБОПРИВОДІВ НАДМАЛОЇ ПОТУЖНОСТІ І ШЛЯХИ ЇЇ ВИРІШЕННЯ

В.О. Григор'єв, Д.С. Калабухов, В.М. Радько, М.Ф. Мусаткин

Розглянута доцільність і актуальність напрямів досліджень і розробок микротурбінних приводів (МТП), які нерозривно пов'язані з проблемою підвищення ефективності останніх. Проаналізовані визначення, що систематизують терміни по турбоприводах малої потужності (ТПМП), обґрунтовано застосування терміну «турбопривід надмалої потужності» (ТПНМП). Запропонована класифікація ТПНМП за різними ознаками і сферами їх вживання. Показані об'єктивно низькі рівні ефективності ТПСМП і проаналізовані шляхи її підвищення, які пов'язані з проблемою вибору значень основних параметрів турбоприводу і, як наслідок, з рішенням задачі синтезу обліку раціонального варіанту ТПНМП. Обґрунтована доцільність багатокритеріального підходу до рішення задачі оптимізації ТПНМП.

Ключові слова: турбопривід надмалої потужності, микротурбіна, ефективність, багатокритеріальне завдання оптимізації, синтез обліку, маса, техніко-економічні характеристики.

THE ANALYSIS OF THE PROBLEM OF INCREASE OF EFFICIENCY TURBO DRIVE OF MIDGET POWER CONDITION AND THE WAY OF ITS DECISION

V.A. Grigoriev, D.S. Kalabuhov, V.M.Rad'ko, N.F. Musatkin

Expedience and actuality of directions of research and-developments microturbine drives (MTD) which are indissolubly related to the problem of increase of efficiency of the last is considered. Determinations, systematizing terms on the turbo drives of low power (TDLP), are analyzed, application of term «turbo drive of midget power» (TDMP) is grounded. Classification of TDMP on different signs and spheres of their application is offered. The low levels of efficiency of TDMP are rotined objectively and ways of its increases are analyzed, which are related to the problem of choice of values of turbo drive basic parameters and, as a result, with the decision of task of appearance synthesis of TDMP rational option. Multicriterion approach to the decision of optimization problem of the TDMP.

Key words: turbo drive of midget power, the microturbine, efficiency, multicriterion optimization, synthesis of appearance, weight, technical and economic characteristics.

Григорьев Владимир Алексеевич – д-р техн. наук, профессор кафедры теории двигателе летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева, Самара, Россия.

Калабухов Дмитрий Сергеевич – аспирант кафедры теории двигателе летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева, Самара, Россия, e-mail: stream_dk@mail.ru.

Радько Владислав Михайлович – канд. техн. наук, доцент кафедры теории двигателе летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева, Самара, Россия, e-mail: radko@ssau.ru.

Мусаткин Николай Федорович – канд. техн. наук, профессор кафедры теории двигателе летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П.Королева, Самара, Россия.

УДК 629.7.015.4-142

А.М. АРАСЛАНОВ, М.С. МАХНЕВ

Казанский государственный технический университет "КАИ" им. А.Н.Туполева, Россия

АНАЛИЗ «КВАДРАТУРНЫХ» ДИСКРЕТНЫХ АНАЛОГОВ НЕПРЕРЫВНЫХ РАСПРЕДЕЛЕНИЙ ВЕРОЯТНОСТИ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ НАДЕЖНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ

Последним этапом расчета любой конструкции машины является определение надежности конструкции и сравнении ее с необходимой надежностью. Поэтому проблема заложить необходимую надежность в проектируемую надежность очень важно. Для решения задач проектирования конструкций, как линейных, так и нелинейных стохастических систем, необходимо уметь находить вероятностные меры «выхода» системы по известным вероятностным мерам «входа» системы. Рассматривается дискретный способ повышенной точности для решения задач нахождения вероятностных мер «выхода» системы по известным вероятностным мерам «входа», которые встречаются при проектировании конструкций заданной надежности. Приводятся сравнительные данные по трудоемкости и точности предлагаемого и других дискретных методов и метода Монте-Карло.

Ключевые слова: моделирование, надежность конструкций, проектирование конструкций, интерполяционные полиномы, вероятностные методы.

Введение

В настоящее время общепризнанно, что проведение реальных конструкций обусловлено взаимодействием многих факторов случайной (стохастической) природы. В связи с этим обоснованно подойти к определению надежности и долговечности конструкций можно только с позиций вероятностных методов, которые позволяют при описании показателей надежности проводить их количественный анализ. Поэтому при решении задач проектирования конструкций, подверженных случайным воздействиям, определяющими ограничениями в отличие от детерминистических постановок начинают выступать ограничения по надежности.

Надежностью конструкции по интересующему нас параметру поведения конструкции (напряжению, перемещению, критическим нагрузкам, температуре, радио прозрачности и другим) будем называть способность к событию, состоящему в том, что этот параметр находится в области работоспособных состояний, границы которой в общем случае также могут быть стохастическими. Мерой надежности будет вероятность этого события. Для нахождения такой меры необходимо знание закона распределения данного параметра поведения и закона распределения границ области работоспособных состояний.

При расчете надежности реальных элементов конструкций возникают значительные сложности, в основном связанные с определением закона распределения интересующего нас параметра поведе-

ния как закона распределения функции случайных аргументов. Дело в том, что эта функциональная связь бывает очень сложной, а часто бывает известен лишь алгоритм, позволяющий численно определять значения параметра поведения при каких-то конкретных реализациях аргументов. В связи с этим в [1, 2] предложен приближенный способ решения этой задачи, основанный на замене непрерывных законов распределения аргументов их дискретными аналогами, и решение задачи в дискретной форме.

Метод показал свою эффективность, универсальность и позволил решить ряд интересных с практической точки зрения задач. Но там отсутствовали строгие теоретико-математические оценки точности замены непрерывного закона распределения его дискретным аналогом, а также обоснованные критерии выбора количества разрядов и их «представителей».

1. Исследование квадратур

Основной задачей статистической динамики, решение которой предшествует оценке надежности, является нахождение при известной однозначной детерминистической зависимости

$$Y_i = y_i(x_1, x_2, \dots, x_m), \quad i = 1, 2, \dots, n$$

вероятностных характеристик функций y_i случайных аргументов $x_1, x_2, \dots, x_m$ по известному закону распределения $\delta(x_1, x_2, \dots, x_m)$.

Как показано в [3], выбрав систему соответствующих характеристических функций f_k задачу определения вероятностных характеристик «выхода» системы – выходных координат

$$F(Y_1, Y_2, \dots, Y_n) = P[Y_1 < y_1, Y_2 < y_2, \dots, Y_n < y_n],$$

можно свести к определению математических ожиданий соответствующих характеристических функций

$$M[f_k(x_1, \dots, x_m)], \quad k = 1, 2, \dots$$

В частности, для математического ожидания выходной координаты такой функцией будет

$$f_1(x_1, \dots, x_m) = y_i(x_1, \dots, x_m),$$

для дисперсии выходной координаты Y_i –

$$f_2(x_1, \dots, x_m) = (Y_i - M[Y_i])^2,$$

для корреляционного момента выходных координат Y_i и Y_j –

$$f_3(x_1, \dots, x_m) = (Y_i - M[Y_i])(Y_j - M[Y_j]),$$

для центрального момента s -го порядка выходной координаты Y_i –

$$f_4(x_1, \dots, x_m) = (Y_i - M[Y_i])^s,$$

для совместного интегрального закона распределения выходных координат

$$F(Y_1, Y_2, \dots, Y_n) = P[Y_1 < y_1, Y_2 < y_2, \dots, Y_n < y_n] - \\ - F_5(x_1, x_2, \dots, x_m) = \prod_{i=1}^n \frac{1}{2} \left[1 - \frac{Y_i - y_i}{|Y_i - y_i|} \right],$$

для вероятности нахождения выходной координаты Y_i в заданной области $[y^*, y^{**}]$ –

$$f_6(x_1, x_2, \dots, x_m) = \frac{1}{2} \left[1 + \frac{Y_i - y^*}{|Y_i - y^*|} \right] \frac{1}{2} \left[1 + \frac{Y_i - y^{**}}{|Y_i - y^{**}|} \right].$$

Аналогично могут определяться и более сложные вероятностные характеристики.

Таким образом, решение основной задачи статистической динамики для квазистатистического случая сводится к вычислению математического ожидания соответствующей характеристической функции:

$$p_k = \int_{a+kh}^{a+(k+1)h} p(x) dx.$$

Для наглядности рассуждений далее рассмотрим случай одной входной и одной выходной координат, т.е. одну функцию одного случайного аргумента $y = y(x)$.

Определение математического ожидания сводится к вычислению интеграла

$$M[f] = \int_a^b f(x)p(x)dx,$$

где $p(x)$ – закон распределения случайного аргумента x .

Следовательно, пришли к задаче приближенного интегрирования некоторой функции $f(x)$ с весовой функцией $p(x)$. Квадратурная формула имеет вид

$$\int_a^b f(x)w(x)Q(x)dx = 0.$$

Формула содержит $2n$ параметров p_k и x_k ($k = 1, 2, \dots, n$). Соответствующим выбором этих параметров будем стремиться сделать равенство точным для всяких многочленов, имеющих степень выше $(2n - 1)$.

