

УДК 629.7.036.34

И.Ф. КРАВЧЕНКО

Государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко», Запорожье, Украина

ФОРМИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ОБЛИКА И КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ ТРДД ДЛЯ УТС–ЛБС

Данная статья посвящена разработке концепции формирования конструктивно-параметрического облика двигателя для учебно-боевого самолета. Сложность проблемы заключается в необходимости сочетания малой массы и стоимости с большим ресурсом и экономичностью. Для ее решения предложено максимальное использование узлов двигателя-прототипа. Рассмотрены различные варианты модификации базового газогенератора для повышения его мощности, а также различные варианты вентилятора и турбины низкого давления. В качестве основных критериев качества использованы суммарная масса силовой установки и топлива, а также суммарная стоимость двигателя (с учетом затрат на ремонт) и топлива, расходуемого за ресурс. При определении расхода топлива учитывались десять типовых профилей полета. В результате обоснован выбор модификации двигателя с дополнительной ступенью КВД и одноступенчатыми каскадами турбины.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, учебно-боевой самолет, выбор параметров, формирование облика, критерии оптимальности.

Введение

Одной из задач, решаемых при разработке силовой установки учебно-тренировочного легкого боевого самолета (УТС-ЛБС), является обеспечение высокой экономической эффективности применения двигателя на самолете. Это достигается, наряду с обеспечением низкого расхода топлива, максимально возможным снижением затрат на разработку двигателя и его освоение в серийном производстве, цены серийного двигателя, а также затрат на его обслуживание и ремонт в течение всего срока эксплуатации.

Основной материал

С целью решения указанных задач предлагается разработать двигатель для УТС-ЛБС на базе существующего научного и конструкторско-технологического задела, существующего на предприятии-разработчике (ГП «Ивченко-Прогресс») и предприятии-производителе (АО «Мотор-Сич»). Поэтому в качестве базы при создании двигателя для УТС-БС предлагается использовать газогенератор ТРДД, создаваемого для административного самолета, который освоен на предприятии-производителе. Основные характеристики данного газогенератора представлены на рис. 1.

Выбор параметров и определение конструктивной схемы двигателя необходимо проводить не изолированно, а с учетом специфики эксплуатации его на конкретном типе ЛА. В качестве самолета-

прототипа принят УТС повышенной подготовки с двухдвигательной силовой установкой (СУ).

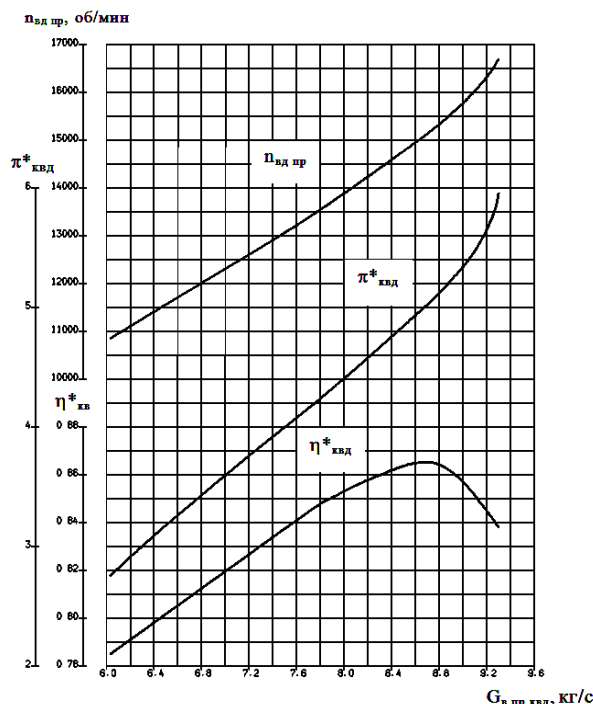


Рис. 1. Характеристики базового газогенератора

Данный тип ЛА позволяет применять авиационные средства поражения, следовательно, его можно использовать и в качестве ЛБС. В качестве критериев для определения оптимального варианта двигателя приняты:

- минимальная масса маршевой СУ и топлива;
- минимальная стоимость маршевой СУ (с учетом затрат на ремонт) и топлива, расходуемого за ресурс ЛА.

Ресурс ЛА – 12000 часов.

На основании требований разработчика самолета двигатель должен обеспечивать следующие требования по тяге на максимальном режиме:

– $H = 0$ м; $M_{П} = 0,6$; МСА; $\sigma_{ВХ} = 1,0$ – не менее 2500 кгс;

– $H = 5000$ м; $M_{П} = 0,6$; МСА; $\sigma_{ВХ} = 0,97$ – не менее 14,5 кН. При этом максимальный приведенный расход воздуха ограничивался на уровне 53,4 кг/с.

Расчетными для двигателя приняты следующие условия: $H = 5000$ м; $M_{П} = 0,6$; МСА; $\sigma_{ВХ} = 0,97$ – режим работы двигателя – максимальный.

Проведенные параметрические расчеты показали, что при использовании базового газогенератора даже в условиях его максимальной производительности невозможно достичь заданных значений тяги (рис. 2).

Из этого следует, что необходимо увеличить мощность внутреннего контура двигателя.

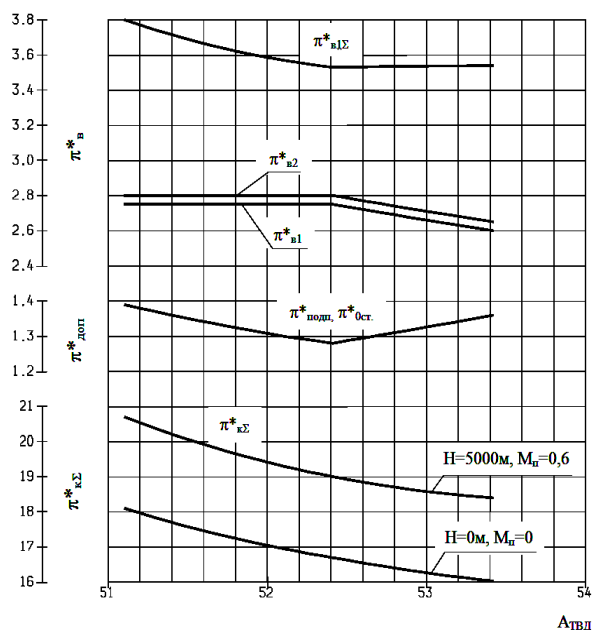


Рис. 2. Параметры модификаций двигателя

В дальнейшем было рассмотрено несколько вариантов двигателей с увеличенной мощностью внутреннего контура.

На рис. 2 и 3 представлены параметры термодинамических циклов, значения степени двухконтурности и основные параметры узлов вариантов двигателей, которые могут быть разработаны исходя из приведенных выше технических требований. Эти параметры представлены в зависимости от величины параметра расхода газа через турбину высокого

давления $A_{ТВД} = \frac{G_{Г}\sqrt{T_{Г}^*}}{P_{Г}^*}$. Для базового газогенератора $A_{ТВД} = 53,42$.

При расчете представленных параметров введены дополнительные ограничения:

– значения степени повышения давления вентилятора выбраны так, чтобы отношения полных давлений в наружном и внутреннем контурах перед камерой смешения были в пределах

$$0,9 \leq \frac{P_2^*}{P_1^*} \leq 1,225;$$

– степень повышения давления воздуха от входа в двигатель до входа в КВД базового двигателя ($\pi^*_{В1\Sigma} = \pi^*_{В1} \cdot \pi^*_{доп}$) выбиралась такой, чтобы степень повышения давления в дополнительных ступенях $\pi^*_{доп}$ (в зависимости от выбранного варианта схемы двигателя в подпорных ступенях вентилятора $\pi^*_{доп} = \pi^*_{подп}$ или в «нулевой» ступени КВД $\pi^*_{доп} = \pi^*_{«0»ст}$) удовлетворяла условию $\pi^*_{доп} \leq 1,4$.

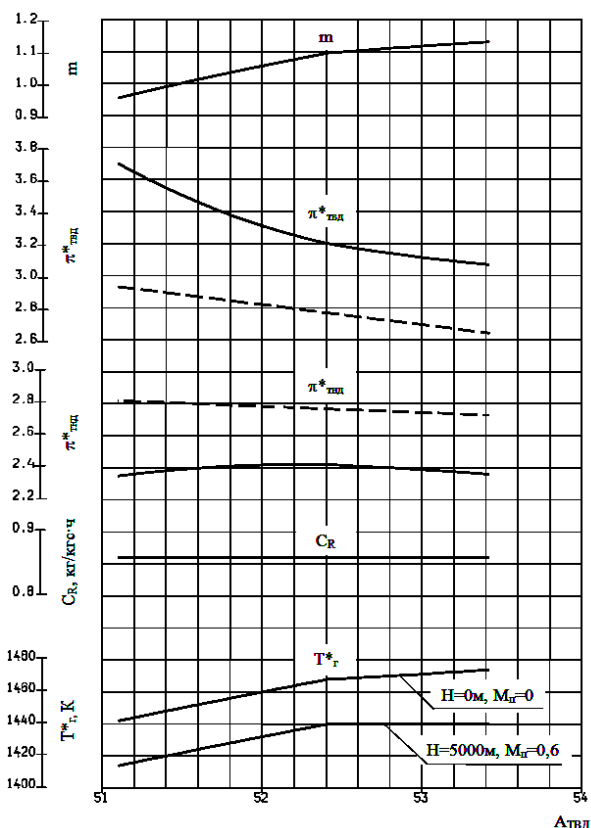


Рис. 3. Параметры модификаций двигателя

Анализ полученных результатов показывает, что при выборе $\pi^*_{В2} = 2,8$ и величине $\pi^*_{доп}$ ($\pi^*_{подп}$ или $\pi^*_{«0»ст}$), близкой к 1,4, можно реализовать требуемые параметры при $T_{Г}^* = 1442$ К и $m = 0,95$. Однако при этом степень расширения газа в ТВД достигает величины $\pi^*_{ТВД} = 3,7$ (для варианта вентиля-

тора без подпорных ступеней), что затруднит реализацию заданной величины КПД ТВД без существенного изменения турбины. В случае применения вентилятора с подпорными ступенями указанные параметры реализуются при степени расширения газа в турбине низкого давления $\pi^*_{\text{ТНД}} = 2,8$, что требует использования двухступенчатой ТНД (схема турбины двигателя «1+2»).

Снижение величины $\pi^*_{\text{«0»ст}}$ до $\sim 1,28$ приводит к уменьшению $\pi^*_{\text{ТВД}}$ до величины $\sim 3,2$, а применение вентилятора с $\pi^*_{\text{В2}} = 2,65$ и $\pi^*_{\text{доп}} = 1,35$ снижает $\pi^*_{\text{ТВД}}$ до величины 3,07. При этом необходимо повысить температуру газа перед турбиной до 1468 К и 1475 К соответственно. Если применить вентилятор с подпорными ступенями, то можно обеспечить некоторое снижение $\pi^*_{\text{ТНД}}$, недостаточное, однако, для перехода к схеме турбины двигателя «1+1».

Удельные расходы топлива для всех перечисленных вариантов двигателя практически одинаковы.

Приведенный анализ позволяет сделать вывод о предпочтительности использования схемы с вентилятором с $\pi^*_{\text{В2}} = 2,65$ ($\pi^*_{\text{доп}} \approx 1,35$), что, хотя и приводит к некоторому росту $T^*_{\text{Г}}$ (до 1475 К), однако позволяет снизить высокие требования к обеспечению эффективности турбины высокого давления и соответствующий риск, связанный с невыполнением этого требования. При этом суммарная степень повышения давления составляет $\pi^*_{\text{КС}} = 18,4$, а степень двухконтурности $m=1,13$.

Выбор конструктивной схемы двигателя, реализующей указанные параметры, выполнен из условия минимизации перечисленных выше критериев (суммы масс маршевой силовой установки и топлива, потребного для типового полета; стоимости маршевой силовой установки с учетом затрат на ремонт и топлива за 12000 летных часов одного самолета).

Рассмотрены три варианта конструктивных схем ТРДД с тягой $R_{\text{МАКС}} = 2500$ кгс. Вентиляторы во всех схемах двухступенчатые, с $\pi^*_{\text{В2}} = 2,65$, максимальный приведенный расход воздуха через двигатель $G_{\text{В2}} = 54,3$ кг/с. Все схемы имеют кольцевой смеситель потоков воздуха и газа наружного и внутреннего контуров, а также общее реактивное сужающееся сопло. Отличительные особенности схем приведены в табл. 1.

Масса вариантов двигателя определялась суммированием масс узлов и модулей, входящих в его состав.

Масса узлов, входящих в состав газогенератора, была принята по данным разработки базового газогенератора и корректировалась с учетом конструктивных особенностей каждого из вариантов дви-

гателя. Это в первую очередь касается КВД тех вариантов, у которых добавляется «нулевая» ступень, и того, у которого снимается последняя ступень. Кроме того, корректировалась масса промежуточного корпуса и центрального привода.

Таблица 1
Варианты модификации узлов

Узел	1	2	3
Вентилятор	с подпорными ступенями	без подпорных ступеней	
Компрессор высокого давления	унифицированный с базовым КВД $Z = 7$ ст.	Базовый КВД с установленной «нулевой» ступенью	
		$Z = 8$ ст.	Со снятой последней ступенью $Z = 7$ ст.
Камера сгорания	Унифицирована с базовой КС.		КС доработана по входным размерам
Турбина высокого давления	Унифицирована с Базовой ТВД	Базовая ТВД. Перепрофилирована рабочая лопатка	Базовая ТВД. Доработана по проходным сечениям
Турбина низкого давления	Двухступенчатая	Одноступенчатая	

Масса вновь разрабатываемых узлов (вентилятора, подпорных ступеней, ТНД) определялась расчетным путем с учетом их размеров, числа ступеней, конструктивных особенностей и других факторов на основе данных по идентичным узлам двигателей Д-27 и ДВ-2, а также по принятым в ГП «Ивченко-Прогресс» корреляционным зависимостям.

В табл. 2 представлены массы узлов и массы вариантов двигателя.

Из-за отсутствия данных по массе некоторых элементов силовой установки, масса СУ определена суммированием сухой массы двух маршевых двигателей и постоянной массы для всех вариантов двигателя, равной 162 кг, включающей в себя массы отдельных агрегатов, каналов воздухозаборников и элементов крепления двигателей на самолете.

Масса топлива, потребная для выполнения типового полета, определена на основе анализа десяти профилей полета УТС, соответствующих основным видам обучения летного состава (табл. 3).

Среднее время полетного задания $t_{\text{ср}}$ составляло 63 мин (1,05 часа).

Потребное количество топлива на один полет определялось суммированием расходов топлива для характерных участков полета (взлет, крейсерский полет, маневры и др.). Расход топлива на участках горизонтального полета (крейсерских режимах) определялся по величинам потребных тяг, одинаковых для всех вариантов двигателей, удельному расходу

топлива для каждого варианта и времени полета на характерном участке в заданных условиях.

Таблица 2
Результаты расчета массы узлов

№	Узел двигателя	1	2	3
		Масса, %		
1	Компрессор			
1.1	Вентилятор	15,63	15,63	15,63
1.2	Подпорные ступени	2,84	-	-
1.3	КВД	16,23	17,41	16,23
1.4	Валопровод	4,84	4,84	4,84
	Суммарная масса компрессора	39,54	37,88	36,70
2	Разделительный корпус с коробкой приводов	9,36	9,36	9,36
3	Камера сгорания	8,61	8,61	8,61
4	Турбина			
4.1	ТВД	11,49	11,49	11,49
4.2	ТНД с задней опорой	17,93	14,72	14,72
	Суммарная масса турбины	29,42	26,22	26,22
5	Системы			
5.1	Топливорегулирующая и управления	5,81	5,81	5,81
5.2	Смазки и суфлирования	0,73	0,73	0,73
5.3	Электрооборудование	2,93	2,93	2,93
5.4	Обвязка	2,80	2,80	2,80
5.5	Запуск	0,80	0,80	0,80
	Суммарная масса систем	13,07	13,07	13,07
6	Масса сухая двигателя	100,00	95,14	93,95
7	Масса приводов, агрегатов и систем, отнесенная к самолету	7,42	7,42	7,42
8	Масса СУ	100,00	95,86	94,85

Таблица 3
Основные виды полетов УТС

Профиль полета	Время полета, мин (t_i)	Коэффициент повторяемости полета за ресурс $\bar{t}_i$
Управление самолетом и режимы полета	66	0,26
Полет по приборам	70	0,18
Полет боевого порядка самолетов	55	0,12
Самолетовождение на малых высотах	60	0,045
Боевая подготовка, воздух – земля	56	0,075
Боевая подготовка, воздух – воздух	55	0,03
Тактика боя, воздух – воздух	53	0,13
Непосредственная авиационная поддержка без вооружения	58	0,055
Непосредственная авиационная поддержка с вооружением	53	0,05
Перегоночный полет	228	0,055

Значения потребных тяг в крейсерском полете определялись по полярам самолета-прототипа, определенным на основании [3] и [2].

Расход топлива на участках взлета, разгона, стрельбы и др. определялся по величинам максимальных тяг в заданных условиях полета, одинаковых для всех вариантов двигателя, удельным расходам топлива на заданном режиме и времени выполнения данной операции.

Потребные расходы топлива определялись с учетом потерь давления в воздухозаборнике ($\sigma_{ВХ} = 0,97$), но без учета отборов воздуха и мощности от двигателя для самолетных систем и агрегатов

В табл. 4 приведены значения тяги и удельного расхода топлива анализируемых вариантов двигателя в условиях, характерных для выполнения представленных выше полетных заданий.

Таблица 4
Сравнение трех вариантов двигателя

Вариант схемы двигателя	1	2	3
Параметр			
Крейсерские режимы, САУ			
Условия полета			
Высота (Н), м / Скорость (М _П)	150 / 0,55		
Тяга (R), кгс	664		
Удельный расход топлива (C _R), кг/кгс·ч	1,137	1,171	1,190
Н, м/М _П	300 / 0,55		
R, кгс	634		
C _R , кг/кгс·ч	1,145	1,179	1,202
Н, м/М _П	6000 / 0,6		
R, кгс	415		
C _R , кг/кгс·ч	0,9655	0,991	1,0046
Н, м/М _П	10000 / 0,6		
R, кгс	300		
C _R , кг/кгс·ч	0,8576	0,8798	0,8887
Максимальные режимы, САУ			
Н, м/М _П	150 / 0,82		
R, кгс	1570		
C _R , кг/кгс·ч	1,061	1,09	1,11
Н, м/М _П	150 / 0,55		
R, кгс	1740		
C _R , кг/кгс·ч	0,911	0,933	0,9438
Н, м/М _П	4140 / 0,74		
R, кгс	1452		
C _R , кг/кгс·ч	0,931	0,96	0,971
Н, м/М _П	5000 / 0,6		
R, кгс	1450		
C _R , кг/кгс·ч	0,82	0,844	0,856

Для приведенных профилей полета определены потребные расходы топлива и суммарный расход за 12000 летных часов самолета. Суммирование расходов топлива проведено с учетом повторяемости выполнения полетов за межремонтный ресурс двигателя, принятый равным 1500 час.

$$G_{TY} = 8 \cdot \sum_{i=1}^{10} G_{Ti} \frac{1500 \cdot \bar{t}_i}{t_i},$$

где G_{Ti} – потребный расход топлива для i -го профиля полета; $\bar{t}_i$ – коэффициент повторяемости i -го

профиля полета за межремонтный ресурс; t_i – время выполнения i -го полета.

Масса топлива, необходимая для одного типового (осредненного) полета определена как

$$G_{\text{Тср}} = \frac{G_{\text{ТУ}}}{12000} \cdot t_{\text{ср}},$$

где $t_{\text{ср}} = 1,05$ часа – среднее время полетного задания.

Результаты расчета массы топлива, необходимого для выполнения типового полета за 12000 летных часов, приведены в табл. 5.

Таблица 5
Сравнение массовых показателей

Параметр \ Вариант схемы	1	2	3
Масса силовой установки, %	100	95,86	94,85
Масса топлива для типового полета, %	100	102,7	104,17
Масса топлива, необходимая на 12000 летных часов, %	100	102,69	104,16

Стоимость двигателя и его ремонта

Цена варианта двигателя определялась суммированием стоимости отдельных узлов и модулей, входящих в состав двигателя.

Стоимость каждого узла определялась на основе стоимости идентичного узла двигателя-прототипа (ДВ-2) с учетом коррекции по массе и сложности варианта и прототипа.

Удельная стоимость узлов двигателя представлена в табл. 6.

Таблица 6
Удельные стоимости узлов

Наименование узла	Удельная стоимость узла, %
Вентилятор	12,9
Подпорные ступени	4,8
Промежуточный корпус	6,6
Коробка приводов	5,6
Компрессор высокого давления	15,6
Камера сгорания	9,2
Турбина высокого давления	12,9
Турбина низкого давления	11,8
Сопло	0,6
Агрегаты и ПК	20,0

Результаты расчета стоимости вариантов двигателя приведены в табл. 7.

Таблица 7
Сравнение стоимости двигателей

Параметр \ Вариант	1	2	3
Цена двигателя, %	100	93,95	92,85

Стоимость одного капитального ремонта принята равной 0,33% от стоимости вновь изготовленного двигателя.

Расчет значений критериев для выбора конструктивной схемы двигателя

В табл. 8 представлены величины критериев для выбора схемы двигателя. Цена топлива в расчетах принималась равной 800 долл/т.

Таблица 8
Сравнение массы и стоимости вариантов двигателей

Параметр \ Вариант	1	2	3
Сумма масс маршевой силовой установки и топлива, необходимого для выполнения типового полета, %	100	99,57	99,9
Стоимость маршевой СУ (с учетом затрат на ремонт) и топлива за 12000 летных часов, %	100	97,82	97,86

Заключение

В результате анализа результатов расчетов по оптимизации маршевого двигателя для СУ УТС-ЛБС можно сделать следующие выводы.

1. Двигатель с приставными ступенями вентилятора, базовым газогенератором и двухступенчатой турбиной низкого давления (вариант 1), несмотря на лучшие удельные расходы топлива, по принятым критериям уступает двигателю с «нулевой» ступенью КВД и с одноступенчатой турбиной низкого давления (вариант 2).

2. Снижение массы силовой установки за счет снятия последней ступени КВД (вариант 3) не дает повышения эффективности СУ из-за значительного повышения удельных расходов топлива, особенно на максимальных режимах.

3. Двигатель с восьмиступенчатым КВД (с «нулевой» ступенью) и турбиной, выполненной по схеме «1+1» по используемым критериям (сумма масс маршевой силовой установки и топлива, необходимого для выполнения типового полета; суммарная стоимость маршевой силовой установки и топлива, необходимых для эксплуатации самолета в течение 12000 летных часов) является наилучшим из рассмотренных вариантов для использования в качестве маршевого в силовой установке УТС-ЛБС.

Литература

1. Семейство турбореактивных двухконтурных двигателей АИ-222. Техническое предложение. ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г.Ивченко. – Запорожье, 1999. – 291 с.

2. Проектирование самолетов: учебник для вузов / Под редакцией С.М. Егера. – 3-е издание. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

3. Руководство по летной эксплуатации самолета Л-39С. Книга 1. – М.: Военное издательство, 1988. – 334 с.

Поступила в редакцию 30.05.2011

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

ФОРМУВАННЯ ПАРАМЕТРИЧНОГО ОБРИСУ І КОНСТРУКТИВНОЇ СХЕМИ ТРДД ДЛЯ УТЛ–ЛБЛ

І.Ф. Кравченко

Статтю присвячено розробці концепції формування конструктивно-параметричного обриса двигуна для учбово-бойового літака. Складність проблеми складається у необхідності сполучення малої маси і вартості з великим ресурсом та економічністю. Для її вирішення запропоновано максимальне використання вузлів двигуна-прототипа. Розглянуто різні варіанти модифікації базового газогенератора для підвищення його потужності, а також різні варіанти вентилятора і турбіни низького тиску. В якості основних критеріїв якості використано загальну масу силової установки і палива, а також загальну вартість двигунів (з урахуванням витрат на ремонт) і палива, яке витрачається за ресурс. Для визначення витрати палива ураховано десять типових профілів польоту. В результаті обґрунтовано вибір модифікації двигуна з додатковим ступенем КВТ і одноступеневими каскадами турбіни.