В [1, 2] узлы назначались в серединах интервалов, на которые разбивалась вся область изменения входного параметра x , и тогда для коэффициентов и узлов

$$p_k = \int_{a+kh}^{a+(k+1)h} p(x)dx, \quad x = a+(k+0,5)h,$$

где $h = (b - a) / n$.

Для получения наивысшей алгебраической точности в качестве узлов необходимо брать корни x полиномов, ортогональных на $[a, b]$ по весу $p(x)$ ко всякому многочлену $Q(x)$ со степенью меньше n :

$$\int_a^b f(x)w(x)Q(x)dx = 0,$$

а в качестве коэффициентов p_k :

$$p_k = \int_a^b \frac{p(x)w(x)dx}{(x - x_k)w'(x_k)}.$$

Для ряда частных случаев весовых функций $p(x)$ такие полиномы построены. В частности, для равномерного закона распределения это полиномы Лежандра, для нормального закона распределения – полиномы Чебышева-Эрмита, для экспоненциального распределения – полиномы Чебышева-Лагерра.

В [3] представлены таблицы корней этих классических полиномов до 16 степени x_k включительно и соответствующих им значений весов p_k :

$$x \in (0, \infty).$$

Для полиномов Лежандра они вычислены для интервала $[-1; 1]$, а для произвольного промежутка $[a, b]$ корни необходимо пересчитать по формуле

Для полиномов Чебышева-Эрмита они вычислены для случая $m_x = 0$; $\sigma_x = 1$, а для произвольных

значений m_λ и σ_λ корни необходимо пересчитать по формуле

$$\lambda_k = m_\lambda + \sigma_\lambda \cdot x_k.$$

Для полиномов Чебышева-Лагерра они вычислены для экспоненциального закона распределения

$$p(x) = e^{-x}, x \in (0, \infty),$$

а для произвольного экспоненциального закона распределения

$$p(t) = \mu e^{-\mu(t-\alpha)}, t \in (\alpha, \infty),$$

корни необходимо пересчитать по формуле

В табл. 1 для сравнения представлены узлы и веса для нормального и равномерного законов распределения для дискретных аналогов из работ [1, 2] и рассчитанных из «квадратурных» соотношений наивысшей алгебраической точности для p_3

$$t_k = \alpha + \frac{x_k}{\mu}.$$

Таблица 1

Анализ законов распределения

	Равномерное распределение			Нормальное распределение		
	«Квадратурный» аналог					
x _n	-0,774	0	0,774	-1,732	0	1,732
p _k	0,277	0,444	0,277	1/6	2/3	1/6
	Дискретный аналог [1,2]					
x _n	-2/3	0	2/3	-2	0	2
p _k	1/3	1/3	1/3	0,158	0,682	0,158

При произвольных законах распределения необходимо либо строить свою систему ортогональных по весу полиномов, либо использовать идею ψ -преобразования [3], которая позволяет путем пересчета находить узлы и веса произвольного закона распределения при известных узлах и весах классических ортогональных полиномов.

Суть идеи состоит в следующем. Строится некоторое, в общем случае нелинейное, преобразование $\lambda = \psi(x)$, где $\psi(x)$ – некоторая нелинейная функция; x – случайная величина, имеющая плотность распределения с известными узлами типа Чебышева (например, нормальное, равномерное, экспоненциальное).

Функция ψ определяется таким образом, чтобы в результате преобразования случайной величины x при помощи этой функции получилась случайная величина λ , имеющая заданную плотность распределения $p(\lambda)$. После того как функция $\psi(x)$ определена, вместо случайной λ используется преоб-

разование $\psi(x)$ и соответственно узлы для случайной величины x . Функция $\psi(x)$ должна непрерывно отображать все возможные значения случайной величины $x \in [a, b]$ на промежуток случайной величины $\lambda \in [c, d]$, причем должны быть выполнены граничные условия $c = \psi(a)$; $d = \psi(b)$.

Преобразование $\psi(x)$ можно получить, используя доказанное в [3] утверждение, что если

$$F_x(x) = F_y(y),$$

где $F_x(x)$, $F_y(y)$ – интегральные законы распределения случайных величин x , y , однозначно разрешимо относительно y и $y = y(x)$ дифференцируемо всюду, за исключением, может быть, конечного числа точек, и удовлетворяет граничным условиям:

$$c = y(a); d = y(b),$$

$$\text{то} \quad y(x) = \lambda = \psi(x).$$

В силу свойств интегрального закона распределения $F_\lambda(y)$ является монотонно возрастающей функцией и, следовательно, она имеет однозначную обратную функцию.

2. Тестовые расчеты

Были проведены сравнительные расчеты тестовых задач по определению вероятностных характеристик различных функций случайных аргументов с использованием дискретных аналогов из [1, 2], дискретных аналогов из «квадратурных» соотношений наивысшей алгебраической точности и метода Монте-Карло при различных значениях p .

Рассматривались функции:

1) $Y = x$; закон распределения x – нормальный, с параметрами $m_x = 100$; $\sigma_x = 10$.

2) $Y = e^{3x}$, закон распределения x – нормальный с параметрами $m_x = 2$; $\sigma_x = 0,25$.

3) $Y = x_1 + x_2 + x_3$, закон распределения переменных x_1, x_2, x_3 – нормальный с параметрами

$$m_{x1} = 100; \sigma_{x1} = 10; m_{x2} = 1000; \sigma_{x2} = 100; \\ m_{x3} = 400; \sigma_{x3} = 40.$$

4) $Y = x_1 / x_2$.

Закон распределения x_1, x_2 – нормальный с параметрами $m_{x1} = 180$; $\sigma_{x2} = 15$; $m_{x2} = 50$; $\sigma_{x2} = 8$.

Результаты этих расчетов сведены в табл. 2, где n – количество реализаций случайной величины, m – математическое ожидание, σ – среднее квадратичное отклонение, A – коэффициент вариации, S – асимметрия, E – эксцесс.

Таблица 2

Расчеты тестовых задач
по определению вероятностных характеристик различных функций случайных аргументов

Функция	Способ расчета	n	m	σ	A	S	E	Размах значений	
								Min	Max
$Y = e^{3x}$	Монте-Карло	100	500,2	440,6	0,8796	2,102	4,825	63,65	2517
		300	482,9	392,1	0,8119	2,05	5,318	59,03	2833
		900	510,5	413,2	0,8095	2,099	5,76	41,92	3264
	Дискретный	9	547	499,4	0,913	3,371	22,7	20,09	2041
	Квадратурный	9	534,5	464,4	0,8689	3,363	23,43	13,67	11900
	Квадратурный	3	533,8	436	0,8169	1,526	0,8328	11,5	1479
	точный	-	534,45	464,41	0,8689	-	-	$-\infty$	$-\infty$
$Y = x_1 + x_2 + x_3$	Монте-Карло	100	712	105,9	0,1487	0,041	-0,094	408,7	957
		300	699,7	101,7	0,1453	-0,196	0,238	402,2	957
		900	706	106,9	0,1514	-0,019	0,1542	401,2	1043
	Дискретный	9	700	112,6	0,1608	0,00038	-0,006976	100	1300
	Квадратурный	9	700	108,2	0,1545	0,0000725	-0,000006581	23,09	1377
	Квадратурный	3	700	108,2	0,1545	-0,0000079	0,000008991	440,2	959,8
	точный	-	700	108,16	0,1545	0	0	$-\infty$	$-\infty$
$Y = x_1 / x_2$		300	3,754	0,7438	0,1981	0,9774	0,9841	2,295	6,35
		900	3,72	0,7146	0,1921	0,9353	1,302	2,29	6,698
	Дискретный	9	3,71	0,7558	0,2037	1,173	3,204	1,5	13,33
	Квадратурный	9	3,7	0,7201	0,1946	1,109	3,108	1,304	17,82
	Квадратурный	3	3,7	0,7121	0,1925	0,8394	0,5371	2,412	5,699
$Y = X$	Монте-Карло	10	100,7	8,546	0,08488	0,3539	-1,037	88,42	116,9
		100	99,11	9,713	0,098	0,3902	-0,2	75,38	124,4
		300	98,88	9,599	0,09707	0,155	-0,321	74,37	124,4
		600	99,21	9,653	0,0973	0,838	-0,1911	74,37	124,4
		900	99,59	9,75	0,0979	0,0247	-0,1456	69,81	127,9
	Дискретный	9	100	10,41	0,1041	0,000196	-0,00937	60	140
	Квадратурный	9	100	10	0,1	0,00003806	-0,000002543	54,87	145,1
	Квадратурный	3	100	10	0,1	0,000001	0,000012	82,68	17,3
	точный	-	100	10	0,1	0	0	$-\infty$	∞

Были проведены сравнительные расчеты тестовых задач по определению показателей надежности для различных комбинаций законов распределения с использованием различных дискретных аналогов и метода Монте-Карло. Рассматривались комбинации «параметр поведения V – параметр границы R»:

нормальный-нормальный (Н-Н), экспоненциальный-нормальный (Э-Н) при $m_v = 10$, $\sigma_v = 1$, $\sigma_R = 2$ и варианты $m_R = 15$, $m_R = 20$, $m_R = 16$ (для экспоненциального).

Результаты этих расчетов сведены в табл. 3.

Таблица 3

Анализ различных комбинаций законов распределения

Комбинация	Способ расчета	n	$m_R = 15(16)$	$m_R = 20$
Н-Н	Точный	-	0,987322	0,999996125
	дискретный	9	0,986715	0,9999954
	дискретный	3	0,9851214	0,99999477
	Квадратурный	9	0,9873263	0,9999961
	Квадратурный	3	0,9872747	0,9999968
	Монте-Карло	10	1,0	1,0
		300	0,983333	1,0
		1000	0,987000	1,0
Э-Н	Точный	-	0,9934796	0,99987652
	Дискретный	9	0,99259093	0,99983751
	Дискретный	3	0,9882425	0,99980324
	Квадратурный	9	0,9934788	0,9998763
	Квадратурный	3	0,9933	0,999901
	Монте-Карло	10	1,0	1,0
		300	0,996667	1,0
		1000	0,994000	1,0

Литература

1. Арасланов А.М. Расчет элементов конструкций заданной надежности при случайных воздействиях / А.М. Арасланов. – М.: Машиностроение, 1987. – 128 с.

2. Арасланов А.М. Вероятностные подходы к силовому проектированию элементов конструкций /

А.М. Арасланов. – Казань, Казанский авиационный институт, 1992. – 92 с.

3. Чернецкий В.И. Анализ точности нелинейных систем управления / В.И. Чернецкий. – М.: Машиностроение, 1968. – 246 с.

Поступила в редакцию 23.04.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. «Авиационные двигатели и энергоустановки» Б.Т. Мингазов, Казанский государственный технический университет им. А.Н. Туполева «КАИ», Казань, Россия.

АНАЛІЗ «КВАДРАТУРНИХ» ДИСКРЕТНИХ АНАЛОГІВ БЕЗПЕРЕРВНИХ РОЗПОДІЛІВ ЙМОВІРНОСТІ ПРИ ВИРІШЕННІ ЗАВДАНЬ НАДІЙНОСТІ КОНСТРУКЦІЙ

А.М. Арасланов, М.С. Махнев

Останнім етапом розрахунку будь-якої конструкції машини є визначення надійності конструкції і порівняння її з необхідною надійністю. Тому проблема закласти необхідну надійність в проєктовану надійність є дуже важливо. Для вирішення завдань проєктування конструкцій, як лінійних, так і нелінійних стохастичних систем, необхідно уміти знаходити імовірнісні заходи «виходу» системи по відомих імовірнісних заходах «входу» системи. Розглядається дискретний спосіб підвищеної точності для вирішення завдань знаходження імовірнісних мерів «виходу» системи по відомих імовірнісних заходах «входу», які зустрічаються при проєктуванні конструкцій заданої надійності. Наводяться порівняльні дані по трудомісткості і точності пропонованого і інших дискретних методів і методу Монте-Карло.

Ключові слова: моделювання, надійність конструкцій, проєктування конструкцій, інтерполяційні поліноми, імовірнісні методи.

ANALYSIS OF «QUADRATURES» DISCRETE ANALOGS OF CONTINUOUS DISTRIBUTIONS OF PROBABILITY IN DESIGNING OF INDICATED RELIABILITY CONSTRUCTIONS

A.M. Araslanov, M.S. Makhnev

The last stage of calculations for any type of constructions is reliability determination and comparison with the necessary level of reliability. That is why, a problem of including the necessary level of reliability into designed construction is very important. To solving design problems of stochastic linear and nonlinear systems it's necessary to find probabilistic measures system "output" on the basis of known probabilistic measures of "input". A discrete way of higher accuracy is being considered for solving problems of finding probability measures of an output" of the system according to the known probability measures of an "input" which we can come across during the process of projecting of the indicated reliability constructions. Comparative data on labor-intensiveness and accuracy of both the proposed method and other discrete methods as well as a Monte Carlo method, are given.

Key words: simulation, probabilistic methods, stochastic systems, construction's design problem, interpolation polynomials

Арасланов Анвар Мидхатович – д-р техн. наук, профессор, зав. каф. основ конструирования Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева «КАИ», Казань, Россия.

Махнев Мирослав Сергеевич – студент Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева «КАИ», Казань, Россия.

УДК 025.3:001.4:006.354

С.М. СТЕПАНЕНКО^{1,2}, О.И. ВОЛОШИНА², В.Г. ХАРЧЕНКО¹¹ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина²Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина

ВОПРОСЫ КАТАЛОГИЗАЦИИ ПРОМЫШЛЕННОЙ ПРОДУКЦИИ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ПРОЕКТНЫМ ПРЕДПРИЯТИЯМ

Каталогизация промышленной продукции рассмотрена как научная проблема и как задача, имеющая важное практическое значение для повышения эффективности материально-технического обеспечения по государственным заказам. Проанализированы две наиболее развитые системы каталогизации: система каталогизации НАТО и Федеральная система каталогизации промышленной продукции Российской Федерации. В Украине создана система кодификации предметов снабжения Вооруженных Сил, основанная на принципах каталогизации НАТО, а для поставок в Россию нужна каталогизация по российским стандартам. Подготовка к каталогизации начинается со стадии проектирования, что вовлекает в сферу данной проблематики проектные предприятия.

Ключевые слова: каталогизация, идентификация, кодирование, система, материально-техническое обеспечение, предмет снабжения, государственные нужды.

1. Проблема каталогизации промышленной продукции и связанные с ней практические задачи

Под каталогизацией промышленной продукции понимаются работы по представлению единым образом, классификации, идентификации, кодированию, регистрации, обработке, хранению и распределению информации о комплектующих изделиях и материалах, которые поставляются (заказываются) для потребностей государств или государственных объединений. Эта проблема носит как научный характер, и рассматривается на специализированных научных конференциях (например, X Международная научно-техническая конференция «Актуальные задачи каталогизации продукции», 2009 г., г. Королев, Российская Федерация [1]), так и имеет конкретное практическое воплощение во всех промышленно развитых странах мира.

Широкое развитие получила система каталогизации НАТО, разрабатывается Федеральная система каталогизации Российской Федерации, Украина ведет работы по каталогизации предметов снабжения для своих вооруженных сил.

Главной целью всех работ по каталогизации продукции является повышение эффективности материально-технического обеспечения оборудования и техники. Политика проведения работ по каталогизации в мире сводится к решению следующих задач:

– исключение различной идентификации для аналогичных предметов снабжения;

– определение взаимозаменяемых предметов снабжения;

– содействие стандартизации предметов снабжения;

– содействие установлению связей между системами обозначений в вооруженных силах и системами обозначений в промышленности;

– повышение эффективности эксплуатации оборудования путем обеспечения результативности и экономичности в области материально-технического обеспечения.

Второй, не менее важной целью каталогизации продукции является повышение качества, надежности и безопасности техники и оборудования, которые проектируются или улучшаются, при известных ограничениях как в рамках одного изделия, так и в конкретной группе изделий.

Третья цель – создание основ информационного обеспечения на всех этапах жизненного цикла продукции, например, разработка стандартных наименований и единственных форм описания продукции.

Четвертая цель – повышение мобилизационной готовности экономики страны в интересах обороны и безопасности.

Пятая цель – содействие научно-техническому прогрессу, развитию технологий автоматической идентификации, автоматизированного проектирования с использованием электронных библиотек деталей, применения CALS-технологий и т.д. [1].

2. Задачи проектных предприятий, связанные с каталогизацией

Как показывает анализ, в настоящее время наибольшее значение имеют две наиболее развитые системы каталогизации. Это – система каталогизации НАТО (NATO Codification System – NCS) [2], которая с 1956 года является единственной системой классификации и идентификации предметов снабжения стран НАТО (система основана на принципах, заложенных в федеральной системе каталогизации США 1952 года). Вторая система – Федеральная система каталогизации промышленной продукции Российской Федерации, которая была создана в 1991 г. В России существует нормативная база, согласно которой проводится каталогизация продукции [1].

В Украине нет государственной системы каталогизации, но 3 апреля 2007 года был принят приказ Министра обороны Украины «Об утверждении Положения о кодификации предметов снабжения Вооруженных Сил Украины». Цель – обеспечение реализации Спонсорского соглашения между Министерством обороны Украины и Группой национальных директоров каталогизации НАТО о присоединении к системе каталогизации НАТО, повышение эффективности системы материально-технического обеспечения, внедрение автоматизированного учета материальных средств. Согласно этому приказу в Украине создана Система кодификации предметов снабжения Вооруженных Сил Украины, основанная на принципах каталогизации НАТО [3].

Стратегическое руководство системой каталогизации НАТО осуществляет Совет национальных директоров по каталогизации (NATO Group of the National Directors on Codification, AC/135), который объединяет представителей национальных центров (бюро) каталогизации. Основным нормативным документом системы является издание по каталогизации № 1 (Allied Codification Publication № 1, ACodP-1). Вторым вариантом данной публикации является «Руководство по каталогизации НАТО» (NATO Manual on Codification), в котором содержится общая методика применения системы каталогизации.