Ключові слова: турбореактивний двоконтурний двигун, учбово-бойовий літак, вибір параметрів, формування обриса, критерії оптимальності.

SYNTHESIS OF PARAMETRIC IMAGE AND CONSTRUCTIVE SCHEME OF THE TURBOFAN ENGINE FOR TRAINING - LIGHT COMBAT AIRPLANE

I.F. Kravchenko

The paper is devoted to development of the concept of the engine for training – light combat airplane parametric image synthesis. Problem's difficulty consists in necessity to combine low mass and cost with high life-time and efficiency. To solve this problem a maximal usage of the engine-prototype units is proposed. Different variants of the basic gas generator modifications to increase its power and different variants of the fan and low pressure turbine are considered. The main used quality criteria are total mass of the powerplant and fuel, and also total cost of the engine (taking into account repair cost) and fuel consumed during total life-time. To determine a fuel consumption ten typical flight profiles are taken into account. As a result choice of the engine modification with additional HPC stage and one-stage turbine cascades is justified.

Key words: turbopfan engine, training – combat airplane, parameters choice, image synthesis, optimality criterion.

Кравченко Игорь Федорович – Генеральный конструктор Государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко», Запорожье, Украина, e-mail: IFKravchenko@ivchenko-progress.com.

УДК 621.45.02.024:05.054

В.В. ЛОГИНОВ, Е.Ю. ИЛЕНКО

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков, Украина

ФОРМИРОВАНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТРЕБОВАНИЙ К ПАРАМЕТРИЧЕСКОМУ ОБЛИКУ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

В статье рассмотрен подход к оценке технического совершенства разрабатываемого двигателя силовой установки ЛА, основанный на применении метода весовых коэффициентов. Сравнение всех параметров, показателей и характеристик проводится на основе использования показателя технического совершенства, который характеризует разрабатываемый образец по отношению к существующим аналогам. Показано существенное преимущество двигателя Д-27 перед другими двигателями по многим характеристикам, а также вклады параметров в показатель технического совершенства. Определены пути дальнейших исследований.

Ключевые слова: силовая установка, интеграция, весовой коэффициент, показатель технического совершенства, метод сравнения.

Введение

Одним из перспективных военно-транспортных самолетов Воздушных Сил Вооруженных Сил Украины является самолет Ан-70Т (рис. 1), который имеет силовую установку (СУ) с турбовинтовым двигателем (ТВВД) Д-27 (рис. 2). Однако самолет до сих пор проходит испытания, а СУ нуждается в постоянных доработках, как в конструктивном отношении, так и в эксплуатационном.



Рис. 1. Военно-транспортный самолет Ан-70

До сих пор обсуждается вопрос относительно доводки двигателя Д-27 до необходимого технического совершенства. Помимо идеи применения ТВВД на самолете Ан-70, существуют альтернативные варианты – установка на Ан-70 турбовинтовых двигателей (ТВД) SNECMA M-138 или Rolls-Royce RB-715TP по 9500 л.с. (Ан-7Х), или турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) CFM-56-5A1 (Ан-77). Однако установка альтернативных

двигателей приводит к резкому снижению характеристик самолета в целом. Этап совместных государственных испытаний самолета Ан-70 должен окончательно решить вопрос относительно его рекомендаций по утверждению принятия на вооружение и серийного производства.



Рис. 2. Силовая установка с двигателем Д-27

Тем не менее, специалисты западноевропейских стран провели анализ состояния разработки перспективных военно-транспортных самолетов в США, России и Украине с целью определения возможности и целесообразности их закупки для своих Военно-Воздушных Сил. Для выбора оптимальных решений по приобретению новых машин были рассмотрены варианты американского С-17А и российско-украинского Ан-7Х (экспортный вариант Ан-70), которые значительно превосходили самолет А-400М по ряду тактико-технических показателей, в

частности, по критерию “полезная нагрузка–дальность полета”. Однако их закупка для Военно-Воздушных Сил западноевропейских стран была признана нежелательной. Было принято решение продолжить разработку собственного военнотранспортного самолета А-400М (рис. 3). Практическая реализация проекта создания А-400М началась в 2001 году. По расчетам разработчиков, А-400М будет иметь высокую боевую эффективность и улучшенные эксплуатационные характеристики по сравнению с существующими военнотранспортными самолетами тактического назначения. Благодаря своим взлетно-посадочным характеристикам и усовершенствованной конструкции шасси, он сможет выполнять взлет (посадку) с неподготовленных грунтовых площадок длиной до 900 м, а также осуществлять маневры с малым радиусом разворота.



Рис. 3. Самолет А-400М

На транспортный самолет А-400М предполагается установить 4 двигателя компании Europrop International TP400-D6 (рис. 4). Этот двигатель является самым мощным ТВД (11000 л.с.), который создан странами Запада.

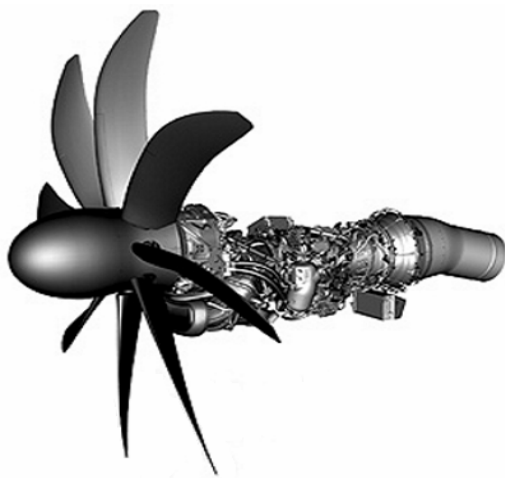


Рис. 4. Двигатель TP400-D6 компании-разработчика EuroProp

В настоящее время самым мощным ТВД в мире является двигатель НК-12МП (15000 л.с.), который устанавливался на самолеты Ту-95МС и Ту-142М. Выбор двигателя силовой установки является актуальной задачей, поскольку его характеристики обеспечивают выполнение тактико-технических требований транспортного ЛА. Поэтому оценка степени технического совершенства силовой установки ЛА приобретает особое значение при определении перспектив развития транспортных самолетов в целом.

1. Постановка задачи

Рассмотрим подход к определению степени технического совершенства СУ с ТВВД. Основная задача – оценка перспектив развития образца, который является объектом для разработки или модернизации. Для оценки уровня технического совершенства СУ на основе приведенного метода, использовались разные типы и поколения двигателей, которые устанавливаются на транспортные ЛА. Для сравнения СУ с ТВВД выбрано 3 двигателя разного поколения. Однако СУ подходят для сравнения по классу мощности. Для каждого типа двигателя выбирался перечень параметров и характеристик из набора [1], который установлен экспертным методом.

2. Основная часть исследований

Для оценки технического совершенства силовой установки воспользуемся методом весовых коэффициентов. Сравнение всех показателей и характеристик проводится на основе использования показателя технического совершенства $R_{тс}$ [2], который характеризует разрабатываемый образец по отношению к существующим аналогам (отечественным или зарубежным)

$$R_{тс} = \frac{R_{дi} \varphi(i)}{\sum_{i=1}^n \varphi(i)}, \quad (1)$$

где $R_{тс}$ – показатель технического совершенства; $\varphi(i)$ – функция, нормирующая вес i -го относительного показателя, который входит в ранжированную последовательность; n – общее число показателей;

$R_{дi} = \sum_{i=1}^n \frac{P_i}{P_i^{раз}}$ – относительное значение i -го показателя количественной составляющей, значимость которого определяется местом, занимаемым в ранжированной последовательности.

Эти показатели применяются в двух модификациях: если повышению технического уровня соответствует увеличение данного i -го показателя;

$$R_{\mathcal{D}_i} = \frac{P_i}{P_i^{\text{raz}}}, \quad (2)$$

Если повышению технического совершенства соответствует уменьшение данного показателя, например, уменьшение удельного расхода топлива, то относительное значение i -го показателя определяется по формуле

$$R_{\mathcal{A}_i} = \frac{p_i^{\text{raz}}}{p_i}. \quad (3)$$

На первом этапе определен перечень показателей и характеристик, используемых для сравнительного анализа оцениваемого объекта. Перечень составляется одинаковым для всех аналогов и сравниваемых объектов.

Далее определены относительные значения показателей. Для каждого i -го показателя ранжированной последовательности определяется значение R_{di} (табл. 1). В итоге определен показатель технического совершенства разрабатываемого объекта, который равен $R_{tc} = 1,321$. Поскольку $R_{tc} > 1$, то можно сделать вывод, что по основным показателям и характеристикам сравниваемый объект превосходит аналоги и с позиции краткосрочного прогнозирования перспективен.

Изложенный порядок определения критерия $R_{тс}$ является прямым. В отличие от прямого, возможен и обратный порядок, когда разработчик еще до составления тактико-технического задания определяет предварительным исследованием примерные значения критерия $R_{тс}$ и последующее проектирование производится с учетом этого критерия.

Определение технического совершенства проекта

	Параметр или характеристика	Д-27	ТР400-Д6	НК-12МВ	Определение технического совершенства				
					Проект	Аналоги	R _{дi}	φ(i)	R _{дi} · φ(i)
1	N _е крейс , л.с.	6750	5350	6500	6750	6583	1,0253	0,9045	0,9274
2	C _е крейс , кг/(л.с·ч)	0,13	0,133	0,161	0,128	0,1497	1,1693	0,8773	1,0258
3	π _{кΣ} *	22,9	19	9,7	22,9	14,033	1,6318	0,6909	1,1274
4	T _г *, К	1640	1700	1250	1640	1346,67	1,2178	0,6864	0,8359
5	G _в , кг/с	27,4	23	55,8	27,4	46,33	0,5914	0,5818	0,3441
6	γ _{дв} , кг/л.с.	0,1179	0,1436	0,2043	0,1175	0,173	1,4671	0,8955	1,3137
7	T _{назн} , час	18000	20000	5000	18000	7767	2,3176	0,6682	1,5486
8	Выбросы NO _x , г/л.с.	40	35	58	38	51,0	1,2750	0,8545	1,0895
9	Уровень шума при наборе высоты, EPNдБ	70	67	90	70	83,33	1,1905	0,5864	0,6981
Суммарное значение								6,7455	8,9105

Критерий технического совершенства применим также при выборе одного из нескольких альтернативных вариантов объекта, предложенного к разработке. Затем следует применить процедуру определения величины $R_{тс}$ для каждого варианта объекта и сравнить результаты. Значения показателей рекомендуется определять относительно рациональных значений (выбранного аналога) либо одного из нескольких сравниваемых объектов.

Из результатов исследования видно, что этап определения перечня основных показателей и весовостей каждого из них является исключительно важным, так как на их основе принимается окончательное решение. Поэтому необходимо его проводить на основе максимально возможного объема информации при полном понимании решаемой задачи.

Таким образом, рассмотренный подход к оценке технического совершенства разрабатываемого

объекта, основанный на сопоставлении показателей сравниваемого объекта с показателями аналога и с учетом их весовых коэффициентов, позволяет:

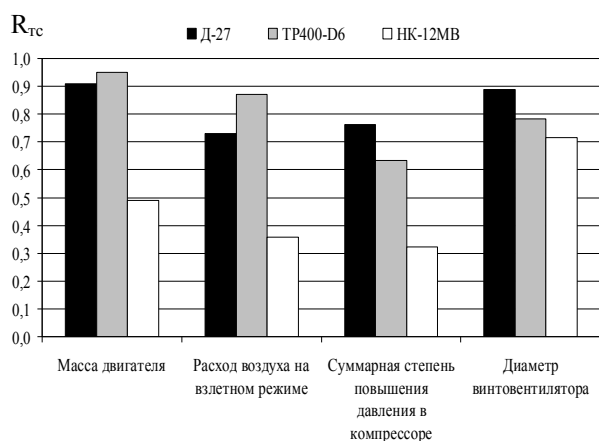
- проводить анализ влияния каждого отдельно показателя или их совокупности на техническое совершенство образца;

- оценить техническое совершенство нескольких альтернативных вариантов СУ, предложенных к разработке, и выбирать из них наилучший;

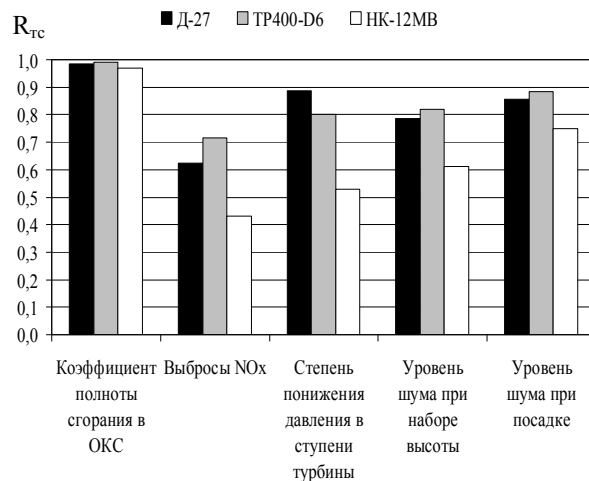
- определять соответствие разрабатываемого объекта лучшему аналогу мирового уровня на различных этапах его разработки от составления ТТЗ до испытаний и серийного производства.

Оценка вкладов каждого параметра в показатель технического совершенства приведена на рис. 5.

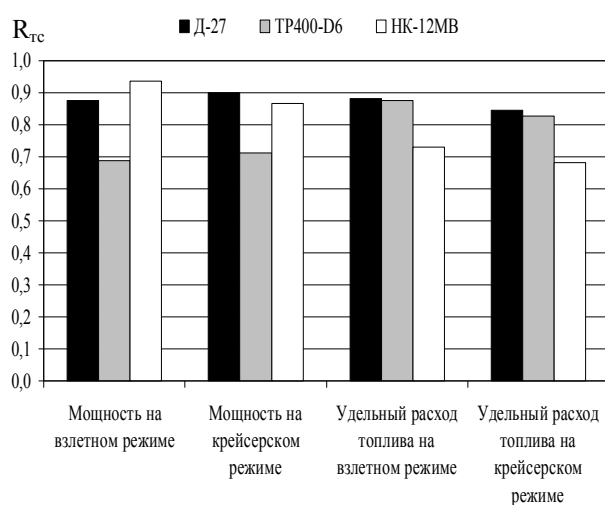
Сравнение показателей технического совершенства показано на рис. 6.



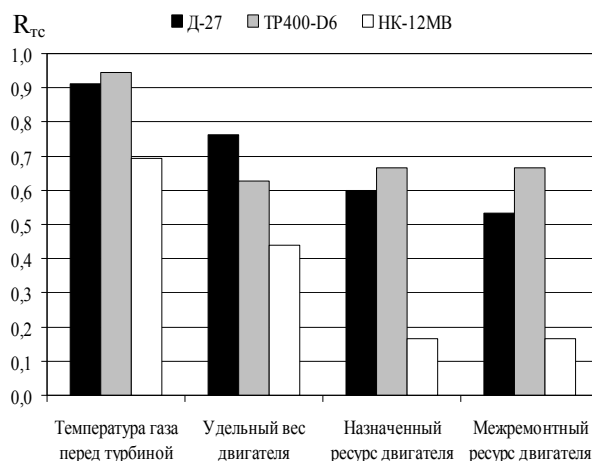
а



б



в



г

Рис. 5. Вклад параметров в показатель технического совершенства

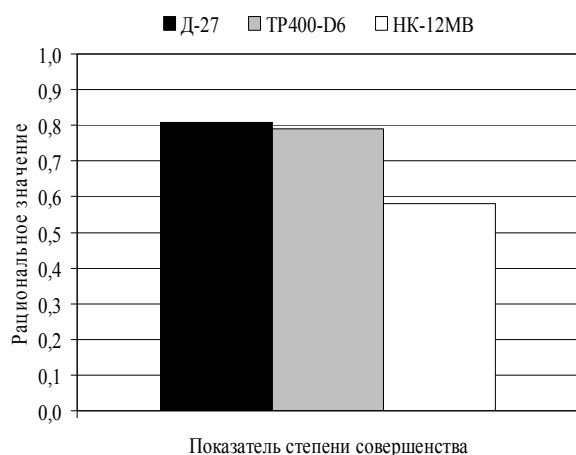


Рис. 6. Оценка показателя степени совершенства

Выводы по исследованию

Таким образом, СУ с ТВВД Д-27 имеет существенное преимущество перед другими двигателями по многим показателям, что и отражает разработанный метод. Это преимущество заключается в том, что двигатель Д-27 имеет лучшие характеристики винтовентилятора, а также высокие параметры термодинамического цикла.

Перспективы дальнейших исследований

Однако при размещении двигателя на планере ЛА необходимо проводить комплексную оценку характеристик силовой установки в системе самолета. При оценке подъемной силы системы «винт+мотогондола+крыло» необходимо учитывать влияние геометрии мотогондолы и параметров струи газа, которая вытекает из сопла двигателя. Исследование взлетно-посадочных характеристик современных самолетов с ТВД и ТВВД, которые имеют большую тяговооруженность, предполагает обязательный учет дополнительных аэродинамических сил, обусловленных взаимодействием крыла, струи от винтов и газового потока из сопла двигателя. Величины этих сил зависят от тяги винтов, скорости полета, геометрии системы «винт+крыло» и могут составлять значительную часть общей подъемной силы. При выборе схемы самолетов с энергетическими системами увеличения подъемной силы необходимо учитывать влияние большого числа

параметров системы на аэродинамические характеристики крыла: коэффициента импульса струи, обусловленного как отношения импульса струи к скоростному напору набегающего потока и характерной площади крыла, углов отклонения струи и закрылков, длины и положения закрылков по размаху крыла.

Параметрические экспериментальные исследования энергетических систем связаны со значительными трудностями при исследовании в аэродинамических трубах. Это вызывает необходимость разработки надежных методов оценки аэродинамических характеристик крыльев разной формы в плане с энергетическими системами.

Существующие подходы по исследованию аэродинамических характеристик системы «винт+мотогондола+крыло» не учитывают наличия горячей струи из выходного устройства двигателя. Анализ газодинамической картины течения с подводом тепла вблизи внешней поверхности ЛА показывает, что наличие струи с высокой температурой существенно образом изменяет параметрическую картину течения [4]. Поэтому в процессе дальнейших исследований возникает необходимость детального рассмотрения особенностей размещения СУ с двигателем на элементах планера транспортного самолета.

Литература

1. Анипко О.Б. К вопросу о рациональном диапазоне параметров авиационной силовой установки / О.Б. Анипко, В.В. Логинов, В.В. Зубарев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2007. – № 1 (48). – С. 34-41.
2. Анипко О.Б. Оценка технического совершенства и рыночной привлекательности объекта авиационной техники по степени рациональности / О.Б. Анипко, В.В. Логинов // Інтегровані технології та енергозбереження. – Х.: НТУ «ХПІ», 2006. – № 2. – С. 140-147.
3. Литвак Б.Г. Экспертная информация: методы получения и анализа / Б.Г. Литвак. – М.: Радио и связь, 1982. – 184 с.
4. Анипко О.Б. Анализ рабочего процесса в области среза выходного устройства двигателя, расположенного под крылом самолета / О.Б. Анипко, В.В. Логинов // Інтегровані технології та енергозбереження. – Х.: НТУ «ХПІ», 2008. – № 2. – С. 37-50.

Поступила в редакцию 12.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., начальник кафедры С.А. Калкаманов, Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков, Украина.

**ФОРМУВАННЯ ПЕРСПЕКТИВНИХ ВИМОГ ДО ПАРАМЕТРИЧНОГО ОБРИСУ
СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА***В.В. Логінов, Є.Ю. Іленко*

В статті розглянуто підхід до оцінки технічної досконалості двигуна силової установки ЛА, що розробляється, заснований на застосуванні методу вагових коефіцієнтів. Порівняння всіх показників і характеристик проводиться на основі використання показника технічної досконалості, який характеризує зразок, що розробляється, відносно існуючих аналогів. Показана істотна перевага двигуна Д-27 перед іншими двигунами по багатьом характеристикам, а також внески параметрів в показник технічної досконалості. Визначені шляхи подальших досліджень.

Ключові слова: силова установка, інтеграція, коефіцієнт вагомості, показник технічної досконалості, метод порівняння.

**FORMING OF PERSPECTIVE REQUIREMENTS TO THE PARAMETRIC LOOK
OF POWER-PLANT OF CARGO AIRPLANE***V.V. Loginov, E.Y. Ilenko*

In the article the approach to estimation of technical perfection of the developed engine of the vehicle power-plant is considered, based on application of method of gravimetric coefficients. A comparison of all indexes and characteristics is made on the basis of the use of index of technical perfection, which characterizes the developed standard in relation to existent analogues. Substantial advantage of the engine D-27 before other engines by many characteristics is shown, and also contributions of parameters to the index of technical perfection. The ways of further researches are definite.

Key words: power-plant, integration, gravimetric coefficient, index of technical perfection, method of comparison.

Логінов Васильй Васильевич – д-р техн. наук, старший научный сотрудник, доцент кафедры конструкции и прочности летательных аппаратов и двигателей Харьковского университета Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков, Украина, e-mail: astravek@mail.ru.

Іленко Евгений Юрьевич – канд. техн. наук, доцент кафедры аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов Харьковского университета Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков, Украина, e-mail: yevgeny-ilenko@mail.ru.

УДК 629.7.036.3.001

В.А. ГРИГОРЬЕВ, В.М. РАДЬКО, Д.С. КАЛАБУХОВ

Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С.П. Королёва (национальный исследовательский университет), Самара, Россия

АППРОКСИМАЦИОННЫЕ МОДЕЛИ КРИТЕРИЕВ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ МНОГОЦЕЛЕВОГО ВЕРТОЛЕТА

Рассмотрена одна из проблем начального проектирования малоразмерных газотурбинных двигателей со свободной турбиной (МГТД СТ) для многоцелевых вертолетов – методы формирования математических моделей критериев оценки эффективности МГТД СТ. Показаны недостатки существующих методов формирования математических моделей. С помощью аппроксимации методом наименьших квадратов исходных данных, полученных при выполнении вычислительного эксперимента, получены регрессионные модели основных критериев оценки эффективности многоцелевых вертолетов, выполняющих пассажирские и транспортные работы. Эти модели показали свою эффективность при оптимизации параметров МГТД СТ в системе вертолета и при определении границ локальных областей рациональных значений параметров рабочего процесса.

Ключевые слова: малоразмерные двигатели, вертолет, аппроксимация, регрессионная модель, расчетный эксперимент, критерии оценки эффективности, экстремум.

Введение

Значительная часть вертолетных ГТД со свободной турбиной относится к малоразмерным двигателям (МГТД СТ). Для МГТД СТ характерно, с одной стороны, разнообразие типов конструктивных решений (различные способы вывода вала, осевые и центробежные компрессоры, разнообразные типы камер сгорания, осевые и радиально-осевые турбины, наличие или отсутствие редуктора и т.д.), а с другой стороны – ограниченные возможности повышения эффективности за счет совершенствования рабочего процесса, так как повышение значений параметров рабочего процесса π_k^* и T_g^* затрудняют пониженные значения КПД узлов из-за уменьшения размеров элементов проточной части. Учет этих принципиальных особенностей МГТД СТ имеет особое значение при начальном проектировании [1].

Исследования проблем начального проектирования МГТД СТ с использованием САПР ведутся достаточно давно и к настоящему времени достигнуты существенные результаты, которые были внедрены в практику проектирования отечественных двигателестроительных конструкторских бюро страны. Однако еще не все вопросы этих проблем решены.