Концептуальной основой системы каталогизации служат два Соглашения по стандартизации STANAG 3150 (Общепринятая система классификации предметов снабжения – Uniform System of Supply Classification) и STANAG 3151 (Общепринятая система идентификации предметов снабжения – Uniform System of Item Identification). Для каталогизации изделий, произведенных странами, которые не являются участниками системы каталогизации, применяются специальные правила, отмеченные в ACodP-1. Система каталогизации НАТО основана на принятии концепции "предмета снабжения" и требует идентификации по

единственным правилам каждого изделия. "Предметом снабжения" является изделие, которое закупается (планируется к закупке) для удовлетворения потребностей централизованного материально-технического обеспечения государственных организаций.

Специалисты по материально-техническому снабжению в НАТО требуют, чтобы каталогизация всех предметов снабжения была обеспечена до начала их поставок потребителю. Для достижения этой цели проводится широкая серия мероприятий. Считается важным, чтобы подготовительные мероприятия по каталогизации были проведены на очень ранней, по возможности, стадии работы над проектом с целью обеспечения выдачи данных по каталогизации одновременно с изготовлением изделий. В каждом случае во время объявления тендера, при заказе образца вооружения и военной техники, военно-технического и другого имущества или оборудования должны выставляться соответствующие требования о необходимости наличия данных для каталогизации по правилам системы каталогизации НАТО. Контракты на основное оборудование и запасные части должны иметь статью (пункт) о представлении производителем (поставщиком) данных для каталогизации.

Кроме того, признается очень важным, чтобы статья о каталогизации была включена во все контракты на закупки. Генеральные подрядчики должны знать о требовании включения статьи о каталогизации или аналогичного обязательства в любой контракт, что заключается с субподрядчиками, с целью получения каталожных данных на покупные изделия. Работа по каталогизации выполняется под надзором и контролем национального бюро (центра) каталогизации страны-производителя. Таким образом, проектируя изделия для нужд Вооруженных Сил Украины или для реализации в странах дальнего зарубежья предприятия – разработчик и изготовитель, должны быть готовы к каталогизации изделия в целом и его составных частей по правилам, изложенным в STANAG 3150 и STANAG 3151, а также в гармонизированных с ними украинских нормативных документах.

Учитывая, что значительная часть украинских рынков сбыта связана с Россией, украинским разработчикам и изготовителям промышленной продукции, которая предназначена для государственных нужд не только Украины, но и для государственных нужд стран ближнего и дальнего зарубежья, приходится в работе по каталогизации своих предметов снабжения, в зависимости от направления поставок, ориентироваться как на требования стандартов системы каталогизации

НАТО, так и на требования стандартов Федеральной системы каталогизации промышленной продукции Российской Федерации.

В Федеральной системе каталогизации промышленной продукции Российской Федерации структура, принципы построения, правила изложения, оформление и утверждения нормативных документов по каталогизации установлены стандартом ГОСТ Р 51725.0–2001 «Каталогизация продукции для федеральных государственных нужд. Комплекс нормативных документов по каталогизации. Общие положения». Уже разработано и введено в действие целый ряд стандартов и рекомендаций по каталогизации. Наиболее важными из них являются: ГОСТ Р 51725.4–2002 «Каталогизация продукции для федеральных государственных нужд. Стандартные форматы описания предметов снабжения. Правила разработки, ведения и применения»; и рекомендации Р 50.5.003–2002 «Каталогизация продукции для федеральных государственных нужд. Каталогные описания предметов снабжения. Правила разработки»; а также Р 50.5.006–2002 «Каталогизация продукции для федеральных государственных нужд. Единый кодификатор и перечень утвержденных наименований предметов снабжения. Порядок ведения и применения» [4]. Опираясь на эту нормативную базу уже на стадии проектирования изделий можно начинать готовить необходимую информацию для последующей каталогизации изделий, их составных и запасных частей. Первоочередность объектов, подлежащих каталогизации может быть определена на основе анализа статистических данных по надежности эксплуатирующихся аналогов.

Процесс каталогизации предметов снабжения состоит из этапов: определения согласованного названия, классификации, идентификации, назначения номенклатурного номера, занесения в Каталог предметов снабжения. Для идентификации предметов снабжения используется минимально необходимая информация о конкретном предмете. Информация берется из нормативных документов (технических регламентов, стандартов, технических условий, руководств, инструкций) или из других документов (формуляров, паспортов, чертежей, схем, таблиц основных параметров). Таких данных должно быть достаточно, чтобы получить достоверную информацию о предмете, определить его уникальные особенности и отличить от любого другого предмета снабжения. Каждому предмету снабжения назначается национальный номенклатурный номер, который предназначен для однозначного обозначения предмета снабжения от его закупки до утилизации. В процессе классификации и идентификации осуществляется сравнение предмета снабжения с однотипными, которые уже внесены в Каталог, и принимается решение о целесообразности назначения ему национального номенклатурного номера. Взаимозаменяемые предме-

ты снабжения независимо от того, какими производителями и согласно с какими нормативными документами они изготавливаются, должны иметь один номенклатурный номер.

Выводы

Каталогизация рассматривается как многофункциональная деятельность, направленная на повышение эффективности органов государственного управления и служб, за счет проведения единой политики в области заказа, закупки и унификации изделий, которые подлежат разработке, производству и эксплуатации. Ее объектами являются как сложные финальные образцы техники, так и составные части, комплектующие изделия, запасные части, которые являются предметами самостоятельного снабжения. Основные задачи проектных предприятий при проведении каталогизации являются: определение первоочередных объектов каталогизации на основе анализа статистических данных; подготовка и сбор всей необходимой технической и конструкторской документации, содержащей необходимые данные для описания и идентификации объекта каталогизации; систематическое проведение работ, связанных с каталогизацией, начиная с проектирования и во время всего жизненного цикла продукции.

Литература

1. *Актуальные задачи каталогизации продукции: материалы X Международной научно-технической конференции, (Королев, 30 сентября – 1 октября 2009 г.) / Федеральн. аг-во по тех. регулир. и метрологии и др. – Королев: ООО «Центр каталогизации и информационных технологий», 2009. – электрон. опт. диск (CD-R).*
2. *NATO Codification, the DNA of Modern Logistics [Электронный ресурс] / The Group of National Directors on Codification. – Режим доступа: <http://www.nato.int/structur/AC/135/redirect/1280-e.htm>. – Last updated: 23-Apr-2010.*
3. *Положення про кодифікацію предметів постачання Збройних Сил України [Электронный ресурс] / Бюро кодифікації у військовій сфері Збройних Сил. – Режим доступа: http://www.mil.gov.ua/files/buro_codification/rtn/polog_kodif.htm. – 11.05.2010.*
4. *Создание федеральной системы каталогизации продукции для федеральных государственных нужд на современном этапе [Электронный ресурс] / ФГУ «Федеральный центр каталогизации». – Режим доступа: [http://webportalsrv.gost.ru/portal/GostNews.nsf/acaf7051ec840948c22571290059c78f/6cc0c6af986f939cc325757b002a830a/\\$FILE/Katal_SFSKP.pdf](http://webportalsrv.gost.ru/portal/GostNews.nsf/acaf7051ec840948c22571290059c78f/6cc0c6af986f939cc325757b002a830a/$FILE/Katal_SFSKP.pdf). – 22.05.2010.*

Поступила в редакцию 31.05.2010

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., зав. каф. В.В. Погосов, Запорожский национальный технический университет, Запорожье.

ПИТАННЯ КАТАЛОГІЗАЦІЇ ПРОМИСЛОВОЇ ПРОДУКЦІЇ СТОСОВНО ПРОЕКТНИХ ПІДПРИЄМСТВ

С.М. Степаненко, О.І. Волошина, В.Г. Харченко

Каталогізація промислової продукції розглянута як наукова проблема і як задача, що має важливе практичне значення для підвищення ефективності матеріально-технічного забезпечення по державних замовленнях. Проаналізовані дві найрозвиненіші системи каталогізації: система каталогізації НАТО і Федеральна система каталогізації промислової продукції Російської Федерації. В Україні створена система кодифікації предметів постачання Збройних Сил, заснована на принципах каталогізації НАТО, а для поставок до Росії потрібна каталогізація за російськими стандартами. Підготовка до каталогізації починається із стадії проектування, що залучає до сфери даної проблематики проектні підприємства.

Ключові слова: каталогізація, ідентифікація, кодування, система, матеріально-технічне забезпечення, предмет постачання, державні потреби.

ITMES OF INDUSTRIAL PRODUCT CATALOGING AS APPLIED TO PROJECTING ENTERPRISES

S.M. Stepanenko, O.I. Voloshina, V.G. Kharchenko

Industrial product cataloging has been considered as a scientific problem and as a task of great practical importance for growth of the effectiveness of logistical support performed according to state orders. The two most developed cataloging systems have been analyzed as follows: the NATO cataloging system and the Federal system of industrial product cataloging accepted in Russian Federation. In Ukraine there is a coding system for objects of supply to Armed Forces, which is based on the NATO cataloging principles, while a cataloging according to the Russian standards is required for executing supplies to Russian Federation. Preparation to a cataloging process starts from a projecting stage that involves projecting enterprises into a sphere of these problems.

Key words: cataloging, identification, coding, system, logistical support, object of supply, state needs.

Степаненко Сергей Михайлович – канд. техн. наук, начальник отдела государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03531@ivchenko-progress.com.