Проблемы выбора критериев оценки эффективности, идентификация модели, повышение точности расчетов по модели – решаются проектировщиками на начальном этапе. Применение тех или

иных методов решения этих проблем зависит от особенностей поставленной им задачи, технических возможностей, а также ограничений по срокам выполнения задания.

Инженерные вычисления являются основным способом снижения затрат на проектирование новой продукции, поскольку позволяют сократить длительные испытания на натурных образцах при доводке конструкции. Существующие математические методы оптимизации позволяют расчетным путем найти наиболее эффективное сочетание параметров изделия прежде, чем начинать изготовление опытных экземпляров. Особенно продуктивным оказывается применение многокритериальной оптимизации. Однако ее использование ведет к значительному увеличению числа выполняемых расчетов. Очень часто связи между целевыми функциями и независимыми переменными описываются системами нелинейных уравнений.

Для решения задачи формирования облика рабочего процесса при начальном проектировании МГТД СТ в настоящее время применяют системный подход для оценки эффективности системы ДВИГАТЕЛЬ-ВЕРТОЛЕТ. Исходные математические модели данной системы носят алгоритмический характер, что не позволяет получить аналитические выражения, непосредственно связывающие оптимизируемые параметры, внутренние и внешние исходные данные и целевые функции [1]. Из-за большой трудоемкости проведения расчетов по этим моделям

прямо использовать их для нахождения оптимумов практически невозможно, так как применение методов прямого поиска для оптимизации требует несколько сот обращений к исходной системе моделей, что при существующем быстродействии современных ЭВМ не позволяет найти решение за приемлемое время.

Васильевым Г.В. впервые было предложено использование методов теории планирования эксперимента и регрессионного анализа для получения моделей целевых функций авиационных ГТД, позволяющих существенно сократить объем вычислений [1]. Применительно к МГТД СТ Ивановым А.Б. в 1990 г. были разработаны регрессионные модели для удельного расхода топлива $C_{е\text{кр}}$ и массы двигателя $M_{дв}$, справедливые в диапазоне $\pi_k^* = 5...15$ и $T_{г}^* = 1150...1650$ К при величинах потерь в проточной части и КПД узлов, соответствующих современному на тот момент уровню [2]. Техно-экономические критерии оценки эффективности вертолета выражаются через параметры варианта вертолета (различные статистические коэффициенты массовых и технико-экономических характеристик, режим и профиль полета). С помощью этих моделей можно оценить устойчивость оптимальных значений π_k^* и $T_{г}^*$ к влиянию неопределенности исходной проектной информации без трудоемких расчетов, связанных с согласованием МГТД и вертолета по исходной модели.

К настоящему времени появились МГТД СТ четвертого поколения, а в перспективе создание МГТД СТ пятого поколения, характеризующиеся высокими значениями параметров π_k^* и $T_{г}^*$ и значительно улучшенными удельными показателями двигателя. Однако эффективность системы ДВИГАТЕЛЬ-ВЕРТОЛЕТ с такими ГТД еще недостаточно обоснована, для ее оценки требуется создание новых математических моделей критериев, учитывающих влияние малоразмерности и неопределенности проектной информации (многокритериальность задачи, неполная определенность исходных данных, предпосылки, допущения и погрешности методик расчета и др.).

Аппроксимация зависимостей критериев оценки эффективности от оптимизируемых параметров методом наименьших квадратов

Существующие методы формирования математических моделей критериев оценки эффективности МГТД СТ отличаются громоздкостью выражений и высокой трудоемкостью проведения оптимизационных расчетов по ним, затрудняющие автоматизацию последних. Целесообразным путем является создание регрессионных аналитических зависимостей

технико-экономических и массовых критериев от оптимизируемых параметров рабочего процесса π_k^* и $T_{г}^*$ с помощью аппроксимации исходных данных. Эти данные представляют собой величины критериев, полученные расчетным путем по исходным алгоритмическим моделям системы ДВИГАТЕЛЬ-ВЕРТОЛЕТ, которые включают в себя многочисленные параметры, значения которых принимаются на основе статистической информации по выполненным МГТД СТ и вертолетам. Они носят неопределенный характер, поэтому значения величин исходных данных, соответствующих определенному сочетанию значений π_k^* и $T_{г}^*$ являются усредненными.

Поскольку зависимости критериев оценки эффективности от параметров рабочего процесса имеют вид близкий к квадратичному [3], в качестве аппроксимирующей поверхности была выбрана модель второго порядка, которая представляет собой эллиптический параболоид. Для решения поставленной задачи аппроксимации был выбран метод наименьших квадратов (МНК), что обусловлено простотой его реализации с одной стороны и достоверностью приближения функций с другой. Привлечение так называемых робастных методов оценивания результатов расчетного эксперимента позволяют свести к минимуму влияние грубых ошибок эксперимента на адекватность модели.

Моделируемая по МНК функция, регрессионная модель, в нашем случае имеет вид:

$$z = ax_1^2 + bx_2^2 + cx_1x_2 + dx_1 + ex_2 + f, \quad (1)$$

где x_1 – независимая переменная, соответствующая степени повышения давления π_k^* ; x_2 – независимая переменная, соответствующая температуре газов за камерой сгорания $T_{г}^*$; Y – зависимая переменная или переменная отклика (функция отклика), соответствующая критерию оценки эффективности; a, b, c, d, e, f – коэффициенты модели, подлежащие определению с помощью МНК.

Находя частные производные от функции (1), определяют её минимум (максимум) и соответствующие ему величины x и y :

$$\begin{cases} z'_{x_1} = 2ax_1 + cx_2 + d = 0; \\ z'_{x_2} = 2bx_2 + cx_1 + e = 0. \end{cases} \quad (2)$$

В данной работе для оценки эффективности МГТД СТ в системе ДВИГАТЕЛЬ-ВЕРТОЛЕТ был использован комплекс технико-экономических и массовых критериев, соответствующих выполнению вертолетом пассажирских и транспортных операций [1]:

M_0 – взлетная масса вертолета, кг;

$S_{ж\text{дв}}$ – стоимость жизненного цикла двигателя, млн. руб;

$M_{\text{СУ+Т}}$ – масса силовой установки и топлива на вертолете, кг;

$C_{\text{Т-км}}$ – удельные затраты топлива на 1 т·км, кг/(т·км)

$a_{\text{пр ОКР}}$ – приведенные затраты на 1 т·км с учетом стоимости ОКР по вертолету и двигателю, руб/(т·км);

$S_{\text{Ж В}}$ – стоимость жизненного цикла вертолёта, млн.руб;

$S_{\text{ОКР}}$ – затраты на опытно-конструкторские работы по разработке двигателя, руб.

A – стоимость летного часа эксплуатации, руб/ч;

a – себестоимость перевозок, руб/(т·км);

В исходных алгоритмических моделях перечисленные критерии зависят от удельного крейсерского топливного расхода $C_{\text{е кр}}$, кг/(кВт·ч) и массы двигателя $M_{\text{дв}}$, кг. Поэтому для сравнения значений оптимальных величин $\pi_{\text{к}}^*$ и $T_{\text{г}}^*$ по выходным данным двигателя и критериям оценки эффективности необходимо составить модели типа (1) для $C_{\text{е кр}}$ и $M_{\text{дв}}$.

Ниже представлены математические модели перечисленных критериев и результаты вычислений по этим моделям.

Результаты расчетного эксперимента по математическим моделям критериев оценки эффективности

При выполнении вычислительного эксперимента параметр $\pi_{\text{к}}^*$ варьировался в характерном для МГТД диапазоне значений 8...24 с шагом варьирования $\Delta\pi_{\text{к}}^* = 4$, а $T_{\text{г}}^*$ варьировалась в диапазоне значений 1200...1800 К (нижняя граница обусловлена недопустимостью высоких значений $C_{\text{е кр}}$, а верхняя – максимально допустимыми температурами нагрева лопаток турбины МГТД, сопоставимыми с эффективностью охлаждения на текущий момент) с шагом варьирования $\Delta T_{\text{г}}^* = 200$ К. Таким образом, комбинации всех уровней варьирования значений этих параметров в эксперименте можно реализовать при числе опытов $n = 20$.

Регрессионные выражения для выходных данных и критериев оценки эффективности МГТД СТ имеют следующий вид:

$$M_{\text{дв}} = Y_1 = -0,01933x_1x_2 + 0,00054x_2^2 + 27,01089x_1 - 1,52576x_2 + 1142,181; \quad (3)$$

$$C_{\text{е кр}} = Y_2 = 0,00043x_1^2 - 0,005733x_1 + 0,0007x_2 + 0,93498; \quad (4)$$

$$M_0 = Y_3 = 5,3031x_1^2 - 0,19559x_1x_2 + 0,005984x_2^2 + 187,7179x_1 - 17,03407x_2 + 18752,83; \quad (5)$$

$$S_{\text{Ж ДВ}} = Y_4 = 333,3705x_1^2 - 9,64625x_1x_2 + 0,30888x_2^2 - 881,415x_2 + 806560; \quad (6)$$

$$M_{\text{СУ+Т}} = Y_5 = 3,17493x_1^2 - 0,11825x_1x_2 + 0,00362x_2^2 +$$

$$+114,3853x_1 - 10,31844x_2 + 8816,397; \quad (7)$$

$$C_{\text{Т-км}} = Y_6 = 0,00133x_1^2 - 0,00003x_1x_2 - 0,00314x_2 + 3,02155; \quad (8)$$

$$a_{\text{пр ОКР}} = Y_7 = 0,25422x_1^2 - 0,00919x_1x_2 + 0,00028x_2^2 + 8,64104x_1 - 0,79657x_2 + 791,4785; \quad (9)$$

$$S_{\text{Ж В}} = Y_8 = 0,7863x_1^2 - 0,02553x_1x_2 + 0,0008x_2^2 - 2,27356x_2 + 2210,602; \quad (10)$$

$$N_{\text{е вкл}} = Y_9 = 0,6212x_1^2 - 0,024855x_1x_2 + 0,00075x_2^2 + 25,77563x_1 - 2,14169x_2 + 2373,048; \quad (11)$$

$$A = Y_{10} = 42,53348x_1^2 - 1,379125x_1x_2 + 0,043363x_2^2 - 123,5705x_2 + 124210; \quad (12)$$

$$a = Y_{11} = 0,12598x_1^2 - 0,00409x_1x_2 + 0,00013x_2^2 - 0,36591x_2 + 367,8324; \quad (13)$$

$$S_{\text{ОКР}} = Y_{12} = 0,06338x_1^2 - 0,00264x_1x_2 + 0,00009x_2^2 + 2,9992x_1 - 0,2642x_2 + 235,2066. \quad (14)$$

Оценка адекватности данных моделей производилась с помощью множественного коэффициента детерминации R^2 , показывающего какая доля дисперсии функции отклика объясняется влиянием независимых переменных. Для моделей (3) – (14) величина $R^2 = 0,91 \dots 0,94$, что говорит о достаточно сильной корреляции между независимыми переменными и откликами.

Оценка статистической значимости коэффициентов моделей проводилась с помощью критерия r на уровне значимости $\alpha = 0,05$. Если при оценке значимости какого-либо коэффициента $r < 0,05$, то гипотеза о его значимости отвергается, и он принимается равным нулю.

Робастное оценивание остатков (т.е. погрешность вычисления значений функции отклика по модели относительно исходных ее значений) в пакете STATISTICA показало, что остатки независимы, а закон их распределения близок к нормальному с нулевым средним, т.е. модели адекватно описывают искомые зависимости.

Важным показателем качества регрессионной модели является средняя ошибка аппроксимации, которая определяется по формуле

$$A_{\text{апр}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left| \frac{Y_{\text{исх}} - Y_{\text{мод}}}{Y_{\text{исх}}} \right| \cdot 100\%, \quad (15)$$

где $Y_{\text{исх}}$ и $Y_{\text{мод}}$ – соответственно исходные и рассчитанные по модели значения функции j -го критерия оценки эффективности. Величина $A_{\text{апр}}$ не должна превышать значения 8...10%, в противном случае регрессионная модель считается подобранной неверно. Сформированные полиномиальные критерияльные модели имеют значения $A_{\text{апр}} = 1,1 \dots 4,8\%$ за исключением модели для критерия $M_{\text{дв}}$, у которой $A_{\text{апр}} = 9,1$. Поэтому было принято решение заменить полиномиальную модель логарифмической следующего вида:

$$\ln Y_1 = 0,0619x_1 + 0,006x_2 - 10,768 \cdot \ln x_2 + 74,1544. \quad (16)$$

Модель (16) имеет $A_{\text{appr}} = 5,8\%$ и $R^2 = 0,9608$, т.е. удовлетворяет требованиям адекватности.

Регрессионные модели справедливы только для выделенных диапазонов параметров рабочего процесса.

После определения частных производных по уравнениям функций отклика (3) – (14) и (15) можно найти значения независимых переменных, в которых функции имеет минимум (максимум), а затем вычислить минимальное (максимальное) значение функции. Экстремальные значения параметров и критериев оценки эффективности и соответствующие им оптимальные значения параметров сведены в табл. 1. Из нее следует, что оптимальные значения π_k^* для параметров $C_{\text{е кр}}$ и $M_{\text{дв}}$ являются соответственно максимальными и минимальными, а оптимальные $T_{\text{г}}^*$ – максимальными по отношению к критериям оценки эффективности, что свидетельствует об адекватности описания истинного характера влияния параметров рабочего процесса на величины критериев

Таблица 1
Экстремальные значения параметров и критериев оценки эффективности и соответствующие им оптимальные значения параметров

Критерий оценки эффективности		$\pi_{\text{к opt}}^*$	$T_{\text{г opt}}^*, \text{ К}$
$M_{\text{дв min}}, \text{ кг}$	114,206	8	1794,67
$C_{\text{е кр min}}, \text{ кг/(кВт} \cdot \text{ч)}$	0,30392	16,538	1658,037
$M_{\text{о min}}, \text{ кг}$	6075,963	12,235	1623,253
$S_{\text{ж дв min}}, \text{ млн. руб}$	127,809	13,911	1644,048
$M_{\text{су+т min}}, \text{ кг}$	1144,887	12,194	1622,139
$C_{\text{т-км min}}, \text{ кг/(т} \cdot \text{км)}$	0,529	14,991	1650,927
$a_{\text{пр ОКР min}}, \text{ руб/(т} \cdot \text{км)}$	197,706	12,384	1625,17
$S_{\text{ж в min}}, \text{ млн. руб}$	489,386	13,237	1636,096
$A, \text{ руб/ч}$	30597,04	13,293	1636,24
$a, \text{ руб/(т} \cdot \text{км)}$	90,664	13,292	1636,31
$S_{\text{ОКР}}, \text{ млн. руб}$	42,367	8,784	1559,42

В целом, результаты анализа табл. 1 показывают, что принимать проектные значения $\pi_k^* > 15$ и $T_{\text{г}}^* < 1550 \text{ К}$ не рационально. Поэтому создание МГТД СТ нового поколения обосновано с точки зрения повышения эффективности системы ДВИГАТЕЛЬ-ВЕРТОЛЕТ. При этом нет необходимости принимать значения π_k^* и $T_{\text{г}}^*$, соответствующих конструктивно-технологическим ограничениям на теку-

щий момент ($\pi_k^* = 24$, $T_{\text{г}}^* = 1800 \text{ К}$). Однако определение только теоретических оптимумов недостаточно при решении задачи начального проектирования, т.к. даже незначительные отступления от них могут давать существенные схемные, компоновочные, технологические, эксплуатационные и другие преимущества [3]. Поэтому интерес представляет определение областей рациональных значений параметров в окрестностях экстремумов критериев оценки эффективности, ограниченных величиной допустимого отклонения $\Delta y_j\%$ от экстремальных значений критериев. Графически такая область ограничивается изолиниями – сечениями плоскостью $Y_j = \text{const}$ соответствующих поверхностей $Y_j = f(x_1, x_2)$.

На рис. 1 показаны аппроксимационные зависимости некоторых критериев от π_k^* и $T_{\text{г}}^*$ с нанесенными на них изолиниями и проекциями последних на плоскость $\pi_k^* - 0 - T_{\text{г}}^*$.

При одинаковой для различных критериев величине Δy_j площади областей рациональных значений (эти области выделены одним цветом) могут существенно отличаться, что вызвано разным уровнем пологости соответствующих поверхностей в окрестности экстремума. При решении задачи оптимизации обычно исследуются области, ограниченные плоскостью, отстоящей от экстремума на величину $\Delta y_j = 1 \dots 3\%$.

Заключение

В данной работе показано, что методы решения задачи многокритериальной оптимизации, основанные на использовании существующих полуэмпирических математических моделей критериев оценки эффективности МГТД СТ, полученных с помощью корреляционно-регрессионного анализа предполагают весьма высокую трудоемкость расчетов. Для сокращения трудоемкости таких расчетов авторы предложили применять более простые регрессионные (как правило, полиномиальные) модели основных критериев оценки эффективности, которые были получены ими при аппроксимации МНК начального проектирования МГТД СТ формулам.

Результаты расчетного эксперимента в дальнейшем могут применяться при определении зон компромиссных значений параметров π_k^* и $T_{\text{г}}^*$, образованных пересечением областей их рациональных значений по комплексу критериев оценки эффективности МГТД СТ.

Литература

1. Вертолетные газотурбинные двигатели / Под общ. ред. Б.А. Пономарева, В.А. Григорьева. – М.: Машиностроение, 2007. – 490 с.

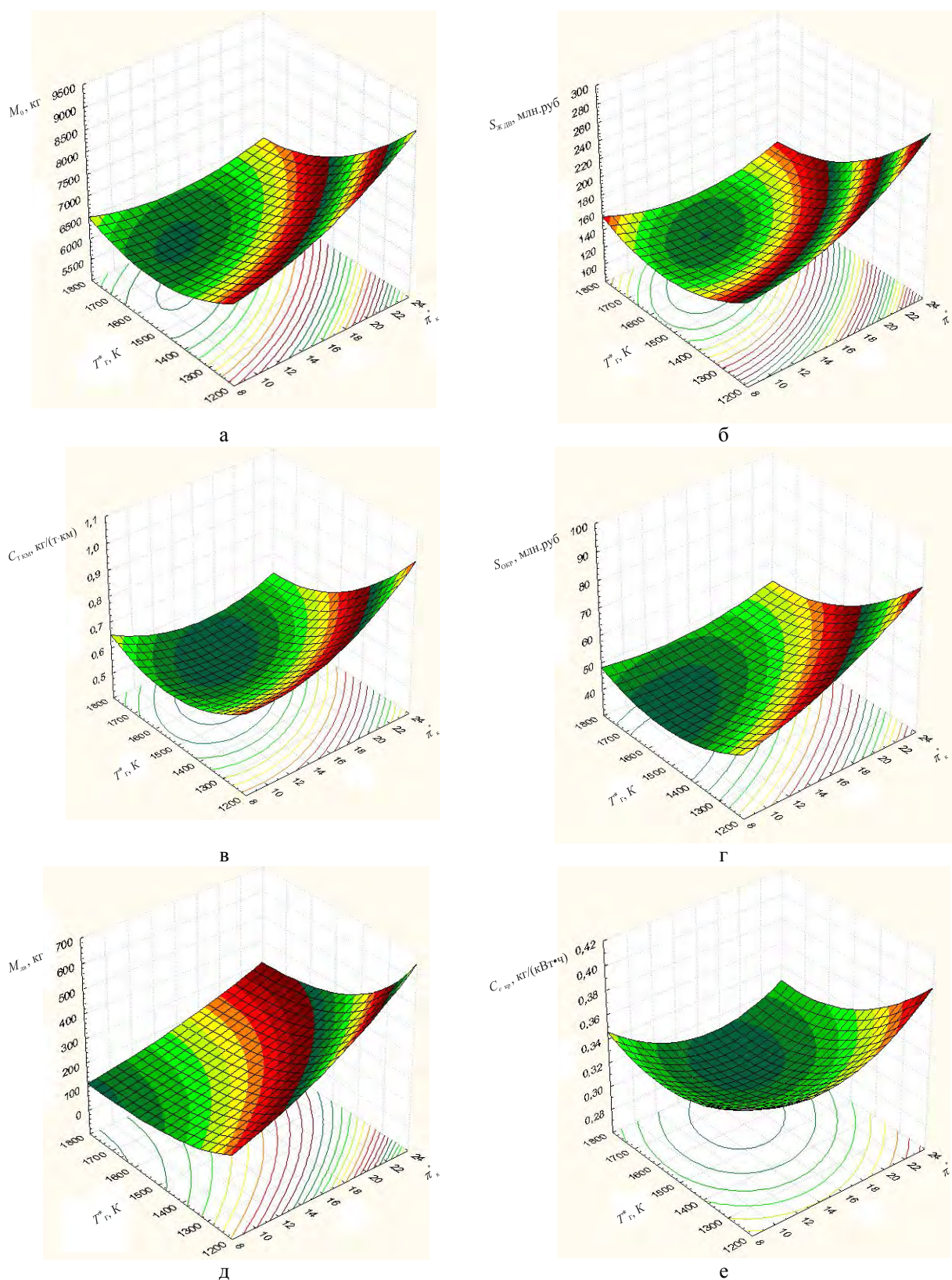


Рис. 1. Аппроксимационные зависимости критериев оценки эффективности МГТД СТ от параметров рабочего процесса для критериев:
а – M_0 ; б – $S_{\text{ж.дв}}$; в – $C_{\text{уд.кр}}$; г – $N_{\text{е.уд}}$; д – $M_{\text{дв}}$; е – $S_{\text{окр}}$

2. Иванов А.Б. *Оптимальное согласование параметров вертолетов и двигателей в подсистеме «Аппарат» САПР малоразмерных ГТД* / А.Б. Иванов, В.А. Григорьев // *Труды вторых науч. чтений,*

посвященных памяти акад. Б.Н. Юрьева. – М.: ИИ-ЕТАН СССР, 1988. – С. 38-47.

3. Маслов В.Г. *Теория выбора оптимальных параметров ГТД: монография* / В.Г. Маслов. – М.: Машиностроение, 1981. – 123 с.

Поступила в редакцию 23.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, зам. главного конструктора А.А. Маркин, ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», Самара, Россия.

АПРОКСИМАЦІЙНІ МОДЕЛІ КРИТЕРІЇВ ОЦІНКИ ЕФЕКТИВНОСТІ МАЛОРОЗМІРНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА ДЛЯ БАГАТОЦІЛЬОВОГО ВЕРТОЛЬОТА

В.О. Григорьев, В.М. Радько, Д.С. Калабухов

Розглянуто одна з проблем початкового проектування малорозмірних газотурбінних двигунів з вільною турбіною (МГТД ВТ) для багатоцільових вертольотів – методи формування математичних моделей критеріїв оцінки ефективності МГТД ВТ. Показано недоліки існуючих методів формування математичних моделей. За допомогою апроксимації методом найменших квадратів вихідних даних, отриманих при виконанні обчислювального експерименту, отримані регресійні моделі основних критеріїв оцінки ефективності багатоцільових вертольотів, що виконують пасажирські та транспортні роботи. Ці моделі показали свою ефективність при оптимізації параметрів МГТД СТ в системі вертольота і при визначенні меж локальних областей раціональних значень параметрів робочого процесу.

Ключові слова: малорозмірні двигуни, вертоліт, апроксимація, регресійна модель, розрахунковий експеримент, критерії оцінки ефективності, екстремум

APPROXIMATION MODELS OF CRITERIA FOR EVALUATING SMALL GAS TURBINE EFFICIENCY FOR MULTIPURPOSE HELICOPTER

V.A. Grigoriev, V.M. Rad'ko, D.S. Kalabuhov

The one is initial design problems of small gas turbine engine with free turbine (SGTE FT) for multi-purpose helicopters – forming mathematical models of the criteria for evaluation SGTE FT are considered. The drawbacks of existing methods for the formation of mathematical models are shown. Using the approximation method of least squares original data obtained in the performance of you, the numeral of the experiment were developed regression models of the main criteria for evaluating the effectiveness of multi-purpose helicopters, carrying passengers and vehicles work. These models are shown to be effective in optimizing the parameters SGTE FT in the helicopter and in defining the boundaries of local rational values areas of the workflow parameters.

Key words: small-sized engines, helicopter, approximation, regression model, the calculated experiment, performance measures, the extremum

Григорьев Владимир Алексеевич – д-р техн. наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: va_grig@ssau.ru.

Радько Владислав Михайлович – канд. техн. наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: radko@ssau.ru.

Калабухов Дмитрий Сергеевич – аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, Россия, e-mail: stream_dk@mail.ru.

УДК 621.515

В.П. ПАРАФЕЙНИК, А.В. СМИРНОВ, И.Н. ТЕРТЫШНЫЙ, А.Н. НЕФЕДОВ

Публичное акционерное общество «Сумское НПО им. М.В. Фрунзе», Украина

АНАЛИЗ РЕЖИМОВ РАБОТЫ ГПА С ГАЗОТУРБИННЫМ ПРИВОДОМ
НА СТАДИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АГРЕГАТА

Проведен анализ влияния геометрии проточной части центробежного компрессора при заданной характеристике приводного газотурбинного двигателя газоперекачивающего агрегата газовой промышленности. Установлено, что при геометрических углах профиля лопаток рабочего колеса менее 32° обеспечивается совпадение проектного режима работы компрессора и оптимального режима работы агрегата, определяемого характеристиками двигателя и компрессора. Сформулированы требования к интегральной характеристике системы «компрессор-двигатель», обеспечивающей достижение оптимального режима работы агрегата.

Ключевые слова: компрессор, газотурбинный двигатель, агрегат, коэффициент полезного действия, режим работы.

Введение

На сегодняшний день для оценки энергетической эффективности агрегата, создаваемого на основе газотурбинного двигателя (ГТД) и центробежного компрессора (ЦК), применяется два показателя: эффективный коэффициент полезного действия (КПД) двигателя в составе агрегата и политропный КПД компрессора [1]. Однако для оценки газоперекачивающего агрегата (ГПА) как сложной энерготехнологической системы, в которой осуществляется двойное преобразование химической энергии топлива в потенциальную энергию давления транспортируемого газа, общепринятый интегральный показатель, учитывающий эффективность ГТД и ЦК, отсутствует.

Впервые понятие КПД агрегата с целью анализа энергетической эффективности газохолодильного агрегата в форме эксергетического КПД было представлено в работе [2]. Термодинамический анализ рабочих процессов блочно-комплектного газотранспортного оборудования (агрегатов и турбокомпрессорных установок), создаваемых на основе ГТД, с использованием эксергетического КПД в качестве интегрального критерия эффективности впервые был выполнен в работе [3]. В случае ГПА с однокорпусным ЦК и ГТД простого или регенеративного рабочего цикла, при отсутствии утилизации теплоты выхлопных газов с целью выработки пара, горячей воды, холода или электроэнергии, без учета затрат электроэнергии, составляющей при работе агрегата на магистраль менее 1% от мощности ГТП, целесообразно использовать понятие интегрального КПД агрегата в более простой форме $\eta_{\Sigma}^{\text{ГПА}} = \eta_e \cdot \eta_{\Pi}$, где

η_e – эффективный КПД привода в составе агрегата; η_{Π} – политропный КПД ЦК [4, 5]. Как известно [3, 5], показатель эффективности ГПА в таком виде не отвечает всем требованиям научно-методических основ термодинамического анализа и является до некоторой степени условным. Однако с использованием принятой зависимости можно анализировать эффективность ГПА, создаваемых, например, на базе ГТД и различных модификаций ЦК с одинаковыми конечными параметрами. Из анализа этой зависимости следует очевидный вывод о том, что интегральная энергоэффективность ГПА, а также диапазон эффективной работы агрегата прежде всего определяется эффективностью ГТД и ЦК.

Как известно, одной из особенностей характеристики турбокомпрессора $\eta_{\Pi} = f(N)$, как лопаточной машины, является наличие ярко выраженного оптимума, соответствующего его расчетной производительности. Зависимость $\eta_e = f(N)$ для ГТД имеет существенно иной характер (рис. 1, примечание: характеристика двигателя ДГ90Л2 представлена его разработчиком – Государственным предприятием НПКГ «Зоря»-«Машпроект» (г. Николаев)).

Основной материал

В настоящей работе на примере анализа эффективности агрегатов типа ГПА-Ц-16, укомплектованных двигателями различного типа мощностью 16 МВт и ЦК с различным типом ПЧ разработки ПАО «Сумское НПО им. М.В.Фрунзе» и кафедры КВХТ СПбГПУ (г. С.-Петербург, Россия) [6, 7], рассмотрен вопрос выбора наиболее целесообразных режимов

работы агрегата в зависимости от геометрических характеристик проточной части (ПЧ) ЦК (табл. 1).

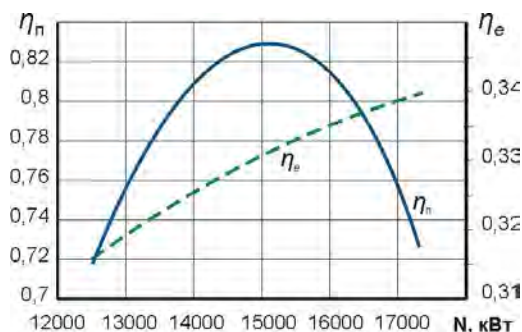


Рис. 1. Показатели эффективности компрессора НЦ-16/76-1,44 (ЦК-3) и ГТД ДГ90Л2 (ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект» при $n_p = 5100$ об/мин:
— политропный КПД ЦК; - - эффективный КПД ГТД в составе агрегата

Анализ влияния геометрических параметров

ПЧ, в частности, лопаточной решетки рабочего колеса (РК) на характеристику ЦК выполнен на базе ступеней с различными геометрическими углами профиля лопатки на выходе из РК ($\beta_{л2} = 22,5 \div 52^0$), а также различным типом диффузоров в ступенях сжатия. Определение необходимой геометрии ПЧ, позволяющей обеспечить соответствие газодинамических характеристик ЦК современным требованиям, и является основной задачей данного исследования. Эти требования, в основном, сводятся к следующему: форма зависимости потребляемой мощности ЦК от расхода должна быть такова, чтобы экстремум функции $N = f(\bar{V}_H)$ (где $\bar{V}_H$ — производительность ЦК по условиям на входе) соответствовал максимальному КПД компрессора и агрегата в целом, т.е. номинальной (расчетной) производительности ЦК при определенной характеристике эффективности ГТД [5, 8, 9].

Таблица 1

Основные геометрические характеристики ЦК агрегатов типа ГПА-Ц-16С

Геометрические характеристики	Модификации ЦК				
	ЦК-1	ЦК-2[6]	ЦК-3	ЦК-4[7]	ЦК-5[7]
Тип ПЧ ступеней	ЛД	БЛД	ЛД	БЛД	ЛД
Количество ступеней	2	2	2	1	1
D_2 , мм	835	835	835	940	940
b_2 , мм	62/55	—	62/55	36,7	36,7
$\beta_{л2}$, град	22,5	32,0	32,0	52,10	52,10
Z_{1-2}	11/11	—	15/15	18	18

Определяющее влияние на форму кривой $N = f(\bar{V}_H)$ оказывает крутизна напорной характеристики ступени. Для получения приближенных зависимостей $\varphi_{u2} = f(\varphi_{r2})$ при различных выходных углах лопаток РК ($\beta_{л2}$) в работе [8] была использована формула Стодолы $\varphi_{u2} = k_z - \varphi_{r2} \operatorname{ctg} \beta_2$. Очевидно, что наибольшей крутизной обладают характеристики ступеней с низконапорными РК (например, с $\beta_{л2} = 22,5^0$) и по мере увеличения углов $\beta_{л2}$ зависимости $\varphi_{u2} = f(\varphi_{r2})$ становятся все более пологими (рис. 2). Учитывая, что внутреннюю мощность РК приближенно можно считать прямо пропорциональной произведению коэффициентов напора и расхода, на рис. 3 представлены приближенные зависимости относительной мощности $\bar{N} = N / N_{n_{\max}}$ от φ_{r2} . Причем $\bar{N} = N_{n_{\max}}$ соответствует максимуму политропного КПД ступени.

Данные рис. 3 свидетельствуют о том, что экс-

тремум функции $\bar{N} = f(\varphi_{r2})$ точно соответствует $\bar{N} = 1,0$ только для низконапорных РК (в нашем случае при $\beta_{л2} = 22,5^0$). В действительности это могут быть РК с $\beta_{л2}$, примерно, в диапазоне $15 \div 25^0$, при которых с увеличением расхода по сравнению с номиналом не отмечается рост мощности. При более высоких углах $\beta_{л2}$ (до $30 \div 32^0$) рост относительной мощности может быть небольшим (менее 3 – 5%) (рис. 3). В тоже время углы $\beta_{л2} = 48^0$ и выше неизбежно приводят к значительному росту относительной мощности при увеличении расхода [8]. Характер изменения зависимостей $\bar{N} = f(\varphi_{r2})$ с учетом величины $\beta_{л2}$ связан, по-видимому, с различным влиянием степени реактивности РК на протекание рабочего процесса в ступени сжатия. В РК с большой степенью реактивности, преобразование большей части механической энергии, подводимой к данной ступени ЦК, в потенциальную энергию дав-

ления газа завершается, в основном, в РК, что и подтверждается характером кривой $\bar{N} = f(\varphi_{r_2})$ для $\beta_{л_2} = 22,5^\circ$ и, частично, 32° (рис. 3). В связи с этим можно предположить, что в агрегатах, использующих ЦК с низконапорными ступенями сжатия,

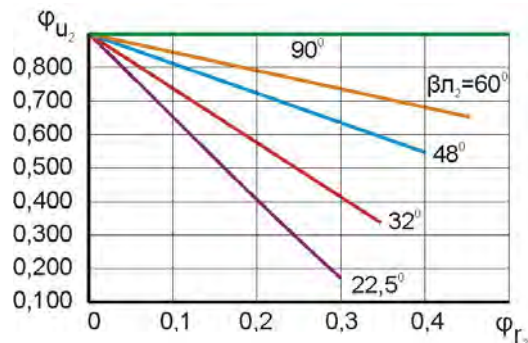


Рис. 2. Зависимость теоретического коэффициента напора от коэффициента расхода для различных типов РК

Приведенные выше результаты расчетно-теоретического анализа подтверждаются экспериментальными данными [8, 10]. На рис. 4 приведены характеристики вариантов модельных ступеней с лопаточными (ЛД) и безлопаточными диффузорами (БЛД) и низконапорными РК с цилиндрическими лопатками «насосного» типа ($\beta_{л_2} = 22,5^\circ$).

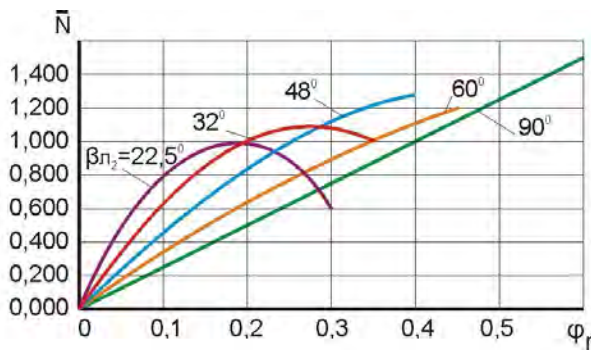
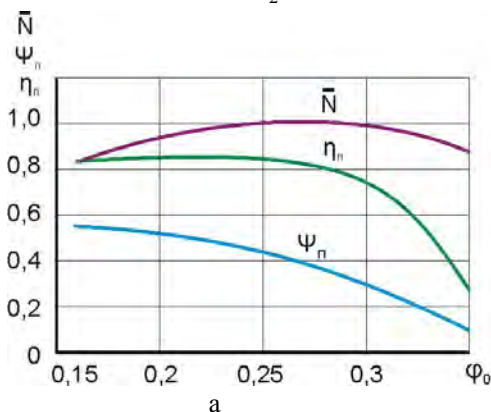


Рис. 3. Зависимость относительной внутренней мощности ступени ЦК от типа РК

Как видно из рисунка, форма кривых $\bar{N} = f(\varphi_0)$, полностью удовлетворяет требованиям, предъявляемым к ЦК, с точки зрения возможности достижения оптимального режима работы ступенями компрессора как с ЛД (рис. 4, а), так и с БЛД (рис. 4, б).

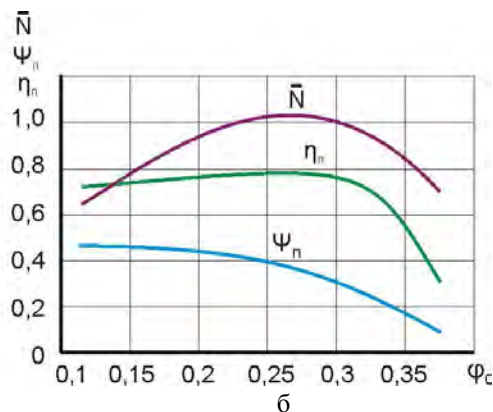


Рис. 4. Характеристики ступеней с низконапорными РК ($\beta_{л_2} = 22,5^\circ$): а – ЛД; $b_2/D_2 = 0,055$; $\alpha_3 = 15^\circ$; $b_3/b_2 = 1,25$; $D_4/D_2 = 1,37$; $M_{u_2} = 0,67$; б – БЛД; $b_2/D_2 = 0,075$; $b_3/b_2 = 1,0$; $D_4/D_2 = 1,554$; $M_{u_2} = 0,6$

При использовании РК большей напорности (например, РК с $\beta_{л_2} = 32^\circ$), имеется возможность приблизиться к выполнению требуемого условия, несмотря на то, что при использовании таких РК и ЛД ступень обладает неярко выраженным экстремумом функции $\bar{N} = f(\varphi_0)$ (рис. 5) по сравнению со ступенью, имеющей БЛД и РК с $\beta_{л_2} = 22,5^\circ$ (рис. 4, б).

В тоже время в ступенях ЦК, имеющих БЛД и

РК с углом $\beta_{л_2} = 48^\circ$, экстремум характеристики $\bar{N} = f(\varphi_0)$ отсутствует (рис. 6).

Таким образом, вышеприведенные результаты анализа с учетом характера зависимостей $\eta_{п_1}$, $\eta_e = f(N)$ (рис. 1) позволяют сделать вывод о том, что конструкция ПЧ компрессора, и прежде всего конструкция РК, будут оказывать определяющее влияние на достижение оптимальных режимов работы ГПА, создаваемого на основе ЦК и ГТД.

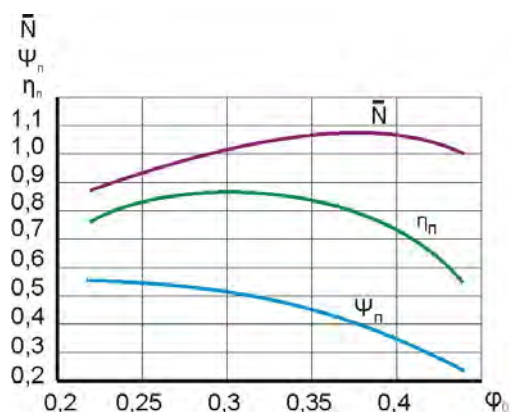


Рис. 5. Характеристики ступени сжатия с РК средней напорности:

$$\beta_{л2} = 32^0, \text{ ЛД, } b_2/D_2 = 0,078, \alpha_3 = 14^0, b_3/b_2 = 1,14, \\ D_4/D_2 = 1,4, M_{u2} = 0,6$$

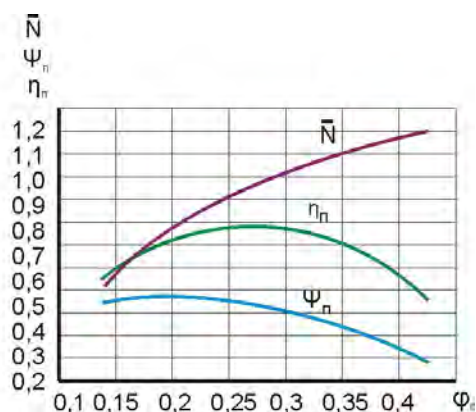


Рис 6. Характеристика ступени сжатия с РК, конструкция которой не обеспечивает оптимизацию параметров ЦК:

$$\beta_{л2} = 48^0, \text{ БЛД, } b_2/D_2 = 0,055, b_3/b_2 = 0,965, \\ D_4/D_2 = 1,54, M_{u2} = 0,5, M_{u2} = 0,6$$

Дальнейший анализ влияния компрессора на режимы работы агрегатов типа ГПА-Ц-16 производился с использованием характеристик ПЧ, основные геометрические характеристики которых представлены выше в табл. 1.

Компрессором ЦК-1 с РК, имеющим $\beta_{л2} = 22,5^0$, комплектовалась опытная партия агрегатов ГПА-Ц-

16/76-1,44 при его доводке. В связи с тем, что указанный агрегат создавался на основе двигателя НК-16СТ (НПО «Труд», г. Самара), для которого расчетное значение частоты вращения составляло 5200 об/мин, для дальнейшего анализа принят этот вариант ЦК с параметрами, полученными при указанном значении n_p (табл. 2).

Таблица 2

Параметры режимов работы различных модификаций ЦК и агрегатов типа ГПА-Ц-16С

	ЦК-1		ЦК-2		ЦК-3		ЦК-4		ЦК-5	
	Расч.	Опт.	Расч.	Опт.	Расч.	Опт.	Расч.	Опт.	Расч.	Опт.
N, кВт	14230	14230	16300	16300	15065	15800	14850	15720	12500	14300
n _p , об/мин	5100		5300		5100		5100		5100	
π _К	1,44						1,25			
M, кг/с	268	268	293	293	260	297	376	421	300	373
Рассогл. по N, %	0		0		4,6		5,5		12,7	
η _{II} , %	84,5	84,5	83,40	83,40	83,0	82,7	82,22	81,72	85,0	83,41
η _е , %	32,65	32,65	33,62	33,62	33,09	33,42	32,98	33,39	31,56	32,70
η _Σ ^{ГПА} , %	27,59	27,59	28,04	28,04	27,46	27,63	27,10	27,28	26,83	27,28
G _{Т.Г.} , кг/с	0,889	0,889	0,988	0,988	0,928	0,963	0,918	0,946	0,807	0,892
$\overline{G}_{Т.Г.}$	0,0033	0,0033	0,0034	0,0034	0,0036	0,0032	0,0024	0,0022	0,0027	0,0024
Рассогл. по $\overline{G}_{Т.Г.}$, %	0		0		9,5		8,2		11,1	

Компрессор ЦК-2 может быть создан на основе результатов НИР кафедры КВХТ С.-ПбГПУ. Характеристики такой ПЧ представлены в работе [6]. При использовании БЛД и в случае применения имеющегося корпуса компрессора его КПД соответствует показателям эффективности серийного образца компрессора НЦ-16/76-1,44. В тоже время ПЧ с БЛД обеспечивает высокую эффективность работы ЦК в более широком диапазоне режимов работы по срав-

нению с серийным образцом.

Проточная часть ЦК-3 применяется в серийном компрессоре НЦ-16/76-1,44, который получил широкое распространение при создании различных модификаций агрегатов типа ГПА-Ц-16, например, ГПУ-16/76-1,44, ГПА-Ц-16С/76-1,44, ГПА-Ц-16Л/76-1,44, а также была использована в качестве модельной ПЧ для компрессора агрегата типа ГПА-Ц-25 с двигателем НК-36СТ.

Проточные части компрессоров ЦК-4 и ЦК-5, на основе которых может быть создан агрегат типа ГПА-Ц-16С с одноступенчатым ЦК на конечное давление 7,45 МПа и $\pi_k = 1,25$ при $n_p = 5100$ об/мин, приняты для анализа на основе результатов исследований кафедры компрессоростроения ЛПИ им. М.И.Калинина [7]. Безразмерные характеристики $\eta_{пол} = f(\Phi_0)$ этих ПЧ представлены на рис. 7.

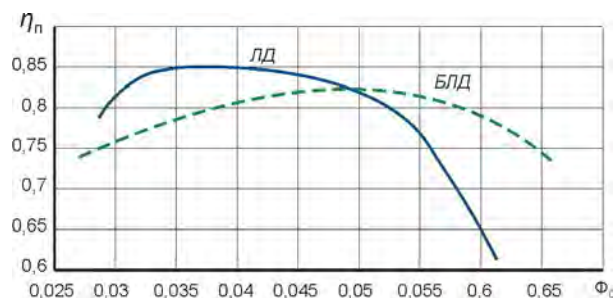


Рис. 7. Безразмерные характеристики ПЧ компрессоров типа ЦК-4 (---) и ЦК-5 (—) разработки кафедры КВХТ СПбГПУ (ЛПИ им. М.И.Калинина)

Как видно из рисунка, указанные ПЧ имеют высокую эффективность, а их использование для анализа интегральных характеристик ГПА представляет значительный интерес, так как выбранные ступени отличаются только схемой диффузоров. Геометрические размеры всех остальных элементов обоих ПЧ были приняты идентичными. Таким образом, для дальнейшего анализа интегральных характеристик и режимов работы ГПА было отобрано пять вариантов ПЧ с ЛД и БЛД, а диапазон изменения углов $\beta_{л2}$ в РК ступеней сжатия ЦК составил $22,5^\circ \div 52,1^\circ$. Это предоставило возможность детально проанализировать влияние геометрии ПЧ компрессора и, в частности, конструкции РК и схем диффузоров на характеристики совместной работы ЦК и ГТП в составе ГПА. Наиболее существенные показатели работы исследуемых ЦК в составе агрегатов типа ГПА-Ц-16 с двигателем ДГ90Л2 представлены в таблице 2, а результирующие графики зависимостей $\eta_n, \eta_{\Sigma}^{ГПА} = f(N)$ на рис. 8 и 9.