Волошина Ольга Игоревна – студентка Запорожского национального технического университета, Запорожье, Украина, e-mail: olgavoloshina88@gmail.com.

Харченко Виталий Григорьевич – заместитель начальника НИО государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: v.harchenko@ivchenko-progress.com.

УДК 621.435

В.А. КАСЬЯНОВ¹, А.В. ГОНЧАРЕНКО², С.В. КРУЖКОВА³¹Национальный авиационный университет, Киев, Украина²Херсонский государственный морской институт, Украина³Общероссийское межотраслевое объединение работодателей
«Российский Союз строителей», Москва, Россия

СУБЪЕКТИВНЫЕ ПРЕДПОЧТЕНИЯ И ПРАВОВОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ КАК ФАКТОРЫ РАЗВИТИЯ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Осуществлена попытка комплексного подхода к проблеме развития двигателестроения на основе положений субъективного анализа в сочетании с учетом состояния текущей правовой базы. Проведен анализ и сравнение нормативных правовых актов, регулирующих двигателестроение в России и в Украине. Рассмотрены программные и внепрограммные механизмы регулирования двигателестроения, отмечена роль законодательных актов при осуществлении технической, ценовой, налоговой и таможенной политики указанных государств. Установлена тенденция по минимизации государственного регулирования двигателестроения и усилению роли гражданско-правового воздействия на хозяйствующих субъектов. Отмечены недостатки сложившихся систем права, препятствующие стабильному развитию двигателестроения.

Ключевые слова: субъективный анализ, субъективные предпочтения, энтропия субъективных предпочтений, функция субъективных предпочтений, правовое регулирование двигателестроения, программные документы, равенство хозяйствующих субъектов, техническое регулирование, международное сотрудничество.

Введение

Развитие двигателестроения обусловлено наличием различных факторов, среди которых принципиально выделяются физические, не зависящие от воли человека, и субъективные, которые превращают техническую систему в так называемую «активную». То есть такую систему, ядром, сердцевинной, главным элементом которой является человек – субъект («лицо, принимающее решение») [1].

Наличие отрасли двигателестроения в структуре национальной экономики имеет стратегическое значение – в конечном счете, именно достойный технический уровень двигателей судового, тепловозного, промышленного и специального назначения определяет качество, надежность и технико-экономические показатели конечных объектов применения, способствует развитию транспортной и иной инфраструктуры, обеспечивает экономическую безопасность и обороноспособность страны. Политика, направленная на поддержание и развитие двигателестроения как одной из отраслей промышленности, определяется долгосрочными задачами и приоритетами государства, при этом право как универсальный регулятор общественных отношений является наиболее эффективным средством, обеспечивающим единую направленность движения отрасли.

Субъективные предпочтения и формируются в правовом поле, и сами формируют его. Таким образом,

предпочтения и законодательная база находятся в постоянном взаимовлиянии. При этом в данном случае они имеют общий обобщенный объект своего влияния в виде двигателестроения, который в свою очередь своим существованием, состоянием и динамикой развития побуждает формирование предпочтений и законов.

Анализ последних исследований и публикаций. В монографиях [1, 2] заложены теоретические основы субъективного анализа, основанного во многом на проблемно-ресурсном подходе. Рассмотрение проблем развития двигателестроения с точки зрения взаимовлияния субъективных предпочтений на законодательную базу и наоборот является актуальным.

Вопросы влияния предпочтений на формирование судовых экипажей рассматривались в статье [3], но в явном виде механизму правового характера там внимания не уделялось.

Предпочтения и энтропия субъективных предпочтений при выборе баз для ремонта судовых энергетических установок учитывались в работах [4, 5]. В явном виде законодательная база там также не учитывалась.

Минимизация вмешательства государства в гражданско-правовые отношения, о необходимости которой было заявлено органами власти России и Украины в Концепциях административной реформы [6], по сути, оказалась ограничена только одним

фактором: невозможностью рынка адекватно и без вмешательства государства удовлетворить потребности общества. Это и предопределило вопрос о том, согласно каким принципам будут действовать организации, работающие в области двигателестроения. Конечно, нельзя отрицать ведущую роль рынка как регулятора экономических отношений, но как определить момент, когда он не справляется со своей функцией? Кто и когда должен определять этот момент? Какими должны быть пределы правового воздействия?

По-видимому, предсказуемость в государственном регулировании промышленности и, в частности, двигателестроения, должны внести «Концепции», «Стратегии» и иные документы программно-директивного характера. В настоящее время в Украине в отрасли двигателестроения действуют следующие акты:

- Государственная программа развития промышленности на 2003-2011 годы [7];
- Государственная программа развития отечественного машиностроения для агропромышленного комплекса на 2007-2010 годы [8];
- Национальная программа строительства судов рыбопромыслового флота Украины на 2002-2010 годы [9];
- Стратегия развития отечественной авиационной промышленности на период до 2020 года [10].

Кроме того, заинтересованными министерствами разрабатываются и иные документы, которые в перспективе должны повысить уровень развития двигателестроения [11].

В России правовое воздействие на двигателестроение должны оказывать следующие документы:

- Концепция социально-экономического развития России на период до 2020 года [12];
- Федеральная целевая программа "Национальная технологическая база" на 2007-2011 годы [13];
- Стратегия развития автомобильной промышленности Российской Федерации на период до 2020 года [14];
- Стратегия развития транспортного машиностроения РФ в 2007-2010 годах и на период до 2015 года [15].

Постановка задачи. Целью данной статьи является выработка принципиально возможного подхода к проблеме развития отрасли двигателестроения на основе положений теории субъективного анализа. Обзор состояния текущей законодательной базы по двигателестроению для Украины и России.

Основной материал

Субъективная энтропия. Подобно тому, как это делается в теории информации в субъективном

анализе, оперирующем распределениями предпочтений, существует возможность ввести энтропию предпочтений на множестве альтернатив S_a . Эта энтропия называется *субъективной энтропией*. Она тесно связана с понятием *ценности* информации. Энтропия и информация выражаются через распределения вероятностей [1].

В настоящей работе энтропия и информация выражаются через субъективные предпочтения, распределенные на множестве альтернатив, состав, сущность, количество которых являются результатами субъективных представлений, предварительного анализа различных количественных и качественных характеристик виртуального объекта, который мы назвали "*проблемно-ресурсной ситуацией*". В этом смысле можно говорить об "*энтропии проблемно-ресурсной ситуации*". Распределения предпочтений имеют формальное сходство с вероятностными распределениями, что приводит к далеко идущим аналогиям. Сходство, однако, является неполным, и проявляется в меньшем для предпочтений перечне свойств, накладываемых в аксиоматическом порядке. Может быть введена субъективно-вероятностная модель, в которой *функция предпочтения* зависит от некоторого *вероятностного распределения*. При этом последнее воспринимается как объективная характеристика состояния или проблемно-ресурсной ситуации. Пусть $S_a |_{\sigma_0}$ – множество альтернатив размерности N , исходное состояние $\sigma_0 \in S_a |_{\sigma_0}$, а функция $\pi(\sigma_i)$ задает распределение предпочтений на $S_a |_{\sigma_0}$. Будем использовать энтропию в форме Больцмана:

$$H_\pi = - \sum_{i=1}^N \pi(\sigma_i) \ln \pi(\sigma_i); \sigma_i \in S_a |_{\sigma_0}. \quad (1)$$

В теории информации Шенноном в таком виде определена информация на одно сообщение, выраженная через частные вероятности p_i .

Принципиальные положения субъективного анализа применительно к двигателестроению

Для отрасли двигателестроения, как возможного объекта технико-экономической деятельности, регулируемого через субъективные предпочтения ответственных лиц, в том числе и на законодательном уровне при помощи формирования правовой базы в виде императивов, либо, всего лишь рекомендаций, характерной будет постановка проблемы, учитывающей психологические свойства лиц принимающих решения. Таким образом, возникает оптимизационная задача вариационного принципа, основанного на использовании субъективной энтропии.

Выводы и методы, которые должны последовать, как результат постулирования вариационного

принципа могут быть полезными с нашей точки зрения для того, чтобы иметь возможность более определенно прогнозировать поведение субъекта и получать некую более конкретную схему (задание) на проведение психологических и социологических экспериментальных исследований. Наличие теоретической модели, в которой определены "переменные" и "постоянные" параметры, поддающиеся статистическому измерению, а также соотношения, связывающие их (например, функции предпочтения), дает возможность спланировать соответствующий эксперимент, а именно: выбрать измеряемые величины, выбрать реципиентов, определить метрологические характеристики измерений, спланировать процесс эксперимента, наконец, использовать результаты теории для управления через правовое воздействие активной системой отрасли двигателестроения.

В достаточно общем виде функционал может быть взят в виде

$$\Phi_{\pi} = \alpha H_{\pi} + \beta \varepsilon + \gamma \mathcal{N}, \quad (2)$$

где H_{π} – субъективная энтропия (1); $\varepsilon = \varepsilon(\pi, U, \dots)$ – функция субъективной эффективности; $\mathcal{N}$ – нормирующее условие; α, β, γ – структурные параметры, которые могут рассматриваться в различных ситуациях как коэффициенты Лагранжа, либо как весовые коэффициенты.