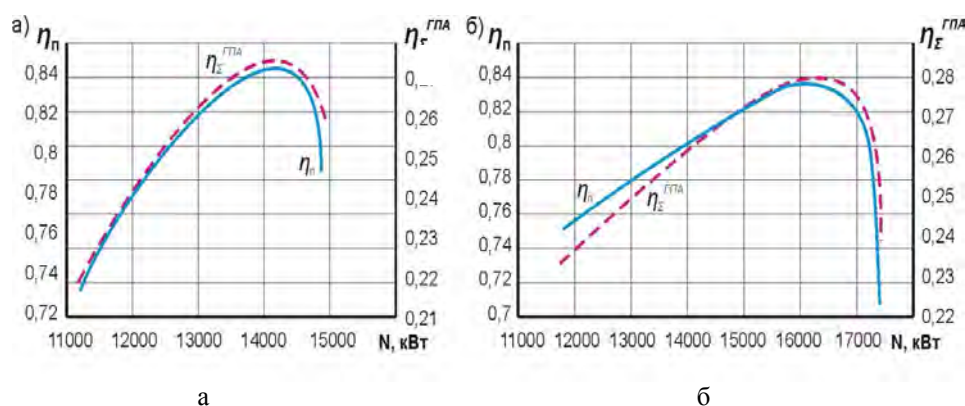


Рис. 8. Показатели эффективности компрессоров и агрегатов типа ГПА-Ц-16С (— политропный КПД ЦК, --- интегральный КПД ГПА):
а — ЦК-1, $n_p = 5100$ об/мин, $\pi_k = 1,44$; б — ЦК-2, $n_p = 5300$ об/мин, $\pi_k = 1,44$

Анализируя параметры режимов работы компрессоров и агрегатов представленные в табл. 2, следует отметить, что наиболее характерной особенностью режимов работы ГПА и ЦК с различной геометрией ПЧ является то, что применение РК «компрессорного» типа ($\beta_{л2} > 32^\circ$) приводит к рассогласованию оптимальных режимов работы компрессора и агрегата. Это связано, как будет показано ниже, с тем фактом, что оптимальные режимы работы ГПА по величине интегрального КПД ($\eta_{\Sigma}^{ГПА}$) в случае применения ступеней ЦК большей напорности достигаются при более высокой мощности ГТП по сравнению с расчетным режимом. Увеличение мощности влечет за собой повышение мас-

совой производительности компрессора и расхода топливного газа в ГТД. При этом для достижения оптимального режима работы ГПА требуется форсирование работы двигателя. Следовательно, при проектировании ЦК под существующий ГТД или выборе основных характеристик вновь разрабатываемого двигателя под ГПА определенного назначения следует осуществлять согласование характеристик и анализ режимов работы обеих турбомашин (ЦК и ГТД) в составе ГПА с учетом режимов его работы в составе конкретной КС. В случае ГПА с ЦК-1, имеющего ПЧ с ЛД и РК с $\beta_{л2} = 22,5^\circ$, режимы работы, соответствующие $(\eta_n)_{max}$ и $(\eta_{\Sigma}^{ГПА})_{max}$, совпадают с расчетной мощностью

ГТД и, соответственно, по значению массовой производительности ЦК (табл. 2, рис. 8, а). Совпадение оптимального и расчетного режимов работы ГПА наблюдается и для агрегата, укомплектованного ЦК-2 с ПЧ, спроектированной кафедрой КВХТ СПбГТУ [6] для модернизации ЦК агрегата ГПА-Ц-16/76-1,44 оснащенного БЛД (табл. 2, рис. 8, б). Следует отметить, что характеристики эффективности работы ЦК-2 и соответствующего ГПА представлены для $n_p = 5300$ об/мин. В связи с этим верхний уровень потребляемой мощности для компрессора превышает мощность ГТП для стандартных атмосферных условий, а уровень $(\eta_{\Sigma}^{\text{ГПА}})_{\max}$ для агрегата с ЦК-2 несколько выше по сравнению с агрегатом, укомплектованным ЦК-1. Это не должно оказывать влияния на результаты анализа о влиянии ЦК на работу ГПА, так как в нашем случае величина критериев M_{u_2} и Re_{u_2} для ЦК-1 и ЦК-2 соответствует режимам автоматичности при работе компрессоров.

Для случая ГПА с ЦК-3 (РК с $\beta_{л_2} = 32^\circ$ и ЛД) совпадение проектного режима ЦК и оптимального режима работы ГПА не наблюдается (рис. 9, а). В частности, на рис. 9, а представлены результаты расчетного анализа величин $\eta_{\Sigma}^{\text{ГПА}}$ и η_{Π} , а выше в табл. 2 представлены другие режимные параметры компрессора и агрегата с ЦК-3 при $n_p = 5100$ об/мин. Как видно из представленных данных, оптимальный режим работы ГПА по величине $(\eta_{\Sigma}^{\text{ГПА}})_{\max} = 27,6\%$, а $(\eta_{\Pi})_{\max} = 82,7\%$ для компрессора соответствует $N = 15,8$ МВт. В тоже время для проектного режима ЦК при $(\eta_{\Pi})_{\max} \approx 83\%$ мощность равна $\sim 15,0$ МВт, т.е. рассогласование

составляет около 4,5% (табл. 2, рис. 9, а). Этот результат качественно совпадает с ранее полученными данными эксергетического анализа об оптимальных режимах работы агрегатов типа ГПА-Ц-6,3А, ГПА-Ц-16 и ГПА-Ц-25, которые оснащались компрессорами с ПЧ, имевшими РК с $\beta_{л_2} = 32^\circ$ и ЛД [3]. В случае применения в конструкции ступеней РК, имеющих $\beta_{л_2} > 32^\circ$, в частности, при $\beta_{л_2} = 52,1^\circ$, степень рассогласования проектного режима работы ЦК и оптимального режима работы ГПА увеличивается даже при использовании БЛД в конструкции ПЧ (табл. 2, рис. 9, б).

Как показывает расчетный анализ, величина рассогласования оптимальных режимов компрессора ЦК-4 (РК с $\beta_{л_2} = 52,1^\circ$, БЛД) и соответствующего ГПА составляет 5,5%. Для агрегата, оснащенного ЦК-5 (РК с $\beta_{л_2} = 52,1^\circ$, ЛД) рассогласование по уровню мощности составляет 7,4%. Увеличивается также рассогласование по массовому расходу ЦК (для ЦК-4 величина $\Delta M = 45,0$ кг/с, для ЦК-5 $\Delta M = 48,0$ кг/с). Следовательно, для обеспечения оптимального режима работы агрегата с ЦК-4 его мощность должна увеличиться на 0,87 МВт, а для ГПА с ЦК-5 на 1,20 МВт. Работа ГПА на таких режимах потребует большего расхода топливного газа. В связи с этим представляют интерес данные о соотношении затрат топлива ($G_{\text{Т.Г.}}$, кг/с) и количества транспортируемого газа (M , кг/с), как более универсального показателя эффективности ГПА при его эксплуатации. Так для агрегата, оснащенного компрессором типа ЦК-5, относительный расход топливного газа ($\bar{G}_{\text{Т.Г.}} = G_{\text{Т.Г.}} / M$) при работе ГПА с оптимальным КПД будет ниже по сравнению с расчетным режимом на 11,1% (табл. 2).

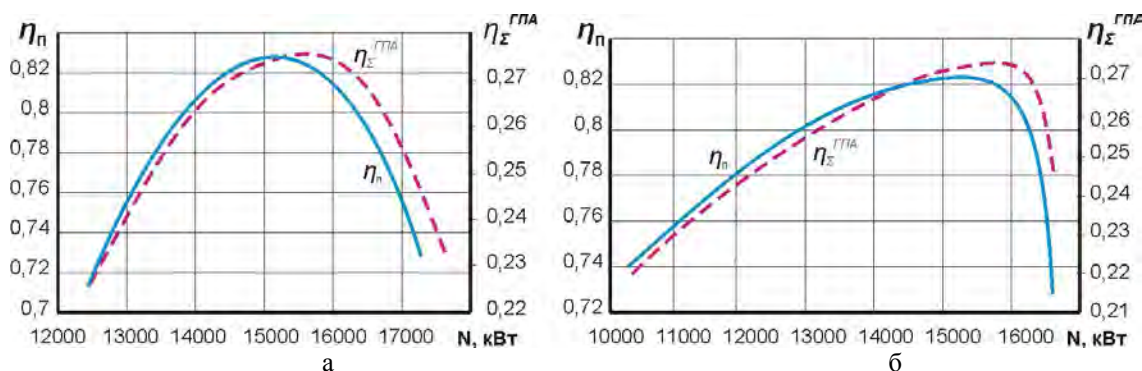


Рис. 9. Сопоставление КПД компрессора и интегрального КПД агрегата типа ГПА-Ц-16С (— политропный КПД ЦК, --- интегральный КПД ГПА):

а – ЦК-3, $n_p = 5100$ об/мин, $\pi_k = 1,44$; б – ЦК-4, $n_p = 5100$ об/мин, $\pi_k = 1,25$

Таким образом, на основании полученных данных можно заключить, что в случае применения ПЧ,

применяемых в ЦК-1 и ЦК-2, обеспечивается совпадение расчетного режима работы ЦК и оптимально-

го режима работы агрегата. В тоже время комплектация агрегатов компрессорами модификации ЦК-3 (РК с $\beta_{л2} = 32^0$ и ЛД), ЦК-4 (РК с $\beta_{л2} = 52,1^0$ и БЛД) и ЦК-5 (РК с $\beta_{л2} = 52,1^0$ и ЛД) сопровождается рассогласованием оптимальных режимов работы агрегатов и расчетных режимов работы компрессоров по значениям массовой производительности и, соответственно, по потребляемой мощности. Это означает, что для достижения оптимального режима работы агрегата необходимо иметь соответствующий запас мощности ГТД, а его эксплуатацию для обеспечения минимального расхода топлива целесообразно осуществлять при форсированных режимах работы ЦК, при которых его производительность будет превышать расчетное значение. Однако для реализации решения об эксплуатации агрегата на форсированных режимах при $(\eta_{\Sigma}^{ГПА})_{\max}$ требуется не только наличие соответствующего запаса мощности ГТД, но и применения в составе ГПА более совершенной системы автоматического управления и регулирования, (САУиР), которая должна реализовать алгоритм оптимального управления работой ГПА.

Следует отметить, что методический подход, использованный в настоящей работе для анализа совместных режимов работы ЦК и ГТД, пригоден и для газоперекачивающих агрегатов с другими типами приводов.

Результаты настоящего исследования позволяют сделать следующие выводы:

1. Анализ влияния геометрии проточной части ЦК и КПД двигателя на работу ГПА может осуществляться при наличии общепринятого критерия интегральной эффективности агрегата, который учитывает эффективность основных энергетических систем в составе турбоблока ГПА – компрессора природного газа и приводного ГТД.

2. В случае ГПА с ГТД простого или регенеративного рабочего цикла, без применения утилизации теплоты выхлопных газов для производства теплоты, холода или электроэнергии, в качестве интегрального критерия эффективности ГПА может быть принят $\eta_{\Sigma}^{ГПА}$, определяемый по зависимости $\eta_{\Sigma}^{ГПА} = \eta_e \cdot \eta_{П}$. С ее использованием можно осуществить анализ совместных режимов работы ЦК с различной геометрией ПЧ и ГТД в составе турбоблока ГПА.

3. При анализе работы ГПА определяющим, с точки зрения выбора наиболее экономичных режимов работы агрегата, является факт совпадения или рассогласования расчетного режима работы ЦК с

$(\eta_{П})_{\max}$ и оптимального режима работы агрегата. Оптимальным режимом совместной работы ЦК и ГТД является режим $(\eta_{\Sigma}^{ГПА})_{\max}$, который должен соответствовать режиму работы ЦК с требуемыми параметрами (расчетному режиму).

4. Применение ступеней ПЧ компрессора с низконапорными РК ($\beta_{л2} \leq 22,5 \div 32^0$) и БЛД в составе ступеней сжатия ЦК обеспечивает совпадение расчетного режима работы ЦК и оптимального режимов работы ГПА. Расчетный режим работы ГТД также должен соответствовать этим параметрам.

5. При использовании в конструкции ЦК ступеней сжатия РК «компрессорного» типа ($\beta_{л2} = 48 \div 52^0$ и более) не обеспечивается совпадение режимов работы ГПА и расчетного режима ЦК. Это относится к ПЧ как с ЛД, так и с БЛД в ступенях сжатия. При этом для одноступенчатого ЦК с $\beta_{л2} \geq 52,1^0$ и БЛД рассогласование по мощности между расчетным режимом работы агрегата типа ГПА-Ц-16 с двигателем ДГ90Л2 составляет около 5¼%; при наличии ЛД в ступени ЦК рассогласование несколько увеличивается и достигает свыше 7,0%.

6. Эксплуатация ГПА на оптимальном режиме работы при комплектации агрегата ЦК с высоконапорными РК может быть реализована при наличии запасов мощности ГТД, а также более совершенной конструкции САУиР. Экономия топливного газа по величине его относительного расхода ($\bar{G}_{Т.Г.} = G_{Т.Г.} / M$) при работе ГПА на оптимальном режиме, созданного на основе двигателя ДГ90Л2, может достигать примерно 5,0÷7,0%.

Литература

1. Типовые технические требования к газотурбинным ГПА и их системам. – М.: СТО Газпром 2-3.5-138-2007; ООО «ВНИИгаз»; ОАО «Газпром», 2007. – 63 с.
2. Повышение эффективности использования газа на компрессорных станциях / В.А. Динков, А.И. Гриценко, Ю.Н. Васильев, П.М. Мужиливский. – М.: Недра, 1981. – 296 с.
3. Парафейник В.П. Научные основы совершенствования турбокомпрессорных установок с газотурбинным приводом: автореф. дис. ... д-ра техн. наук: 05.05.16 / В.П. Парафейник. – Х.: ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАНУ, 2009. – 41 с.
4. Соколов С.Г. Газоперекачивающие агрегаты с авиаприводом и способы повышения их эффективности: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.04.06 /

С.Г. Соколов. – М.: МИИХМ, 1984. – 18 с.

5. Влияние характеристик центробежного компрессора на эффективность ГПА с газотурбинным приводом судового типа / В.П. Парафейник, А.Н. Нефедов, И.И. Тертышный, В.Н. Чобенко, А.Л. Лютиков // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 3 (75). – С. 60-67.

6. Галеркин Ю.Б. К модернизации нагнетателей ГПА установкой новой проточной части с безлопаточными диффузорами / Ю.Б. Галеркин // *Потребители – производители компрессоров и компрессорного оборудования: труды 4-го международного симпозиума, 1998 г.* – СПб.: СПбГТУ, 1998. – С. 114-120.

7. Техническая информация о научно-исследовательской работе. Атлас унифицированных центробежных компрессорных ступеней конструкции ЛПИ / К.П. Селезнев, Ю.Б. Галеркин, В.П. Митро-

фанов [и др.]. – Л.: ЛПИ им. М.И. Калинина, 1981. – 300 с.

8. Евдокимов В.Е. К вопросу об оптимальной форме характеристики нагнетателя природного газа / В.Е. Евдокимов, Г.И. Богорадовский // *Турбины и компрессоры*. – 2001. – № 15 (2-2001). – С. 26-30.

9. Завальный П.Н. Повышение эффективности использования центробежных нагнетателей с газотурбинными установками в газотранспортных системах: автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.04.12 / П.Н. Завальный. – Екатеринбург: УГТУ-УПИ, 1998. – 19 с.

10. Евдокимов В.Е. О выборе типа диффузора при проектировании ЦКМ / В.Е. Евдокимов // *Турбины и компрессоры*. – 2001. – № 14 (1-2001). – С. 34-39.

Поступила в редакцию 27.05.2011

Рецензент: канд. техн. наук, доцент кафедры аэрокосмической теплотехники И.И. Петухов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

АНАЛІЗ РЕЖИМІВ РОБОТИ ГПА З ГАЗОТУРБІННИМ ПРИВОДОМ НА СТАДІЇ ПРОЕКТУВАННЯ АГРЕГАТА

В.П. Парафійник, А.В. Смірнов, І.М. Тертишний, О.М. Нефьодов

Виконано аналіз впливу геометрії проточної частини відцентрового компресора при заданій характеристиці приводного газотурбінного двигуна газоперекачувального агрегата газової промисловості. Установлено, що при геометричних кутах профіля лопатки робочого колеса менше 32° забезпечується збіг проектного режиму роботи компресора і оптимального режиму роботи агрегата, що визначається характеристиками двигуна і компресора. Сформульовано вимоги до інтегральної характеристики системи «компресор-двигун», яка забезпечує досягнення оптимального режиму роботи агрегата.

Ключові слова: компресор, газотурбінний двигун, агрегат, коефіцієнт корисної дії, режим роботи.

ANALYSES OF OPERATING CONDITIONS OF GPA WITH GAS TURBINE AT DESIGN STAGE

V.P. Parafejnik, A.V. Smirnov, I.N. Tertyshny, A.N. Nefyedov

The analyses of geometry influence of centrifugal compressor rotor bundle at specified characteristic of gas turbine engine of turbo-compressor of gas industry is made. It is established that at geometrical angles of impeller vanes shape less than 32° it is provided coincidence of design condition of compressor operation and optimum condition of package operation determined by characteristics of turbine and compressor. The requirements to integral characteristic of “compressor-turbine” system providing developing optimum operating conditions of package are stated.

Key words: compressor, gas turbine, package, efficiency, operating condition.

Парафейник Владимир Петрович – д-р техн. наук; ведущий научный сотрудник СКБ ПАО «Сумское НПО им. М.В. Фрунзе», Сумы, Украина, e-mail: tkm@frunze.com.ua.

Смирнов Андрей Витальевич – канд. техн. наук, главный конструктор, начальник СКБ ПАО «Сумское НПО им. М.В. Фрунзе», Сумы, Украина, e-mail: tkm@frunze.com.ua.

Тертышный Игорь Николаевич – инженер-конструктор отдела турбокомпрессоров СКБ ПАО «Сумское НПО им. М.В. Фрунзе», Сумы, Украина, e-mail: tkm@frunze.com.ua.

Нефедов Александр Николаевич – старший научный сотрудник отдела газодинамики, динамики и прочности СКБ ПАО «Сумское НПО им. М.В. Фрунзе», Сумы, Украина, e-mail: tkm@frunze.com.ua.

УДК 621.57

Н.И. РАДЧЕНКО, А.В. КОНОВАЛОВ

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

УТИЛИЗАЦИЯ ТЕПЛА УХОДЯЩИХ ГАЗОВ ДИЗЕЛЬ-ГЕНЕРАТОРА С ОХЛАЖДЕНИЕМ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ПРИВОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Проанализирована эффективность использования тепла уходящих газов приводного двигателя дизель-генератора для охлаждения наружного воздуха на входе наддувочного турбокомпрессора теплоиспользующей эжекторной холодильной машины на низкокипящем рабочем теле, включающей силовой и холодильный контуры. Показана зависимость теплового коэффициента и коэффициента эжекции, удельной холодопроизводительности холодильной машины и достигаемого снижения температуры воздуха от температуры кипения низкокипящего рабочего тела в силовом контуре машины. Значения снижения температуры наружного воздуха на входе наддувочного турбокомпрессора приводного двигателя дизель-генератора рассчитаны с учетом изменения климатических условий эксплуатации.

Ключевые слова: дизель-генератор, утилизация теплоты, теплоиспользующая эжекторная холодильная машина, низкокипящее рабочее тело, воздух на входе, уходящий газ.

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

В качестве первичных двигателей дизель-генераторов (ДГ) в большинстве случаев применяются двигатели внутреннего сгорания (ДВС) с турбонаддувом. Эффективность ДВС существенно зависит от температуры воздуха на входе наддувочных турбокомпрессоров (ТК).

С ее повышением на 10 °С КПД ДВС снижается на 0,5...0,7 % (соответственно возрастает удельный расход топлива b_e), а мощность сокращается на 5...7 % [1 – 3]. При этом повышается температура уходящих газов после турбины ТК и, следовательно, потери теплоты с ними.

Понизить температуру воздуха на входе ТК и за счет этого повысить термодинамическую эффективность ДВС и ДГ в целом (увеличить КПД, уменьшить b_e) можно с помощью теплоиспользующих холодильных машин (ТХМ), или трансформаторов (ТТ), вырабатывающих холод путем трансформации сбросной теплоты ДВС: теплоты уходящих газов, наддувочного воздуха или охлаждающей двигатель воды.

В качестве рабочего тела ТТ обычно применяются низкокипящие рабочие тела (НРТ), в частности озонобезопасные хладоны R142b и R600 (н-бутан), что позволяет охлаждать воздух на входе ТК до 10...15 °С без необходимости поддержания вакуума в испарителе НРТ-воздухоохладителе (И-ВО).

Цель работы – оценка эффективности использования тепла уходящих газов приводного ДВС ДГ для охлаждения воздуха на входе ТК с помощью ТТ ТХМ с учетом климатических условий эксплуатации.

2. Результаты исследования

В качестве ТТ рассмотрена эжекторная ТХМ (ТЭХМ) как конструктивно наиболее простая и надежная в эксплуатации, в которой функцию компрессора выполняет эжектор (рис. 1).

Теплота уходящих газов используется сначала для нагрева воды до температуры около 200 °С (под повышенным давлением) в утилизационном теплообменнике (УТО), а потом для испарения НРТ в генераторе ТЭХМ при 100...120 °С.

Эффективность эжектора характеризуется коэффициентом эжекции

$$\eta = G_0 / G_r,$$

где G_0 и G_r – расходы НРТ через И-ВО (всасываемый НРТ низкого давления) и генератор (силовой НРТ высокого давления), а ТЭХМ – тепловым коэффициентом ζ , представляющим собой отношение холодопроизводительности Q_0 (теплоты, отведенной от воздуха на входе ТК дизеля к НРТ, кипящему в И-ВО) к теплоте Q_r , подведенной в генераторе к кипящему НРТ высокого давления от уходящих газов:

$$\zeta = Q_0 / Q_r.$$

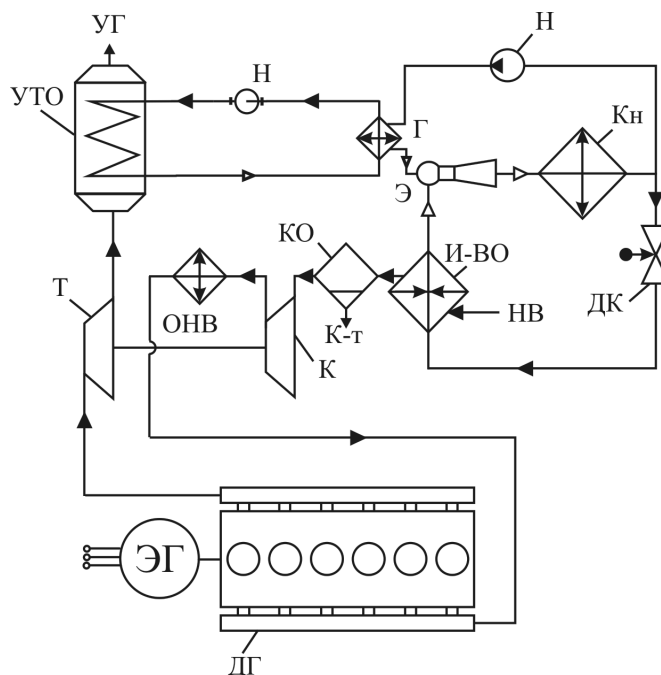


Рис. 1. Схема ТЭХМ, использующей теплоту уходящих газов для охлаждения воздуха на входе ТК ДГ:

К – компрессор ТК; Т – турбина ТК;
УТО – утилизационный теплообменник;
ОНВ – охладитель наддувочного воздуха;
И-ВО – испаритель НРТ – воздухоохладитель;
КО – каплеотделитель; К-т – конденсат; Э – эжектор;
Г – генератор паров НРТ; Н – насос;
ДК – дроссельный клапан; УГ – уходящие газы;
ЗВ – заборная вода; НВ – наружный воздух

Коэффициенты U и ζ зависят от параметров цикла ТЭХМ, увеличиваясь с повышением температур кипения НРТ в генераторе t_r и И-ВО t_0 и снижением температуры конденсации t_k .

Холодопроизводительность ТЭХМ Q_0 определяют исходя из теплоты, отводимой от уходящих газов Q_r и значения ζ :

$$Q_0 = \zeta \cdot Q_r,$$

где $Q_r = G_{yr} \cdot c_{yr} (t_{yr1} - t_{yr2})$.

Температура уходящих газов t_{yr1} на входе УТО (после турбины ТК) для среднеоборотных ДВС составляет около 350 °С.

Температуру уходящих газов после УТО t_{yr2} принимают 150...160 °С исходя из условия предотвращения сернистой коррозии.