Функцию эффективности ε назовем линейной, если она линейна относительно функции предпочтения $\pi(\cdot)$. В противном случае ε нелинейна. Функция $\mathcal{N}$ формирует условие нормировки: $\mathcal{N} = A_0$, где A_0 – нормировочная константа (в большинстве случаев $A_0 = 1$). Функция $\mathcal{N}$ зависит только от функции предпочтения $\pi(\cdot)$. В дальнейшем структурные параметры $\alpha, \beta, \gamma \dots$ будут определены как эндогенные параметры, отражающие, определенные свойства психики. С ними будет связываться, в частности, эндогенная динамика предпочтений. Вариационная задача, связанная с критерием (2) есть задача на условный экстремум.

Рассмотрим частные случаи вариационных задач.

Пусть требуется определить канонические распределение абсолютных предпочтений, соответствующее максимуму субъективной энтропии при заданном значении функции эффективности ε_0 .

Конкретизируем несколько смысл функции эффективности $\varepsilon(\pi, \dots)$. Сделаем дополнительное допущение о том, что наряду с функцией полезности $U(\sigma)$, имеющей позитивный смысл и устанавливающей на множестве S_a "возрастающее" вместе с численным значением $U(\sigma)$ отношение предпочтений:

$$\sigma \prec \eta \Leftrightarrow U(\sigma) < U(\eta), \quad (3)$$

субъект может пользоваться функцией потерь ("вредности") (Losses function или harm function или injury function) $L(\sigma)$, имеющий негативный смысл и

устанавливающей на S_a "убывающее" с ростом $L(\sigma)$ отношение предпочтения

$$\sigma \prec \eta \Leftrightarrow L(\sigma) > L(\eta). \quad (4)$$

Введение такой функции расширяет и облегчает анализ альтернатив. Представим себе законодателя по делам двигателестроения, которому предлагается рассмотреть пакет законов в области двигателестроения, состоящий из N правовых актов и сформулировать, не только достоинства, но и недостатки каждого из них. Такой анализ будет более полным и, надо полагать, облегчает задачу ранжирования документов по предпочтению по сравнению со случаем, когда учитывались бы только достоинства или только недостатки.

Пусть упорядочение производится раздельно: сначала только по $L(\sigma)$, затем по $U(\sigma)$. В первом случае получим функцию негативных предпочтений, которую обозначим $\pi^-(\sigma)$, во втором случае – функцию позитивных предпочтений обозначают $\pi^+(\sigma)$. Соответственно используем две функции эффективности:

$$\varepsilon^-(\pi^-, L(\sigma), \dots) = \sum_{i=1}^N \pi^-(\sigma_i) L(\sigma_i); \quad (5)$$

$$\varepsilon^+(\pi^+, U(\sigma), \dots) = \sum_{i=1}^N \pi^+(\sigma_i) U(\sigma_i). \quad (6)$$

Условия нормировки одинаковы:

$$\sum_{i=1}^N \pi^-(\sigma_i) = 1; \quad \sum_{i=1}^N \pi^+(\sigma_i) = 1; \quad (7)$$

$$\left. \begin{aligned} 1 \geq \pi^-(\sigma_i) \geq 0 \\ 1 \geq \pi^+(\sigma_i) \geq 0 \end{aligned} \right\} \forall i \in \overline{1, N}. \quad (8)$$

В первом случае выберем функционал в виде:

$$\begin{aligned} \Phi_{\pi}^- = & - \sum_{i=1}^N \pi^-(\sigma_i) \ln \pi^-(\sigma_i) - \\ & - \beta \sum_{i=1}^N \pi^-(\sigma_i) L(\sigma_i) + \gamma \sum_{i=1}^N \pi^-(\sigma_i). \end{aligned} \quad (9)$$

Из необходимого условия экстремума

$$\frac{\partial \Phi_{\pi}^-}{\partial \pi^-(\sigma_i)} = 0, \quad (\forall i \in \overline{1, N})$$

находим

$$-\ln \pi^-(\sigma_i) - 1 - \beta L(\sigma_i) + \gamma = 0.$$

Отсюда

$$\pi^-(\sigma_i) = e^{-1+\gamma} e^{-\beta L(\sigma_i)}$$

или

$$\pi^-(\sigma_i) = C e^{-\beta L(\sigma_i)}.$$

Используя условия нормировки, найдем константу C :

$$C = \left(\sum_{j=1}^N e^{-\beta L(\sigma_j)} \right)^{-1}.$$

Тогда

$$\pi^-(\sigma_i) = e^{-\beta L(\sigma_i)} / \sum_{j=1}^N e^{-\beta L(\sigma_j)} - \quad (10)$$

монотонно убывающая функция $L(\sigma_i)$, имеющая вид (б), изображенный на рис. 1.

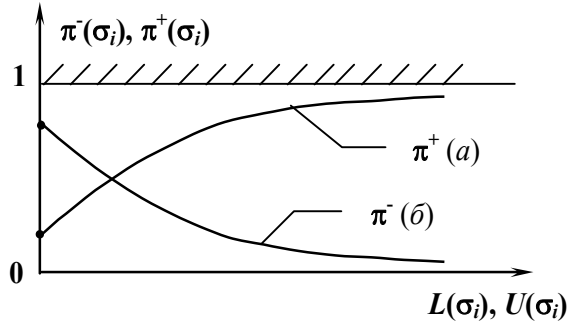


Рис. 1. Принципиально возможные виды функций предпочтения

Поскольку

$$\frac{\partial^2 \Phi_{\pi}^-}{\partial \pi_i^{-2}(\sigma_i)} = -\frac{1}{\pi_i^{-}(\sigma_i)} < 0, \quad \forall i \in \overline{1, N},$$

то в данном случае функционал достигает максимального значения на многообразии, заданном соотношениями:

$$\sum_{i=1}^N \pi_i^{-}(\sigma_i) L(\sigma_i) = \varepsilon_0;$$

$$\sum_{i=1}^N \pi_i^{-}(\sigma_i) = 1.$$

Ввиду линейности функций ε^- и $\mathcal{N}$ относительно π_i^- имеет место равенство

$$\frac{\partial^2 \Phi_{\pi}^-}{\partial \pi_i^{-2}} = \frac{\partial^2 H_{\pi}}{\partial \pi_i^{-2}}.$$

Это означает, что субъект выбирает распределение негативных предпочтений таким образом, что энтропия распределения $\pi^-(\sigma_i)$ максимальна при выполнении изопериметрических условий, то есть стремится к выравниванию негативных предпочтений – к максимальному учету всех негативных факторов.

Пусть теперь критерий Φ_{π}^+ имеет вид:

$$\Phi_{\pi}^+ = -\sum_{i=1}^N \pi_i^+(\sigma_i) \ln \pi_i^+(\sigma_i) + \beta \sum_{i=1}^N \pi_i^+(\sigma_i) U(\sigma_i) + \gamma \sum_{i=1}^N \pi_i^+(\sigma_i). \quad (11)$$

По аналогии с предыдущим случаем находим:

$$\pi_i^+(\sigma_i) = e^{\beta U(\sigma_i)} / \sum_{j=1}^N e^{\beta U(\sigma_j)}. \quad (12)$$

Функция $\pi_i^+(\sigma_i)$ монотонно возрастающая функция $U(\sigma_i)$, имеющая вид (а), изображенный на

рис. 1. Как и в случае функционала (9), выполняется условие

$$\frac{\partial^2 \Phi}{\partial \pi_i^{+2}} = -\frac{1}{\pi_i^+} < 0, \quad \forall i \in \overline{1, N}.$$

Распределение (12) снова доставляет энтропии H_{π} максимальное значение на соответствующем многообразии, задаваемом изопериметрическими условиями.

Функции предпочтения π_i^+ и π_i^- являются предпочтениями "принятия" соответствующей альтернативы. Мы можем интерпретировать π_i^+ и π_i^- следующим образом:

$\pi_i^+(\sigma)$ – предпочтение принять альтернативу σ , ориентируясь по величине полезности $U(\sigma)$;

$\pi_i^-(\sigma)$ – предпочтение принять альтернативу σ , ориентируясь по величине "вредности" $L(\sigma)$.

Пользуясь вышеизложенными методами (1-12) возможен учет в явном виде предпочтений правовых механизмов, принятие либо отвержение которых приводит к кардинальным последствиям, изменяя определенные компоненты отрасли двигателестроения и возможно виды двигателей в целом.

Факторы правового воздействия на двигателестроение

Как мы видим, при определении объекта регулирования органы власти в основном придерживаются отраслевого принципа и явно отдают приоритет уже сложившимся направлениям, традиционным для экономики государств. Комплексные программы в силу некоторой неопределенности, очевидно, не очень распространены и на двигателестроение влияют лишь косвенно, в отличие, например, от действовавшей в Украине 1996 году государственной программы развития производства двигателей внутреннего сгорания.

В России слабо развито правовое регулирование принятия программно-директивных документов, что вносит хаотичность и фрагментарность не только в их разработку, но и в реализацию. В настоящее время в России действует приблизительно 160 актов, названных «Концепциями», при этом «разброс» их разработчиков варьируется от юридических лиц (например, ОАО «РЖД») до Правительства РФ. Ни одна из принятых концепций фактически не является обязательной: в лучшем случае нормативным актом рекомендуется учет «Концепции» для разработки других документов, в худшем – о механизме правового регулирования ничего не говорится.