Снижение температуры воздуха в И-ВО

$$\Delta t_b = t_{b1} - t_{b2}$$

находят из теплового баланса:

$$Q_0 = G_b \cdot c_b (t_{b1} - t_{b2}) \xi,$$

где c_b – теплоемкость влажного воздуха; ξ – коэффициент влаговываждения представляет собой отно-

шение полного количества теплоты (разности энтальпий воздуха на входе и выходе из И-ВО), отведенной от влажного воздуха в И-ВО (холодопроизводительности ТЭХМ Q_0 , к количеству явной теплоты, определяемому разностью температур по сухому термометру:

$$\xi = Q_0 / [G_b \cdot c_b \cdot (t_{b1} - t_{b2})].$$

Значения удельных, приходящихся на единицу расхода газов (воздуха) теплоты, отведенной от уходящих газов в генераторе ТЭХМ $\bar{q}_a$, и холодопроизводительности ТЭХМ $\bar{q}_0$, снижения температуры Δt_b воздуха в И-ВО на входе ТК ДГ, а также коэффициентов U и ζ в зависимости от температуры t_r кипения НРТ в генераторе при следующих значениях:

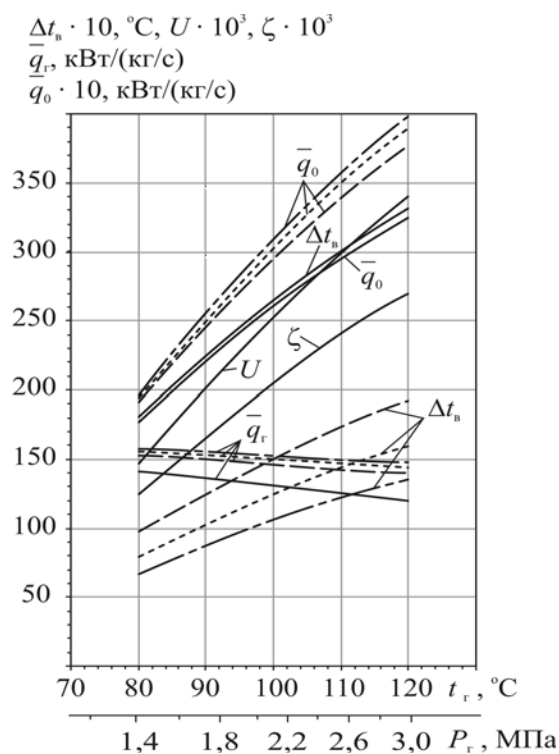
$$\xi = 1,0; 2,0; 2,5 \text{ и } 3,0$$

и температурах кипения R142b в испарителе

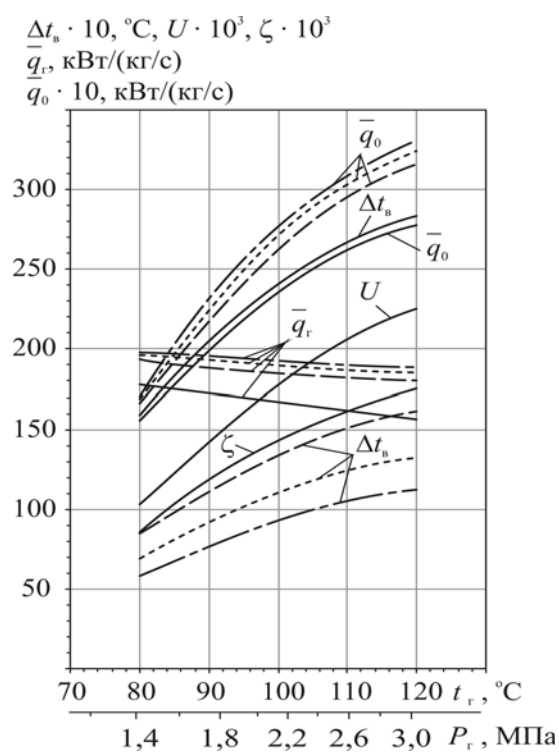
$$t_0 = 2 \text{ и } 5 \text{ °С}$$

приведены на рис. 2.

В качестве НРТ в ТЭХМ применен хладон R142b.



а



б

Рис. 2. Удельные теплоты, отведенная от уходящих газов в генераторе ТЭХМ $\bar{q}_{\text{а}}$, и холодопроизводительность ТЭХМ $\bar{q}_0$, снижение температуры Δt_b воздуха в охладителе на входе ТК ДГ в зависимости от температуры t_r и давления P_r кипения R142b в генераторе при коэффициентах влаговываждения ξ : — $\xi = 1,0$; - - - $\xi = 2,0$; - - - $\xi = 2,5$; - - - $\xi = 3,0$; а - $t_0 = 5 ^\circ\text{C}$; б - $t_0 = 2 ^\circ\text{C}$

Как видно, при $t_r = 120^\circ\text{C}$ снижение температуры Δt_b воздуха в И-ВО наибольшее и составляет:

при $t_0 = 5^\circ\text{C}$: $\Delta t_b = 13, 16, 19$ и 33°C при $\xi = 3,0; 2,5; 2,0$ и $1,0$ соответственно (рис. 2, а);

при $t_0 = 2^\circ\text{C}$: $\Delta t_b = 11, 13, 16$ и 28°C (рис. 2, б).

Чем больше ξ , тем больше теплоты необходимо отвести от влажного воздуха и, следовательно, снижение его температуры Δt_b меньше.

Величина $\xi = 1$ соответствует охлаждению без влаговываждения.

Условия эксплуатации ДГ характеризуются суточными и сезонными колебаниями температуры $t_{\text{нв}}$ и относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ наружного воздуха (на входе ТК), что влияет на глубину охлаждения воздуха в И-ВО на входе ТК, соответственно и на термодинамическую эффективность ДГ (КПД и b_e). Изменение температуры $t_{\text{нв}}$, относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ и влагосодержания $d_{\text{нв}}$ наружного воздуха в течение 1.07...14.07.2009 в районе г. Одессы представлено на рис. 3.

Как видно, в течение суток имеют место существенные колебания температуры $t_{\text{нв}}$ и относительной влажности ϕ наружного воздуха, причем максимумам температур соответствуют минимумы влажности и наоборот. Наличие дневных и ночных противоположно направленных экстремумов $t_{\text{нв}}$ и ϕ , существование которых проявляется только при локальных во времени измерениях $t_{\text{нв}}$ и ϕ , создает благоприятные условия для большего снижения температуры воздуха на входе ТК ДГ днем (благодаря меньшей относительной влажности ϕ), когда имеет место значительное ухудшение термодинамической эффективности ДГ из-за повышенных тем-

ператур $t_{\text{нв}}$. В ночное время, когда $t_{\text{нв}}$ ниже и меньше потребность в охлаждении воздуха на входе ТК, снижение температуры воздуха также меньше из-за большей влажности ϕ .

При температуре кипения R142b в И-ВО $t_0 = 5^\circ\text{C}$ с учетом минимальной разности температур между охлажденным воздухом и t_0 :

$$t_{b2} - t_0 = 8...10^\circ\text{C},$$

глубина охлаждения воздуха ограничивается температурой $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$, а при $t_0 = 2^\circ\text{C}$ – соответственно $t_{b2} = 10^\circ\text{C}$.

Значения снижения температуры воздуха Δt_b и его влагосодержания Δd , коэффициента влаговываждения ξ процессов охлаждения воздуха в И-ВО ТЭХМ от текущей $t_{\text{нв}}$ до $t_{b2} = 15^\circ\text{C}$ (при $t_0 = 5^\circ\text{C}$) и $t_{b2} = 10^\circ\text{C}$ (при $t_0 = 2^\circ\text{C}$) в течение 1.07...14.07.2009 приведены на рис. 4.

Как видно, значения коэффициента влаговываждения ξ в процессах охлаждения воздуха в И-ВО на входе ТК изменяется в диапазоне 1,5...2,0.

Повышенные ξ соответствуют большей влажности $\phi_{\text{нв}}$, т.е. в ночное время, когда и потребность в охлаждении воздуха меньше.

Как видно из рис. 4, снижение температуры воздуха на входе наддувочного ТК приводного двигателя ДГ в июле месяце составляет 10...20 $^\circ\text{C}$, что значительно меньше ее величины (20...30 $^\circ\text{C}$), достижимой исходя из получаемого в ТЭХМ холода (рис. 2 при $\xi = 1,5...2,0$). Охлаждение воздуха на входе ТК на 10...20 $^\circ\text{C}$ обеспечивает повышение КПД ДГ на 0,7...1,4 % с соответствующим сокращением удельного расхода топлива.

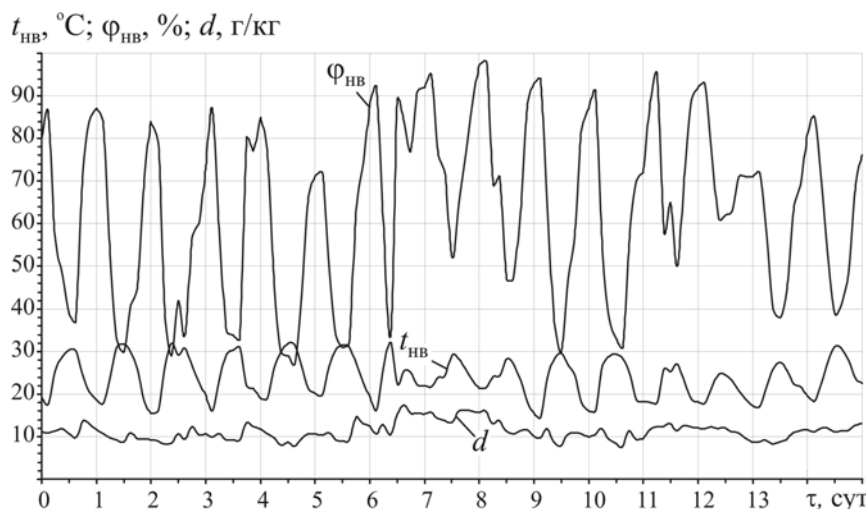


Рис. 3. Изменение температуры $t_{\text{нв}}$, относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ и влагосодержания $d_{\text{нв}}$ наружного воздуха в течение 1.07...14.07.2009

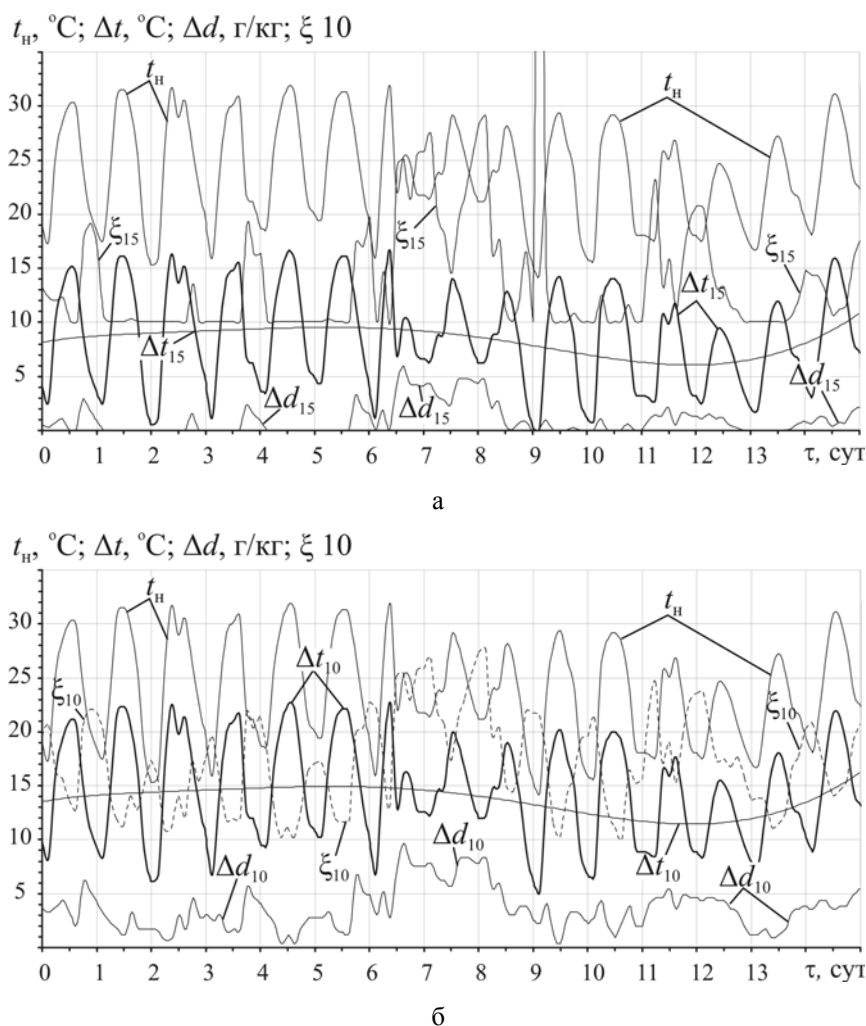


Рис. 4. Значения снижения температуры воздуха Δt и его влагосодержания Δd , коэффициента влаговываждения ξ в охладителе ТЭХМ на входе ТК с изменением температуры наружного воздуха $t_{нв}$ (1.07...14.07.2009): Δt_{10} и Δd_{10} ; Δt_{15} и Δd_{15} – при $t_{н2} = 15^\circ\text{C}$ (а) и 10°C (б)

Избыток холодопроизводительности ТЭХМ может быть использован как в рабочем цикле приводного двигателя ДГ (для охлаждения наддувочного воздуха), так и для внешнего по отношению к ДГ холодоснабжения, например, охлаждения воздуха в системах комфортного кондиционирования.

Выводы

Предложено использование теплоты уходящих газов ДГ для охлаждения воздуха на входе наддувочного ТК приводного двигателя с помощью ТЭХМ.

Применение ТЭХМ обеспечивает снижение температуры воздуха на $20...30^\circ\text{C}$, что значительно превышает ее величину, рассчитанную исходя из климатических условий эксплуатации

ДГ и составляющую $10...20^\circ\text{C}$ в наиболее жаркие летние месяцы.

Литература

1. Influence of Ambient Temperature Conditions on Main Engine Operation: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005.
2. Thermo Efficiency System (TES) for reduction of fuel consumption and CO_2 emission: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005.
3. Суворов П.С. Управление режимами работы главных судовых двигателей / П.С. Суворов. – Одесса: ЛАТСТАР, 2000. – 238 с.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Государственного фонда фундаментальных исследований по Гранту Президента Украины (проект № GP/F32/152).

Поступила в редакцию 17.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Голиков, Одесская национальная морская академия, Одесса, Украина.

УТИЛІЗАЦІЯ ТЕПЛА ВІДХІДНИХ ГАЗІВ ДИЗЕЛЬ-ГЕНЕРАТОРА З ОХОЛОДЖЕННЯМ ПОВІТРЯ НА ВХОДІ ПРИВОДНОГО ДВИГУНА

М.І. Радченко, А.В. Коновалов

Проаналізована ефективність використання тепла відхідних газів приводного двигуна дизель-генератора для охолодження зовнішнього повітря на вході наддувного турбокомпресора тепловикористовуючою ежекторною холодильною машиною на низькокиплячому робочому тілі, яка включає силовий і холодильний контури. Показана залежність теплового коефіцієнта та коефіцієнта ежекції, питомої холодопродуктивності холодильної машини та досяжного зниження температури повітря від температури кипіння низькокиплячого робочого тіла в силовому контурі машини. Значення зниження температури зовнішнього повітря на вході наддувного турбокомпресора приводного двигуна дизель-генератора розраховані з урахуванням зміни кліматичних умов експлуатації.

Ключові слова: дизель-генератор, утилізація теплоти, тепловикористовуюча ежекторна холодильна машина, низькокипляче робоче тіло, повітря на вході, відхідний газ.

UTILIZATION OF THE HEAT OF DIESEL-GENERATOR EXHAUST GASES FOR COOLING THE INTAKE AIR OF DRIVING ENGINE

N.I. Radchenko, A.V. Kononov

The efficiency of utilizing the heat of exhaust gases of driving engine of diesel-generator to cool the ambient air at the inlet of discharge turbocompressor by waste heat recovery cooling machine on low boiling working fluid that includes power and cooling contours has been analyzed. It was shown the dependence of heat coefficient and coefficient of ejection, specific refrigeration capacity of waste heat recovery cooling machine and air temperature decrease from boiling temperature of low boiling working fluid in machine power contour. The values of ambient air temperature drop at the inlet of discharge turbocompressor of driving engine of diesel-generator for changing climate conditions of the performance were calculated.

Keywords: diesel-generator, heat utilization, waste heat recovery ejector cooling machine, low boiling working fluid, intake air, exhaust gas.

Радченко Николай Иванович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. кондиционирования и рефрижерации Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Коновалов Андрей Викторович – аспирант Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

УДК 621.43.001.4

А.В. БЕЛОГУБ¹, А.А. ЗОТОВ¹, Е.К. ГОРДИЕНКО¹,
Е.А. СЕРГЕЕВ², Ю.В. ЧИСТЯКОВ²

¹ПАО «АВТРАМАТ», Харьков, Украина²ЗАО «КЗА», Кострома, Россия

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ИЗГОТОВЛЕНИЯ «БЕЗОПАСНОГО» ПОРШНЯ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ ВАЗ-21126

В работе проведен сравнительный анализ поршней разных производителей для двигателя ВАЗ-21126 автомобиля «Приора». Представлены результаты синтеза поршня, конструкция которого представляет компромисс между требованиями конвейерного потребителя и потребителя вторичного рынка. Показаны особенности конструирования и расчета напряженно-деформированного состояния, технологии получения отливки и механической обработки. Предложен комплексный показатель для сравнения представленных на рынке поршней, показано, что поршень предлагаемой конструкции может успешно конкурировать на вторичном рынке.

Ключевые слова: напряженно-деформированное состояние, поршень, проектирование, исследование.

Введение

В работе проведен сравнительный анализ поршней ВАЗ-21126 производства АвтоВАЗ, АВТРАМАТ и СТИ с целью определения преимуществ и недостатков ниже приведенных поршней. На основании данного исследования даны рекомендации конечному потребителю по выбору и применению этих поршней.

Многих потребителей интересует вопрос целесообразности применения кованого «невтыкового» поршня «СТИ» (г. Тольятти) для ВАЗ «ПРИОРА» (Vh = 1,6 л), который появился на рынке в России. Нас также заинтересовал этот вопрос, и мы приобрели поршни этого производителя.

Для полноты картины мы также приобрели комплект оригинальных (поставляемых на конвейер ВАЗ) поршней.

Основной материал

ПАО «АВТРАМАТ» с августа 2009 года производит поршни 21126-1004015М для двигателя автомобиля ВАЗ «ПРИОРА».

На рис. 1 представлены фотографии этих поршней: слева направо – оригинальный, производства АВТРАМАТ и производства СТИ. А в табл. 1, 2 – их конструктивные особенности.

Для поршня «СТИ» степень сжатия пересчитана через объем углубленных выборок.

Известно, что:

1. Увеличение степени сжатия увеличивает индикаторный КПД.

2. Снижение массы движущихся частей снижает механические потери и увеличивает эффективный КПД и увеличивает динамику разгона.



Рис. 1. Поршень ВАЗ-21126

3. Увеличение площади камеры сгорания увеличивает теплотери, снижает индикаторный КПД и повышает температуру поршня.

4. Увеличение содержания кремния в сплаве повышает горячую прочность, а меди и никеля – длительную, т.е. увеличивает ресурс.

5. Качество определяющих поверхностей увеличивает ресурс (за счет меньшего приработочного износа).

Для подведения итогов нашего СУБЪЕКТИВНОГО анализа мы каждому из 5-ти, на наш взгляд, весомых факторов назначили максимальные 20 баллов, т.е. идеальный поршень получает 100 баллов. Результат такого анализа приведен в табл. 3, но при этом следует не забывать, что поршень СТИ допускает обрыв ремня привода кулачкового вала, 2 других поршня – нет.

Таблица 1

Конструктивные особенности

	Оригинальный поршень	Поршень «АВТРАМАТ»	Поршень «СТИ»
Тип	Т-образный, несимметричный	Т-образный, несимметричный	Т-образный, несимметричный
Материал	АК12М3МгН2	АК12М3МгН2	АК10М2МгН
Заготовка	Литье в кокиль, 5-ти клинов- ый центральный стержень	Литье в кокиль, моно- клиновый центральный стержень	Горячее прессование, моноклиновой централь- ный стержень
Маслоудаление	4 кармана в холодильник и 4 маслосливных отверстия	6 карманов в холодиль- ник	6 маслосливных отвер- стий
Масса, г	242	234	247
Камера сгорания, (площадь, см ²)	Плоская, с мелкими выбор- ками под клапана, (53,2)	Плоская, с мелкими вы- борками под клапана, (53,3)	Плоская, с глубокими выборками под клапана, (58,2)
Компрессионная вы- сота, мм	25,55	25,55	25,4
Степень сжатия	11	11	10

Таблица 2

Качество определяющих поверхностей

	Оригинальный поршень	Поршень «АВТРАМАТ»	Поршень «СТИ»
Боковая поверхность юбки, (Ra)	Микропрофиль радиусный R~0,45, (3,0)	Микропрофиль угловой – 170°(3,0)	Микропрофиль радиусный, R~0,2 (3,3)
Пальцевое отверстие, Ra	0,11	0,19	1,1

Таблица 3

Результат анализа

	Ориги- нальный поршень	Поршень «АВТРА- МАТ»	Поршень СТИ
Степень сжа- тия	20	20	18
Масса	19	20	18
Площадь КС	20	19,9	17,9
Материал	20	20	18
Качество по- верхностей	20	18	17
Всего баллов:	99	97,9	88,9

Учитывая вышеизложенное АВТРАМАТ и КЗА поставили задачу свести к минимуму отрицательные показатели «невтыкового» поршня, а именно – удержать степень сжатия и массу поршня на уровне исходного, сохранив приемлемые параметры напряженного состояния и, по возможности, отказаться от сплава АК12М3МгН2 в пользу АК10М2МгН. Также предложено изменить традиционный техпроцесс механообработки.

Конструкция

Исследование влияния углубленных выборок под клапана на «невтыковом» поршне на НДС поршня дало следующие результаты.

Температурное поле исходного поршня (рис. 2) значительно отличается от температурного поля «невтыкового» поршня (рис. 3). С целью улучшения теплоотвода от доньшка поршня и компенсации рабочего объема двигателя была увеличена толщина доньшка и выполнен «вытеснитель» с внешней стороны, что увеличило толщину доньшка на 1 мм.

Результаты применения этого мероприятия приведены на рис. 4.

Повышение температуры на «невтыковом» поршне вызвано существенным ростом площади поверхности, воспринимающей тепловое воздействие от раскаленных газов в цилиндре двигателя.

Однако, расчеты НДС поршня, вызванного термическим воздействием, показывают, что напряжения (рис. 5) и деформации (рис. 6) поршня, вызванные тепловым воздействием, имеют приемлемые значения (прирост до 5%) и не могут угрожать работоспособности поршня.

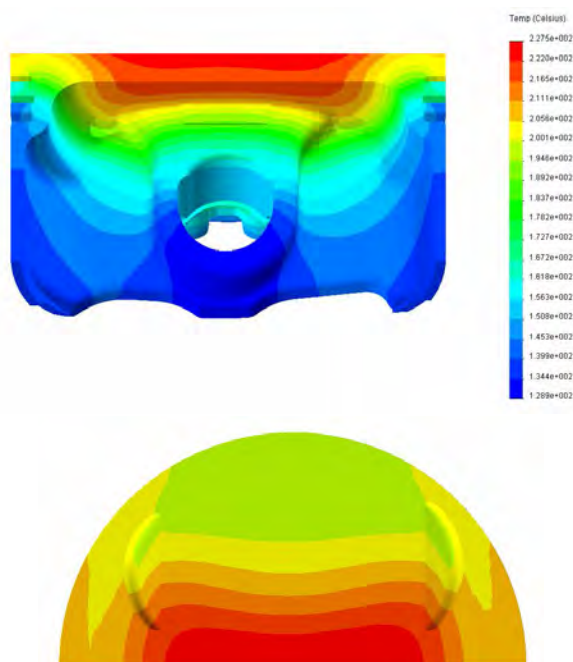


Рис. 2. Исходный поршень «АВТРАМАТ»

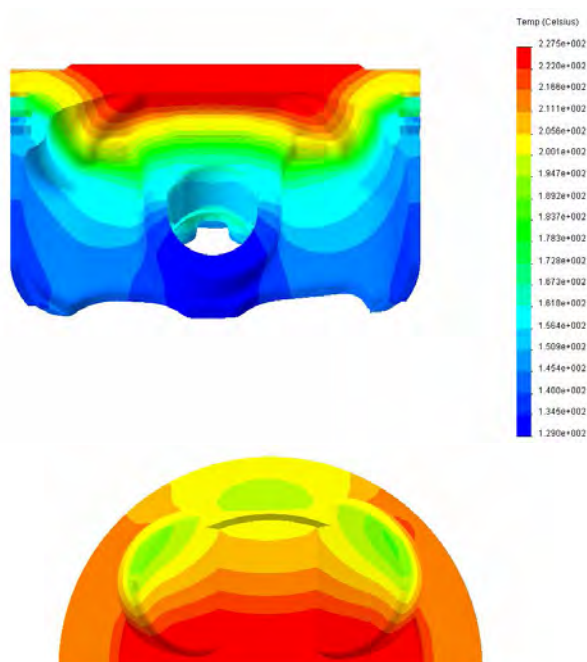


Рис. 4. «Невтыковой» поршень «АВТРАМАТ» с компенсацией рабочего объема

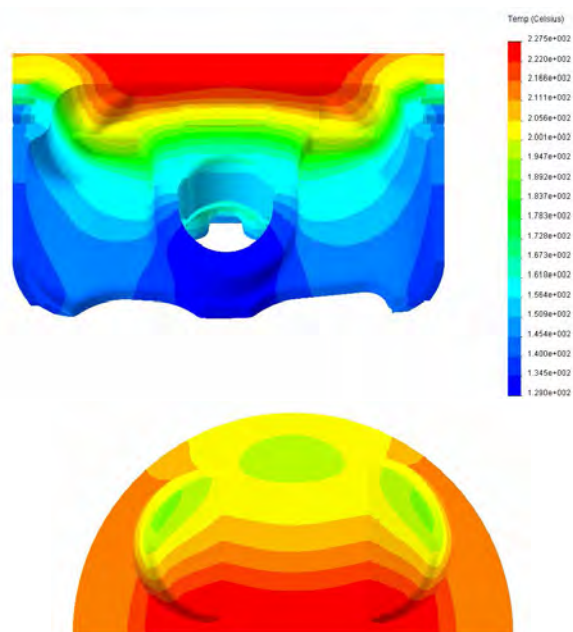


Рис. 3. «Невтыковой» поршень «АВТРАМАТ» без компенсации рабочего объема

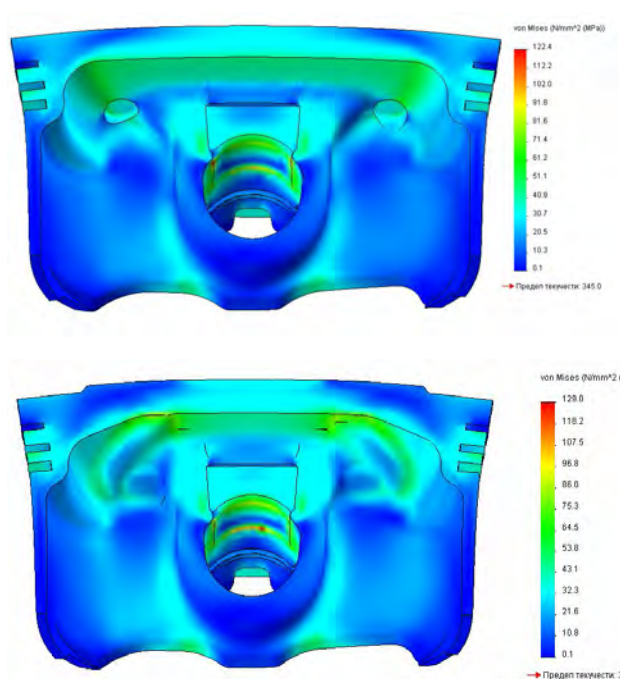


Рис. 5. Температурные напряжения

Также важным моментом является и тот факт, что деформации носят идентичный характер, следовательно профиль этих поршней тоже не будет иметь принципиальных различий, что позволяет применять один и тот же копир при обработке поршня.

Следует заметить, что «невтыковой» поршень имеет ту же массу, что и исходный. Очевидно, что невозможно улучшить тепловое состояние поршня без увеличения его массы и наоборот.

Результаты проектирования и расчета поршня сведены в табл. 4, из которой следует, что удалось получить поршень по теплонпряженному состоянию практически не отличающийся от исходного. При этом удалось сохранить массу и степень сжатия.

При запуске в производство было уделено особое внимание совершенствованию технологических процессов получения поршня.

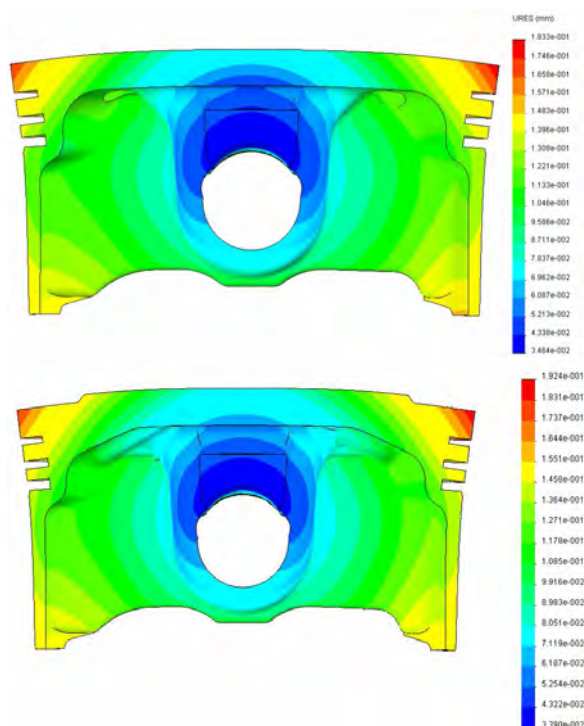


Рис. 6. Температурные расширения

Таблица 4

Результаты проектирования и расчета поршня

	Поршень «КЗА»-«АВТРАМАТ»
Тип	Т-образный, несимметричный
Материал	AK12M2MgH
Заготовка	Литье в кокиль, моноклинов- ый центральный стержень
Маслоудаление	6 карманов в холодильник
Масса, г	236
Камера сгорания, (площадь, см ²)	Плоская, с глубокими выбо- рами под клапана, (60,2)
Компрессионная высота, мм	25,8
Степень сжатия	10,8

Техпроцесс получения заготовки

Так для получения литой заготовки предлагается следующий техпроцесс, апробированный для поршней верхней линейки качества.

Предлагаемая технология предполагает возможность изготовления поршня из сплава AK12M2MgH против AK12M3MgH₂, используемого в настоящее время для производства исходного поршня.

Сплав AK12M2MgH для изготовления отливок: с химическим составом по ГОСТ 1583-93, но с ис-

кусственным получением заэвтектической структуры в эвтектическом сплаве.

Микроструктура: сложнолегированная эвтектика (α +Si) с равномерным распределением мелко-дисперсных кристаллов первичного кремния с максимальным размером не более 50 мкм.

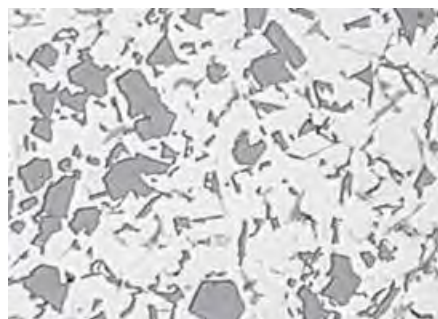


Рис. 7. Микроструктура сплава

Необходимая твердость: 90 – 120 НВ.

Приготовление сплава осуществляется в индукционных печах, с использованием качественного первичного алюминия и собственного возврата. Также в плавильной печи производятся операции модифицирования и рафинирования. Операция рафинирования производится путём введения в жидкий расплав порядка 1% комплексного флюса, необходимого для:

- снижения влияния депрессивных элементов второй группы (Ca, Na);
- очистки расплава от включений и окислов.

Операция модифицирования производится введением в расплав вещества на основе лигатуры на основе Cu, Si и P до достижения уровня фосфора в диапазоне 80 – 100 PPM.

Металлургическая обработка в транспортных ковшах производится в два этапа:

- 1) вторичное модифицирование кристаллов первичного кремния таблетированными фосфоросодержащими препаратами до концентрации фосфора в расплаве в диапазоне 120 – 140 ppm;
- 2) роторная дегазация азотом и рафинирование препаратами, не содержащими Na на автоматической установке.

Изготовление отливок на автоматическом литейном комплексе производится гравитационным способом. Заливка – автоматическая. Предварительно в форму устанавливается сетчатый фильтр с размером ячейки 0,6 мм.

Температура заливаемого сплава 800-820 °С.

Температура кокильной оснастки находится в пределах:

- температура боковин 250-350 °С;
- температура стержня 300-350 °С;
- температура верхней крышки 300-350 °С.

Перед началом литья кокиль надлежащим образом подготавливается и окрашивается тремя видами огнеупорных покрытий:

- а) огнеупорное покрытие для формообразующих поверхностей;
- б) огнеупорное покрытие для литниковой системы;
- в) огнеупорное покрытие для прибыльной части кокиля.

После извлечения отливки из формы, при температуре 470 – 490 °С, происходит ее закалка, путем погружения в воду до уровня середины пальцевого отверстия.

Термическая обработка осуществляется по режиму 220 °С в течение 8 часов, охлаждение после извлечения – естественное.

Описанный техпроцесс получения отливки обеспечивает стабильный результат по качеству заготовки.

Механообработка

Понятно, что изготовление «невтыкового» поршня может производиться из сплава АК12М3MgH2, что не ухудшит его свойств. Но при этом механическая обработка будет отличаться от традиционной. Далее описаны особенности механической обработки поршня из указанного сплава.

При механической обработке изделия были предложены следующие решения:

- изменение принципа формирования фасок;
- одновременная врезка трех канавок поршневых колец;
- изменение очередности переходов внутри токарной операции с целью сокращения времени и повышения качества обработки.

Использование сплава с лучшими механическими свойствами по сравнению с АК12М2MgH (АЛ25) привело к тому, что стойкость режущего инструмента уменьшилась и в частности при формировании фасок появилась необходимость чаще подправлять режущую кромку, т.к. при незначительном ее затуплении ухудшались условия резания. В результате этого имело место наволакивания материала на сопряженные с фаской поверхности, как изображено на рис. 8 слева. Цифрами указана очередность переходов, а стрелками обозначено направление движения инструмента. Изначально выход был найден и фаска выполнялась в первом переходе, перед обработкой, сопряженных с ней поверхностей.

Но так как данная операция выполняется на станке с ЧПУ, то несложно было запрограммировать обработку по контуру (рис. 8 справа) – переход 1 и переход 2 выполняются друг за другом одним инструментом.

Данная концепция была успешно применена и при обработке фасок канавок поршневых колец (рис. 9) до врезания самих канавок.

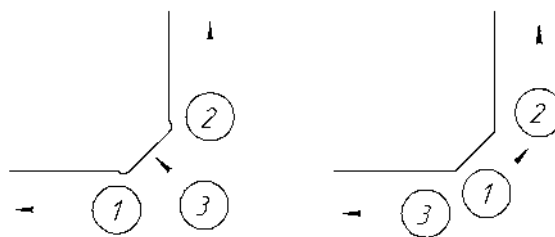


Рис. 8. Принципы формирования фасок

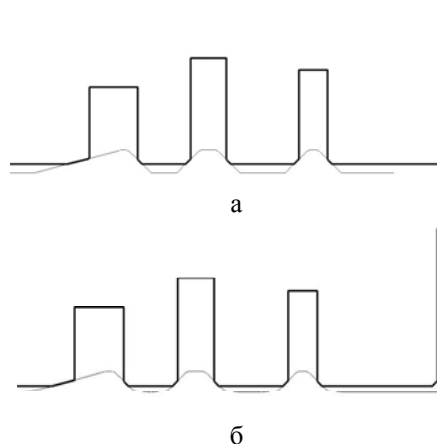


Рис. 9. Формирование фасок поршневых колец перед врезанием самих канавок:

- а – без заходных скруглений под чистовой проход боковой поверхности;
- б – с заходными скруглениями под чистовой проход боковой поверхности

Время обработки поршня можно значительно сократить, если обработку фасок совместить с обработкой цилиндрической поверхности поршня. Время экономится за счет вспомогательных ходов фасочного резца (подвод, отвод), которых в предлагаемом варианте не существует. Помимо этого частично разгружаются канавочные резцы, т.к. часть материала уже будет снята проходным резцом. Свойство фаски – обеспечивать легкое вхождение поршневого кольца в канавку без заеданий – выполняется, что было проверено опытным путем на поршнях, изготовленных таким образом.

Окончательная обработка фасок выполняется на этапе получистового точения боковой поверхности поршня. Требуемая шероховатость поверхности фасок обеспечивается за счет локального занижения подачи на необходимых участках контура обработки. Под окончательную обработку боковой поверхности необходимо оставить припуск, и т.к. данный проход будет осуществляться при уже сформиро-

ванных фасочных поверхностях, во избежание наволакивания материала на уже имеющиеся поверхности были предусмотрены заходные скругления (рис. 9, б).

Единственный минус всего вышеописанного – сложность траектории инструмента, а, следовательно, и самой управляющей программы. Но, учитывая то, что данный поршень выпускается серийно, то выигрыш по времени обработки оправдывает написание программы, которое необходимо выполнить один раз, используя при этом любую, имеющуюся на предприятии САМ систему.

Многоинструментальная обработка имеет преимущества над одноинструментальной по времени обработки, обеспечивая более высокую производительность, но при этом увеличивается сложность и время наладки оборудования. В данном случае снижение времени обработки является предпочтительным фактором. На этапе внедрения данной модели поршня возникали сложности, связанные с обеспечением стабильности обработки и удовлетворением заданным параметрам точности. Было отмечено взаимное влияние резцов друг на друга, два из которых работают в условиях непрерывного резания, а третий в условиях прерывистого.

Проблема была решена повышением жесткости третьего резца. Стабильность обработки была достигнута за счет корректировки ширины резцов в зависимости от их перемещения при резании. Нестабильность заключалась в выходе размера ширины канавки за поле допуска одной из канавок, раньше остальных. Причем было отмечено, что некондиционной становилась канавка, перемещение резца в которой было большим, по сравнению с остальными. Было высказано предположение, что чем дольше резец находится в канавке, тем сильнее он оказывает влияние на ее ширину, в результате чего было предложено выполнить коррекцию ширины резцов пропорционально их перемещению (табл. 5). В результате принятия описанных мер была получена стабильная обработка канавок и сокращено время обработки. Время наладки также было снижено за счет использования спроектированного калибра, для быстрой установки и замены резцов.

Таблица 5
Коррекция ширины резца

Резец	Ширина канавки	Перемещ. резца	Коррекция ширины резца
1-я канавка	1,2 мм	3,90 мм	–0,005 мм
2-я канавка	1,5 мм	4,42 мм	–0,008 мм
3-я канавка	2,0 мм	3,20 мм	0,000 мм

Ранее используемая очередность на поршнях подобных данному:

- 1) формирование фаски на дне поршня;
- 2) подрезка дна поршня окончательно;
- 3) предварительное точение боковой поверхности без учета бочкообразности поверхности;
- 4) окончательное точение боковой поверхности по копиру в два прохода;
- 5) врезание одновременно двух канавок;
- 6) врезание третьей канавки (прерывистое резание);
- 7) подрезка юбки поршня;
- 8) формирование фасок поршневых канавок и фаски юбки.

Измененная очередность переходов и вместе с ней ряд мер, позволивших уменьшить время и повысить качество обработки:

- 1) предварительное точение боковой поверхности с учетом бочкообразности поверхности и окончательное точение фасок канавок поршневых колец и фаски юбки в два прохода
- 2) окончательное точение фаски дна поршня с его подрезкой
- 3) одновременное врезание трех канавок поршневых колец и подрезка юбки поршня
- 4) окончательное точение боковой поверхности поршня по копиру

В результате введения вышеперечисленного и комплексных нововведений, подробно описанных в [1 и 2], удалось снизить время обработки на 30% и повысить точность обработки.

В заключении приводим оценку предлагаемого поршня (табл. 6) по предложенной выше 100-бальной шкале.

Таблица 6
Оценка предлагаемого поршня

	Поршень «КЗА»-«АВТРАМАТ»
Степень сжатия	19,5
Масса	20
Площадь КС	17
Материал	20
Качество поверхностей	19
Всего баллов:	95,5

Выводы

Разработанный совместно АВТРАМАТОМ и КЗА поршень несколько уступает исходному, но существенно превосходит поршень СТИ по сохранению степени сжатия и массе. Кроме того разработанный поршень сохранил профиль базового, так

как. деформации при идентичном нагружении практически не изменились.

Литература

1. Гордиенко Е.К. Повышение точности механической обработки тонкостенных поршней ДВС / Е.К. Гордиенко, А.В. Белогуб // Двигатели внутреннего сгорания. – 2008. – № 1. – С. 132-136.
2. Гордиенко Е.К. Повышение производительности и точности механической обработки боковой поверхности поршней ДВС / Е.К. Гордиенко,

А.В. Белогуб // *Авіаційно-космічна техніка і технологія: науково технічний журнал*. – 2009. – № 9 (66). – С. 32-37.

3. Двигатели внутреннего сгорания: Конструирование и расчет на прочность поршневых и комбинированных двигателей: Учебник для студентов ВТУЗов, обучающихся по специальности "Двигатели внутреннего сгорания" / Д.Н. Вырубов, С.И. Ефимов, Н.А. Иващенко и др.; под ред. А.С. Орлина, М.Г. Круглова. – Изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1984. – 384 с.

Поступила в редакцию 25.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий отделом А.П. Строков, Институт Проблем машиностроения НАН Украины, Харьков, Украина.

ОСОБЛИВОСТІ ПРОЕКТУВАННЯ ТА ВИГОТОВЛЕННЯ «БЕЗПЕЧНОГО» ПОРШНЯ ДЛЯ ДВИГУНА ВАЗ-21126

О.В. Білогуб, О.О. Зотов, Є.К. Гордієнко, Е.О. Сергєєв, Ю.В. Чистяков

У роботі виконано порівняльний аналіз поршнів різних виробників для двигуна ВАЗ-21126 автомобіля «Пріора». Представлено результати синтезу поршня, конструкція якого є компроміс між конвеєрним споживачем і споживачем вторинного ринку. Показано особливості конструювання та розрахунків напружено-деформованого стану, технології отримання відливки та механічної обробки. Запропоновано комплексний показник, що надає можливість порівняти наявні на ринку поршні, показано, що поршень запропонованої конструкції може з успіхом конкурувати на вторинному ринку.

Ключові слова: напружено-деформований стан, поршень, проектування, дослідження.

FEATURES OF DESIGN AND MANUFACTURE OF THE «SAFE» PISTON FOR THE VAZ-21126 ENGINE

A.V. Belogub, A.A. Zotov, E.K. Gordienko, E.A. Sergeev, Y.V. Chistyakov

The comparative analysis of pistons of different manufacturers for the engine of "Priora" VAZ-21126 is carried out. Results of piston synthesis, representing compromise between requirements of the conveyor consumer and the secondary market consumer are presented. Features of designing and stress-strain condition analysis, technology of casting and machining are shown. The complex indicator for comparison of the pistons presented at the market is offered. It is shown that the piston of an offered design can successfully compete in the secondary market.

Key words: stress-strain state, piston, designing, manufacture, research.

Белогуб Александр Витальевич – канд. техн. наук, доцент, технический директор ПАО «АВТРАМАТ», Харьков, Украина, e-mail: kb_pist@avtramat.com.

Зотов Александр Александрович – канд. техн. наук, начальник бюро конструкторского отдела ПАО «АВТРАМАТ», Харьков, Украина, e-mail: kb_pist@avtramat.com.

Гордиенко Евгений Константинович – инженер-технолог ПАО «АВТРАМАТ», Харьков, Украина, e-mail: kb_pist@avtramat.com.

Сергеев Евгений Александрович – технический директор ЗАО «КЗА», Кострома, Россия, e-mail: e_sergeyev@motordetal.ru.

Чистяков Юрий Витальевич – главный конструктор ЗАО «КЗА», Кострома, Россия, e-mail: ogk@motordetal.ru.

УДК 621.515

А.И. ТАРАСОВ¹, В.А. ЩИПАКОВ^{1,2}¹ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А.Люльки, Москва, Россия²Московский авиационный институт (ГТУ), Москва, Россия

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Перспективы использования детонационного сгорания топлива, открывшиеся в последние годы, существенно повысили интерес к двигателям периодического сгорания. Об этом свидетельствуют появившиеся в печати многочисленные публикации, патенты и проекты двигателей с двухстадийным сгоранием топлива различных схем. Это объясняется тем, что в детонационных волнах процесс сгорания топливовоздушной смеси осуществляется практически мгновенно, чем обеспечивается возможность значительного повышения давления в камерах сгорания, имеющих форму полужамкнутого объема, и отпадает необходимость в выпускных клапанах.

Ключевые слова: пульсирующий двигатель, периодическое сгорание топлива, резонатор, детонационная волна, автоколебания.

Введение

Пульсирующий детонационный двигатель (ПДД) – новый тип двигателя для авиации. В нем реализуется термодинамический цикл, близкий к циклу со сгоранием топлива при постоянном объеме, а поэтому более экономичный, чем цикл Брайтона, используемый в существующих газотурбинных двигателях.

Проблема разработки таких двигателей является крайне актуальной, так как ее решение позволяет существенно улучшить удельные тяговые параметры по сравнению, например, с существующими авиационными двигателями традиционных схем. Области применения пульсирующих детонационных двигателей могут стать дозвуковые и сверхзвуковые самолеты всех типов и авиационные ракеты.

Основной особенностью развития авиационных газотурбинных двигателей является то, что повышение значений температуры газов перед турбиной $T_{г*}$ и суммарной степени сжатия $\pi_{к*}$ возможно либо при увеличении числа ступеней турбомашин, либо при увеличении окружной скорости в компрессорных и турбинных ступенях. Также увеличение значения $\pi_{к*}$ возможно при повышении напорности ступеней компрессора. На сегодняшний день практически исчерпаны возможности дальнейшего повышения $\pi_{к*}$ и $T_{г*}$, что объясняется ограничением по существующим материалам, используемым при производстве авиационных газотурбинных двигателей и многими другими причинами.

Перспективы использования детонационного сгорания топлива, открывшиеся в последние годы,

существенно повысили интерес к двигателям периодического сгорания.

Однако, как показывает анализ имеющихся публикаций, несмотря на многообразие предлагаемых схем ПДД, всем им свойственно использование в качестве резонансных устройств детонационных труб значительной длины и применение клапанов, обеспечивающих периодическую подачу рабочего тела [1]. Типичный рабочий процесс протекающий в детонационной трубе представлен на рис. 1.

Следует отметить, что ПДД, созданным на базе традиционных детонационных труб, свойственны, несмотря на высокую термодинамическую эффективность в единичной пульсации, недостатки, характерные для классических пульсирующих воздушно-реактивных двигателей, а именно:

- низкая частота (до 100 Гц) пульсаций, что и определяет относительно невысокий уровень средней тяговой эффективности;
- высокие тепловые и вибрационные нагрузки;
- значительный уровень шума и т.д.

Устранение этих недостатков возможно при использовании вместо длинных труб иных газодинамических устройств, в частности кольцевых камер [2] и газодинамических резонаторов [3 – 6], для организации эффективного периодического (пульсирующего) рабочего процесса.

Основной материал

При всей важности теоретических исследований и математического моделирования рабочего

процесса ПДД, приоритетным направлением являются экспериментальные исследования моделей таких устройств. В данной статье рассматриваются результаты экспериментальных исследований моде-

лей высокочастотных ПДД оригинальной схемы, работающих на керосиновоздушных топливных смесях, и предварительный анализ эффективности применения таких устройств.