Иная ситуация в Украине: Закон Украины №1602-III от 23.03.2000г. определил прогнозные и программные документы более четко – как «документы, соответствующие требованиям законодательства Украины о документах и отражающие прогнозы и

программы экономического и социального развития». Соответственно, программа экономического и социального развития Украины – документ, в котором определяются цели и приоритеты экономического и социального развития, средства и пути их достижения, формируется взаимосогласованные и комплексная система мер органов законодательной и исполнительной власти, органов местного самоуправления, направленных на эффективное решение проблем экономического и социального развития, достижение стабильного экономического роста, а также характеризуются ожидаемые изменения в состоянии экономики и социальной сферы. Государственное прогнозирование – научно обоснованное предвидение направлений развития страны, отдельных отраслей экономики или отдельных административно-территориальных единиц, возможного состояния экономики и социальной сферы в будущем, а также альтернативных путей и сроков достижения параметров экономического и социального развития.

Законодательство России не обязывает ни одно лицо, «причастное» к реализации Концепции, соблюдать ее требования (хотя программные документы, оформленные в виде приложения к нормативному акту, считаются его неотъемлемой частью, о наличии в них правовых норм можно поспорить). В Украине же Закон «О государственном прогнозировании и разработке программ экономического и социального развития Украины» предусматривает ответственность должностных лиц, виновных в нарушении этого закона. По мнению автора, программно-директивные документы являются нетипичными средствами правового воздействия на хозяйствующих субъектов, хотя в принципе могли бы сформировать особую группу актов по воздействию на управляющих субъектов.

Государство, признавая необходимость применения в первую очередь экономического (а не административного) воздействия на промышленность (и в том числе на двигателестроение), утвердило принцип верховенства права. Он означает, что органы власти, принимая решения, действуют на основании закона, а также то, что лиц, являющихся объектом регулирования, они воспринимают равными между собой. Соответственно, в отношении всех организаций применяются единые «правила игры». Система может избрать только ограниченное число хозяйствующих субъектов для «специфического регулирования» и последнее должно быть законодательно (а еще хорошо бы и научно) обосновано.

В современный период в России и в Украине действуют следующие внепрограммные механизмы регулирования двигателестроения:

1. Гражданско-правовое регулирование. Свобода предпринимательства, свобода движения капи-

талов, товаров и услуг на территории государства, а также отсутствие ограничений по организационно-правовой форме создают для всех юридических лиц и индивидуальных предпринимателей равные возможности осуществлять деятельность, направленную на систематическое получение прибыли. Принцип свободы договора предполагает, что с соблюдением определенных правил (регистрации в качестве юридического лица и, при необходимости, получении лицензии или иного разрешения) предприятие может свободно осуществлять производственную деятельность, не опасаясь произвольного вмешательства государства.

2. Техническое регулирование. И в России, и в Украине двигателестроение относится к законодательно регулируемой сфере, т.е. сфере, в которой требования к продукции и условия введения ее в обращение регулируются законодательно. Действующие в России и Украине системы технического регулирования предполагают принятие органами власти особых нормативных актов – технических регламентов. Значение технических регламентов состоит в том, что они выступают в качестве единых и постоянных (стабильных) критериев безопасности объектов технического регулирования, с одной стороны, принуждая производителя выпускать продукцию, отвечающую заданным минимальным требованиям безопасности, а с другой, – указывая потребителю, какой она должна быть. В настоящее время в Украине действует Технический регламент по подтверждению соответствия безопасности машин и механизмов, а в России – Технический регламент о безопасности машин и оборудования; кроме того, в отношении транспортных средств, судов и некоторых видов оборудования приняты специальные нормативные акты, учитывающие специфику объектов технического регулирования.

3. Ценовое регулирование. В отличие от советского периода в настоящее время цены на двигатели и их компоненты не подвергаются государственному регулированию. Вместе с тем, влияние на себестоимость оказывают косвенные затраты, в том числе зависящие от устанавливаемых государством тарифов. В соответствии с Законом Украины «О ценах и ценообразовании» государственные фиксированные и регулируемые цены и тарифы устанавливаются на ресурсы, которые оказывают определяющее влияние на общий уровень и динамику цен на товары и услуги, имеющие решающее социальное значение, а также на продукцию, товары и услуги, производство которых сосредоточено на предприятиях, которые занимают монопольное (доминирующее) положение на рынке. В России государственное регулирование установления тарифов производится в соответствии с Федеральным законом «Об

основах регулирования тарифов организаций коммунального комплекса», Федеральным законом «О государственном регулировании тарифов на электрическую и тепловую энергию в Российской Федерации» и иными нормативными актами.

За исключением случаев, установленных законом, ценообразование в двигателестроении складывается в соответствии с законами спроса и предложения. Равновесие на рынке достигается при заключении договоров, в том числе заключаемых по результатам размещения государственного и муниципального заказа.

4. Налоговое регулирование. Налоговые системы Украины и России характеризуются, прежде всего, фискальной направленностью при незначительном стимулирующем воздействии. Кроме того, как представляется, существует достаточно высокая налоговая нагрузка на производство и низкая нагрузка на добычу природных ресурсов. Стратегия реформирования налоговой системы, одобренная распоряжением Кабинета Министров Украины от 23.12.2009 № 1612-р, и Основные направления налоговой политики РФ на 2010 год и на плановый период 2011 и 2012 годов, одобренные Правительством России 25 мая 2009 года, предусматривают ряд мероприятий органов власти по совершенствованию налоговых отношений. Предстоящее внесение изменений в налоговое законодательство, в том числе направленное на совершенствование процедур и форм налоговой отчетности, унификацию налогового законодательства (в том числе гармонизацию с зарубежными государствами), смещение акцентов с прямых налогов на косвенные, создание равных условий хозяйствования для субъектов предпринимательской деятельности, минимизацию налоговых льгот в перспективе должны повысить рентабельность промышленных предприятий.

5. Таможенное регулирование. Угроза вытеснения товаров отдельных секторов экономики с внутреннего рынка импортом требует создания определенных защитных барьеров для доступа импорта. В тоже время, искусственное и неоправданное ограждение от импорта снижает стимулы для повышения конкурентоспособности отечественного производителя, ущемляет интересы потребителя. В настоящее время политика России в сфере таможенного регулирования двигателестроения проводится в соответствии с Основными направлениями таможенно-тарифной политики на 2009 год и плановый период 2010 и 2011 годов, а также в соответствии с документами Таможенного союза. Таможенная политика Украины проводится в соответствии с Государственной программой развития промышленности на 2003-2011 годы. Каждое из государств провозгласило, что дифференциация ставок таможенных

пошлин должна производиться в зависимости от глубины переработки товаров (минимальные пошлины на материалы, сырье, комплектующие, максимальные – на готовые изделия), что должно создать более привлекательные условия для изготовления товаров внутри государства по сравнению с их импортом и способствовать организации (переносу) производств на его территорию.

Как мы видим, расширение сферы гражданско-правового регулирования, сопровождающееся постепенным отказом государства от участия в хозяйственных отношениях (а иногда и их регулирования), оставляет предпринимателей наедине друг с другом. Органы власти недвусмысленно дают понять, что промышленники должны конкурировать, бороться между собой за потребителя, а не за благосклонность со стороны государства в предоставлении субсидий, гарантий или льгот. Представляется, что непосредственная государственная поддержка будет оказываться только тем отраслям, которые признаны приоритетными, и предприятиям, которые отражают государственно значимый интерес. Так, Государственная программа развития промышленности на 2003-2011 годы и Закон Украины № 433-IV относят к приоритетным направлениям деятельности выпуск инновационного оборудования, в том числе в высокотехнологичных и наукоемких отраслях авиастроительной, судостроительной, автомобилестроительной промышленности, энергетического машиностроения, оборонно-промышленного комплекса, машиностроения для агропромышленного комплекса, приборостроения. Правительство России обозначило среди основных направлений своей деятельности стимулирование инвестиций в модернизацию технологической базы, проведение исследований и разработок, коммерциализацию их результатов и капитализацию интеллектуальной собственности.

Бюджетные, налоговые и иные инструменты задействуются для поддержки отдельных организаций двигателестроительной отрасли посредством применения следующих механизмов:

Бюджетные и внебюджетные инвестиции (в т.ч. привлекаемые по итогам участия в федеральных целевых программах). Денежные средства, выделяемые по таким программам, учитываются в расходной части бюджета и при соблюдении необходимых условий могут быть выделены для финансирования того или иного проекта. В Украине привлечение органами власти финансовых ресурсов также может осуществляться в целях реализации инвестиционных проектов хозяйствующих субъектов, расположенных в специальных экономических зонах.

Предоставление государственных гарантий по итогам включения российских двигателестроительных компаний в Перечень системообразующих

организаций или Перечень предприятий регионального значения.

Установление особого режима налогообложения и предоставление гарантий от неблагоприятного изменения законодательства о налогах и сборах для резидентов особых экономических зон России, специальных экономических зон Украины.

Введение антидемпинговых мер. При установлении наличия возросшего импорта на таможенную территорию Российской Федерации и обусловленного этим серьезного ущерба или угрозы причинения серьезного ущерба отрасли или возможном замедлении создания отрасли российской экономики Правительством РФ могут быть применены специальные защитные и антидемпинговые меры, а таможенными органами в установленных законом случаях компенсационные меры. При ввозе на таможенную территорию Украины импорта товара по ценам ниже сравнимой цены на подобный товар в стране экспорта, что причиняет вред национальному товаропроизводителю подобного товара, центральный орган исполнительной власти по вопросам экономической политики (Министерство экономики Украины) вправе ввести в отношении импортера антидемпинговую пошлину, а при причинении серьезного ущерба отрасли – специальные меры, специальные пошлины или установить режим надзора или регионального надзора.

Многие проблемы отрасли двигателестроения могут быть решены совместными усилиями нескольких государств с использованием механизмов международного права. Некоторые положения Соглашения об общих условиях и механизме поддержки развития производственной кооперации предприятий и отраслей государств-участников СНГ от 1993 года уже получили свое развитие в национальном законодательстве России и Украины, а также в заключенных ими межправительственных, отраслевых и межведомственных договорах. Но принятых мер недостаточно. Гармонизация актов технического регулирования, установление благоприятных для государств-участников режимов таможенного и налогового регулирования, преодоление разногласий в вопросах экономической и военной безопасности должны стать первоочередными шагами двух государств в целях стабильного развития отрасли двигателестроения.

Выводы

На основе постулируемых вариационных принципов показана возможность построения модели, учитывающей в явном виде аспекты взаимовлияния субъективных предпочтений и факторов правового воздействия в области развития отрасли двигателестроения. Собран, проанализирован и под-

вергнут первичной правовой обработке материал по законодательной базе в двигателестроении Украины и России.

Литература

1. Касьянов В.А. Субъективный анализ: монография / В.А. Касьянов. – К.: НАУ, 2007. – 512 с.
2. Касьянов В.А. Элементы субъективного анализа: монография / В.А. Касьянов. – К.: НАУ, 2003. – 224 с.
3. Kasjanov V.O. Models of competitors' preferences influence upon the number of seafarers on board and ashore / V.O. Kasjanov, A.V. Goncharenko // *Сучасні інформаційні та інноваційні технології на транспорті: Матеріали Міжнародної науково-практичної конференції. Т. 1. – Херсон: Видавництво Херсонського державного морського інституту, 2010. – С. 160-164.*
4. Гончаренко А.В. Моделирование влияния энтропии субъективных переваг на принятия решений относительно ремонта судовой энергетической установки / А.В. Гончаренко // *Автоматика, автоматизация, электротехнические комплексы и системы. – 2009. – № 1 (23). – С. 123-131.*
5. Гончаренко А.В. Влияние субъективных переваг на показатели работы судовой энергетической установки / А.В. Гончаренко // *Автоматика, автоматизация, электротехнические комплексы и системы. – 2008. – № 2 (22). – С. 105-111.*
6. Про заходи щодо впровадження Концепції адміністративної реформи в Україні Указ Президента України від 22.07.1998 №810/98 // *Офіційний вісник України від 11.06.1999. – 1999. – № 21. – С. 32. – Код акту 7616/1999; О мерах по проведению административной реформы в 2003 - 2004 годах: Указ Президента РФ от 23.07.2003 № 824 // *Собрание законодательства РФ от 28.07.2003. – № 30. – Ст. 3046.**
7. Про схвалення Державної програми розвитку промисловості на 2003 - 2011 роки: Постанову Кабінету Міністрів України від 28.07.2003 №1174 // *Офіційний вісник України від 15.08.2003 - 2003 р. – № 31. – Ст. 78. – Ст. 1628. – Код акту 25980/2003.*
8. Про затвердження Державної програми розвитку вітчизняного машинобудування для агропромислового комплексу на 2007-2010 роки: Постанову Кабінету Міністрів України від 26.09.2007 № 1181 // *Офіційний вісник України від 12.10.2007 - 2007 р. – № 74. – Ст. 31. – Ст. 2758. – Код акту 41107/2007.*
9. Про Національну програму будівництва суден рибпромислового флоту України на 2002-2010 роки: Закон України від 17.01.2002 № 2987-III // *Відомості Верховної Ради України від 14.06.2002. – 2002. – № 24. – Ст.164.*
10. Про схвалення Стратегії розвитку вітчизняної авіаційної промисловості на період до 2020 року: Розпорядження Кабінету Міністрів України від 27.12.2008 № 1656-р // *Офіційний вісник України*

від 19.01.2009ю – 2009. – № 1. – С. 77. – Ст.19. - Код акту 45438/2009.

11. Про схвалення Концепції проекту Загальнодержавної цільової економічної програми розвитку промисловості на період до 2017 року: Розпорядження Кабінету Міністрів України від 09.07.2008 № 947-р // Офіційний вісник України від 28.07.2008. – 2008. – № 53. – С. 59. – Ст. 1781. – Код акту 43721/2008;

12. Про схвалення Концепції Загальнодержавної цільової економічної програми розвитку кораблебудування на період до 2035 року: Розпорядження Кабінету Міністрів України від 06.05.2009 №671-р // Офіційний вісник України від 03.07.2009. – 2009. – № 47. – С. 47. – Ст. 1590. – Код акту 47001/2009.

13. О Концепции долгосрочного социально-экономического развития Российской Федерации на

период до 2020 года: Распоряжение Правительства РФ от 17.11.2008 №1662-р // Собрание законодательства РФ от 24.11.2008. – № 47. – Ст. 5489.

14. О федеральной целевой программе «Национальная технологическая база» на 2007 - 2011 годы: Постановление Правительства РФ от 29.01.2007 № 54 // Собрание законодательства РФ от 12.02.2007. – № 7. – Ст. 883.

15. Приказ Минпромторга России от 23.04.2010 № 319 [Электронный ресурс; Документ не опубликован] Режим доступа: <http://www.minprom.gov.ru/activity/auto/news/194>.

16. Об утверждении Стратегии развития транспортного машиностроения Российской Федерации в 2007 - 2010 годах и на период до 2015 года: Приказ Минпромэнерго РФ от 18.09.2007 № 391 // Еженедельник промышленного роста. – 2007. – № 31.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой эксплуатации судовых энергетических установок и общинженерной подготовки Б.В. Малыгин, Херсонский государственный морской институт, Херсон.

СУБ'ЄКТИВНІ ПЕРЕВАГИ ТА ПРАВОВИЙ ВПЛИВ ЯК ФАКТОРИ РОЗВИТКУ ДВИГУНОБУДУВАННЯ

В.О. Касьянов, А.В. Гончаренко, С.В. Кружкова

Здійснено спробу комплексного підходу до проблеми розвитку двигунобудування на основі положень суб'єктивного аналізу у поєднанні з урахуванням стану поточної правової бази. Проведено аналіз та порівняння нормативних правових актів, що регулюють двигунобудування у Росії та на Україні. Розглянуто програмні та позапрограмні механізми регулювання двигунобудування, відмічено роль законодавчих актів при здійсненні технічної, цінової та митної політики вказаних держав. Встановлено тенденцію з мінімізації державного регулювання двигунобудування, та посилення ролі громадсько-правового впливу на господарюючих суб'єктів. Відмічено недоліки систем права, що склалися, котрі перешкоджають стабільному розвитку двигунобудування.

Ключові слова: суб'єктивний аналіз, суб'єктивні переваги, ентропія суб'єктивних переваг, функція суб'єктивних переваг, правове регулювання двигунобудування, програмні документи, рівність господарюючих суб'єктів, технічне регулювання, міжнародне співробітництво.

SUBJECTIVE PREFERENCES AND LEGISLATIVE INFLUENCE AS FACTORS OF ENGINE BUILDING DEVELOPMENT

V.O. Kasyanov, A.V. Goncharenko, S.V. Kruzhkova

It is made an attempt of a complex approach to the problem of engine building development on the basis of the subjective analysis statements in combination with making allowance to the current state of the legislation. It is analyzed and compared normative-legislative acts that regulate engine building in Russia and Ukraine. Considered program and out-of-program mechanisms of the engine building regulations, depicted the role of the legislative acts at pursuing technical, price, and customs policy of the mentioned states. Determined the tendency of minimization of the government engine building regulations and strengthening of the role of civil-law influence upon economic subjects. Depicted the vices of the formed legislative systems that prevent from engine building stable development.

Key words: subjective analysis, subjective preferences, entropy of subjective preferences, function of subjective preferences, legislative regulation of the engine building, program documents, parity of economic subjects, technical regulation, international collaboration.

Касьянов Владимир Александрович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры механики Аэрокосмического института Национального авиационного университета, Киев, Украина, e-mail: vakasyanov@mail.ru.

Гончаренко Андрей Викторович – канд. техн. наук, доцент, зам. зав. каф. эксплуатации судовых энергетических установок и общинженерной подготовки Херсонского государственного морского института, Херсон, Украина, e-mail: andygoncharenko@yahoo.com.

Кружкова Светлана Владимировна – Общероссийское межотраслевое объединение работодателей «Российский Союз строителей», Москва, Россия, e-mail: svetlana-kruzhkova@yandex.ru.