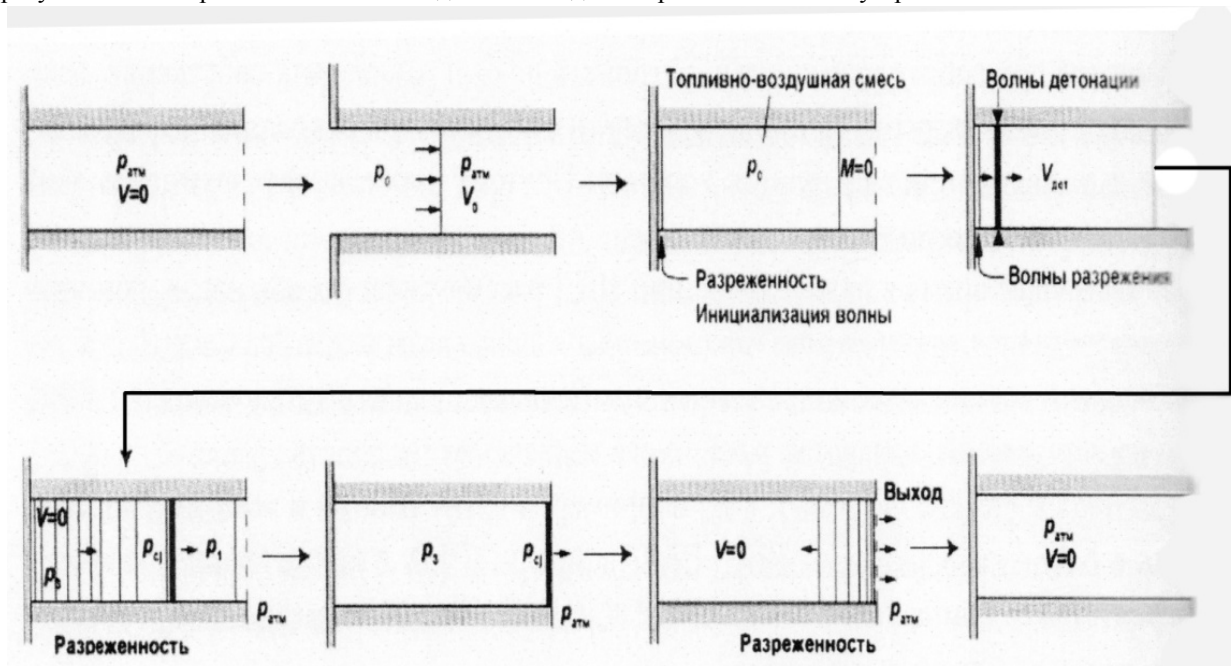


Рис. 1. Основные фазы рабочего цикла в пульсирующей детонационной трубке

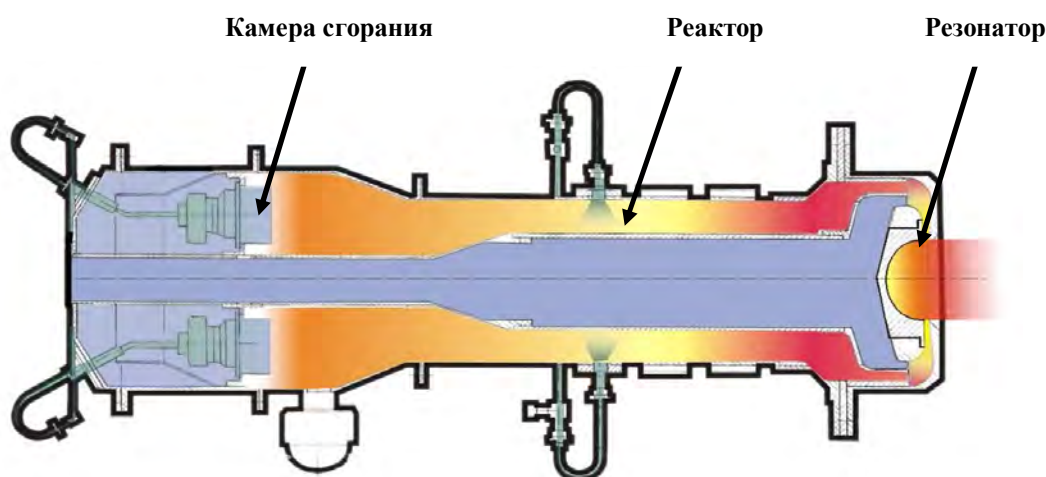


Рис. 2. Схема ПДД с высокочастотным резонатором

Рассмотренная схема ПДД с высокочастотным резонатором (рис. 2), отличающаяся отсутствием каких-либо механических клапанов и прерывистых запальных устройств и представляет собой последовательно соединенные камеру сгорания, реактор и газодинамический резонатор (детонационную каме-

ру), в которых реализуется двухстадийное сгорание топливовоздушной смеси [7]. Пульсирующий процесс осуществляется за счет возбуждения резонансных высокочастотных автоколебаний в газодинамическом резонаторе, периодически заполняемый специально подготовленной экзотермически активной

топливозвоздушной смесью, а выделение тепла, увеличивающее амплитуду этих колебаний, происходит в пересжатых детонационных волнах, формируемых в резонаторе. Сочетание высокой частоты пульсаций и малых размеров является основным отличием и достоинством пульсирующего детонационного двигателя предлагаемой схемы.

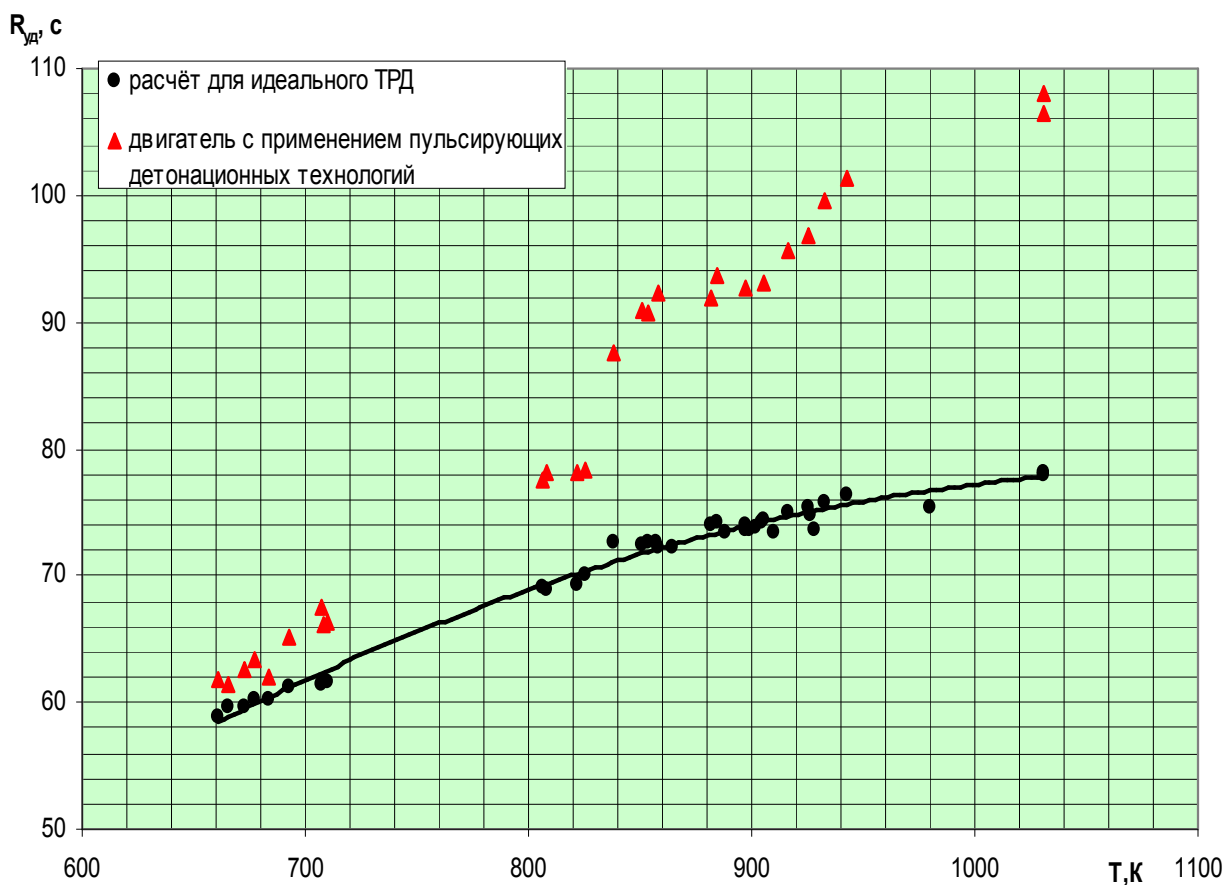
Экспериментальные модели ПДД, работающие на керосиновоздушных топливных смесях, исследовались на испытательном стенде непрерывного действия.

В процессе испытаний измерялись расходы воздуха и керосина, их температуры и давления, а также температура и давление газовой смеси на входе в газодинамический резонатор. Тяга модели

измерялась с помощью тензометрического датчика, а для исключения влияния входного импульса модель располагалась ортогонально воздушным трубопроводам.

Были исследованы различные конфигурации резонаторов и схемы подачи в них горючей смеси.

На рис. 3 представлены экспериментальные зависимости удельной тяги от температуры на входе в резонатор [8]. Там же приведена аналогичная расчетная зависимость для идеального сопла Лавая. Видно, что для заданного размера резонатора существует область, где значения силы тяги модели превышают значения, полученные для сопла Лавая в той же области давления на входе.



Зависимость удельной тяги от температуры на входе в резонатор при $P^* = 3,2 \pm 0,5$ атм

Рис. 3. Зависимость удельной тяги от температуры на входе в резонатор

На основании результатов расчетно-экспериментальных исследований и стендовых испытаний пульсирующего детонационного двигателя на керосиновоздушной топливной смеси, проведенных в НТЦ им А.Люльки, при термодинамических параметрах, соответствующих параметрам за турбиной типичных ТРД, предложена схема турбокомпрессорного ПДД (ТКПДД), которая может быть использована, например, для модернизации двигателя МД-120.

Предложена компоновочная схема пульсирующего детонационного двигателя рис. 4, состоит из последовательно соединенного газогенератора двигателя МД-120 и выходного устройства с блоком газодинамических резонаторов, установленным вместо удлинительной трубы с реактивным соплом.

Блок газодинамических резонаторов представляет собой корпус, выполненный в виде усеченного конуса, с углом раскрытия 15° . На выходном основании, непосредственно за турбиной двигателя

МД-120 закреплен блок из 8 резонаторов.

Каждый газодинамический резонатор соответствует схеме представленной на рис. 2 и результатам испытаний приведенных на рис. 3.

Площадь проходного сечения кольцевых сопел блока газодинамических резонаторов соответствует площади за турбиной двигателя МД-120.

Расчеты показали, что без конструктивной доработки газогенератора двигателя МД-120, то есть в

штатной компоновке с температурой газа до 1280К на режиме $H = 0$, $M = 0,8$ возможно получить тягу двигателя до 240 кгс, при этом удельный расход топлива уменьшается на 30%.

Расчеты также проводились с увеличением температуры $T_g^* = 1327K$ и улучшенными характеристиками компрессора (новая центробежная ступень, которая позволяет незначительно улучшить КПД при неизменном уровне расхода воздуха).

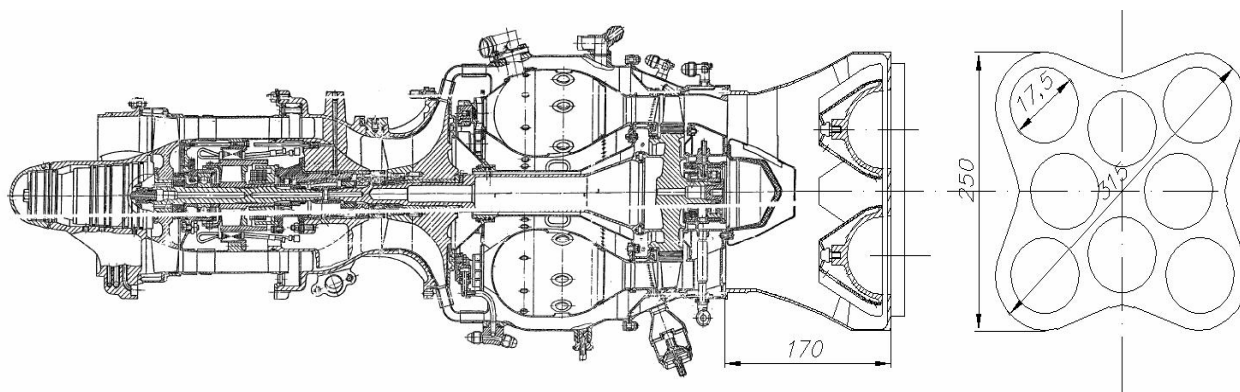


Рис. 4. Компоновочная схема пульсирующего детонационного двигателя на базе газогенератора МД-120

Выводы

Основными недостатками существующих газогенераторов для применения на ПудД является их высокая стоимость.

Сейчас разработка детонационного двигателя является новым направлением в развитии авиадвигателестроения, заслуживающим особого внимания. Встает вопрос о необходимости создания нового более дешевого турбокомпрессора, который сможет поддерживать постоянное давление на входе в блок с газодинамическими резонаторами на всех режимах полета.

Литература

1. Импульсные детонационные двигатели / Под редакцией С.М. Фролова. – М.: Торус Пресс, 2006. – 592 с.
2. Детонационный двигатель для космических приложений / Э. Даню, Ф. Фалемпа, Ф.А. Быковский, С.А. Ждан. – М.: Торус Пресс, 2006. – 568 с.
3. Патент СССР. Способ получения тяги и устройство для получения тяги / Пушкин Р.М.,

Тарасов А.И. – № 1672933 от 22.04.91г., с приоритетом от 30.11.89г.

4. Патент РФ. Способ получения тяги и устройство для его осуществления / Антоненко В.Ф., Пушкин Р.М., Тарасов А.И. и др. – №2034996 от 10.05.95г., с приоритетом от 11.10.93г.

5. Левин В.А. Новый подход к организации рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей / В.А. Левин, Ю.Н. Нечаев, А.И. Тарасов // Химическая физика. – 2001. – Т. 20, № 6.

6. Нечаев Ю.Н. Результаты экспериментальных исследований керосиновоздушных пульсирующих детонационных двигателей и вопросы их практического применения / Ю.Н. Нечаев, А.С. Полев, А.И. Тарасов // Химическая физика. – 2003. – Т. 22, № 8.

7. Патент РФ. Пульсирующий детонационный двигатель / Гойхенберг М.М., Марчуков Ю.Н., Тарасов А.И., Смирнов В.И. – № 2249121 от 25.03.2005г., с приоритетом от 05.08.2003г.

8. Марчуков Е.Ю. Результаты стендовых испытаний / Е.Ю. Марчуков, С.В. Евстигнеев, А.И. Тарасов // Материалы доклада на конференции пульсирующих детонационных двигателей. – ЦИАМ, 10-11 ноября 2009г.

Поступила в редакцию 28.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, доцент кафедры авиационных двигателей А.А. Мохов, Военный учебный научный центр ВВС РФ, Москва, Россия.

**ПЕРСПЕКТИВИ ВИКОРИСТАННЯ ПУЛЬСУЮЧИХ
ДЕТОНАЦІЙНИХ ТЕХНОЛОГІЙ В ТУРБОРЕАКТИВНИХ ДВИГУНАХ**

О.І. Тарасов, В.А. Щипаков

Перспективи використання детонаційного згорання палива, що відкрилися останніми роками, істотно підвищили інтерес до двигунів періодичного згорання. Про це свідчать численні публікації, що з'явилися у пресі, патенти і проекти двигунів з двоохтадійним згоранням палива різних схем. Це пояснюється тим, що в детонаційних хвилях процес згорання паливоповітряної суміші здійснюється практично миттєво, чим забезпечується можливість значного підвищення тиску в камерах згорання, що мають форму напівзамкненого об'єму, і відпадає необхідність у випускних клапанах.

Ключові слова: пульсуючий двигун, періодичне згорання палива, резонатор, детонаційна хвиля, автоколивання.

**USING PULSE DETONATION TECHNOLOGY TO INCREASE TRACTION
THE EFFICACY ENGINES**

A.I. Tarasov, V.A. Shchipakov

The description happens to in article to perspective model of the engine with two-stage combustion fuel. The Considered advantage and defect of the different schemes of the engines, similar models, problems of the designing. For present day practically exhausted possibility of the further improvement of the features aircraft gas-turbine engines that is explained by restriction on existing materials, using at production GTE and many other reasons. Opened at the last years perspective of the using two-stage combustion fuel have greatly raised the interest to engines of periodic combustion fuel.

Key words: pulse engine, periodic fuel combustion, resonator, detonation waves, autooscillation.

Тарасов Александр Иванович – канд. тех. наук, Главный конструктор ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки», Москва, Россия.

Щипаков Владимир Андреевич – инженер-конструктор 3 кат. ОАО «НПО «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки», Москва, Россия; аспирант кафедры «Теория и расчет ВРД» Московского авиационного института (государственный технический университет), Москва, Россия.

УДК 629.124

Г.Ф. РОМАНОВСКИЙ, А.А. ТАРАСЕНКО

Национальный университет кораблестроения и.м. адм. Макарова, Николаев, Украина

ПОСТРОЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПРЕССОРОВ С УСТРОЙСТВАМИ ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА С ПОМОЩЬЮ ОБОБЩЕННЫХ ЗАВИСИМОСТЕЙ

Предлагается алгоритм построения характеристики компрессора с устройствами перепуска воздуха или системы компрессоров. При построении характеристик используются обобщенной характеристики компрессора и устройств перепуска полученные на основе использования газодинамических функций и общих соотношений. В качестве исходных данных используются следующие параметры номинального режима: степень повышения давления; адиабатический кпд компрессора; газодинамическая функция лямбда на входе в компрессор; газодинамическая функция лямбда на выходе из компрессора. Характеристика получена в системе координат, степень повышения давления – относительный приведенный расход на входе в компрессор и представлена в виде изодром.

Ключевые слова: газодинамические функции, характеристика, расход, кпд, степень повышения давления, изодрома, устройства перепуска воздуха.

Введение

При осуществлении запуска газотурбинных двигателей очень часто используют перепуск воздуха в компрессорах [1, 2].

В качестве устройств перепуска используют клапана и ленты перепуска воздуха (ЛПВ). Характеристика устройств перепуска известна и может быть описана как устройство типа газодинамическое сопротивление [3]. Характеристика компрессора может быть получена с помощью методики [4].

При построении характеристик компрессоров полагают момент закрытия ЛПВ известным и строят общую характеристику одну для всего диапазона. Можно построить две разных характеристики: одну – для случая открытых устройств перепуска; другую – для случая закрытых устройств перепуска.

При расчете частичных режимов можно менять момент закрытия ЛПВ, переходя с одной характеристики на другую.

Имея обобщенную методику расчета характеристики можно варьировать точкой установки ЛПВ с целью ее рационального выбора.

1. Формулирование проблемы

Требуется разработать методику расчета характеристик компрессора или системы компрессоров, в которых установлены устройства перепуска воздуха. Характеристики компрессоров и устройств перепуска считаются известными и определены соотношениями, полученными в [3, 4].

Цель работы – получить характеристику системы компрессоров с устройствами перепуска воз-

духа по известным характеристикам отдельных элементов.

1.1 Общие соотношения

Компрессор с устройствами перепуска воздуха рассматриваем как два компрессора, между которыми смонтировано устройство перепуска воздуха (рис. 1). Устройство перепуска воздуха будем в дальнейшем называть ЛПВ.

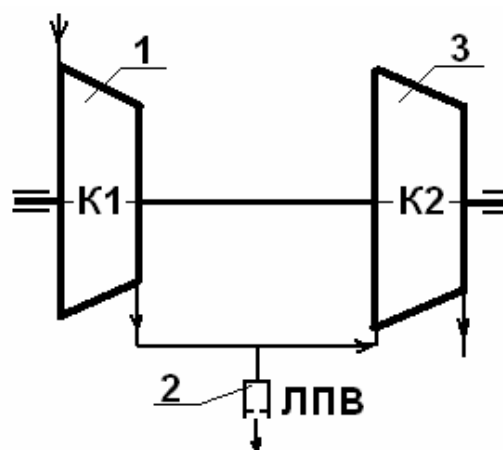


Рис. 1. Схема компрессора с перепуском воздуха: 1 – первый компрессор (K1); 2 – устройство перепуска воздуха (ЛПВ); 3 – второй компрессор (K2)

На номинальном режиме обычно известны:

- степень повышения давления – π_{KH} ;
- расход воздуха – G_{KH} ;
- адиабатический кпд – η_{KH} .

Расход воздуха через оба компрессора считаем постоянным.

Если на номинальном режиме степень повышения давления в компрессоре $\pi_{кн}$, то точка установки устройства перепуска воздуха определена степенью повышения давления $\pi_{к1н}$ в компрессоре К1 на номинальном режиме. Значение $\pi_{к1н}$ должно быть задано. Степень повышения давления $\pi_{к2н}$ в компрессоре К2 на номинальном режиме определяется с помощью выражения

$$\pi_{к2н} = \frac{\pi_{кн}}{\pi_{к1н}}. \quad (1)$$

Адиабатический КПД компрессоров К1 и К2 может быть определен из условия равенства КПД элементарной ступени компрессоров на номинальном режиме

$$\eta_{к1н} = \frac{\pi_{к1н}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\pi_{к1н}^{\frac{k}{k-1}} - 1}; \quad (2)$$

$$\eta_{к2н} = \frac{\pi_{к2н}^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\pi_{к2н}^{\frac{k}{k-1}} - 1}, \quad (3)$$

где k – показатель адиабаты; η_0 – КПД ступени компрессора.

Формулу аналогичную (2) или (3) можно записать для КПД всего компрессора, который известен и найти КПД элементарной ступени, а затем с помощью выражений (2) и (3) найти КПД компрессоров.

Характеристика устройств перепуска воздуха может быть определена расходом воздуха $G_{лпвн}$ на номинальном критическом режиме. Предполагается, что при продувке клапана температура воздуха 15 °С, а давление равно критическому

$$P_{лпвн}^* = P_0 \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (4)$$

где P_0 – давление наружного воздуха.

Введем обозначение

$$\begin{aligned} k_G &= \frac{G_{лпвн}}{G_{кн}}; & k_T &= \frac{T_{к1н}^*}{T_{лпвн}^*}; \\ k_P &= \frac{P_{к1н}^*}{P_{лпвн}^*}; & k_{лпв} &= \frac{k_P \cdot k_G}{\sqrt{k_T}}. \end{aligned} \quad (5)$$

Тогда

$$\bar{P}_{лпв}^* = \frac{P_{к1н}^*}{P_{лпвн}^*} = \frac{P_{к1н}^*}{P_{к1н}^*} \frac{P_{к1н}^*}{P_{лпвн}^*} = \bar{P}_{к1}^* \cdot k_P; \quad (6)$$

$$\bar{T}_{лпв}^* = \frac{T_{к1н}^*}{T_{лпвн}^*} = \frac{T_{к1н}^*}{T_{к1н}^*} \frac{T_{к1н}^*}{T_{лпвн}^*} = \bar{T}_{к1}^* \cdot k_T. \quad (7)$$

Коэффициенты k_G ; k_T ; k_P можно легко вычислить. Действительно при $T_{лпвн}^* = T_0$

$$k_T = \frac{1 + \left(\pi_{к1н}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{к1н}}}{T_{лпвн}^*} T_0 = 1 + \left(\pi_{к1н}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{к1н}};$$

$$k_P = \frac{P_0 \cdot \pi_{к1н}}{P_0 \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}}} = \pi_{к1н} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} = 0,528 \pi_{к1н}.$$

Уравнение тока для ЛПВ можно записать в следующем виде

$$\frac{G_{лпв} \sqrt{T_{лпв}^*}}{P_{лпв}^*} \frac{1}{m F} = q(\lambda).$$

Для номинального режима ЛПВ

$$\frac{G_{лпвн} \sqrt{T_{лпвн}^*}}{P_{лпвн}^*} \frac{1}{m F} = 1.$$

Разделив первое из этих уравнений на второе, получим

$$\frac{\bar{G}_{лпв} \sqrt{\bar{T}_{лпв}^*}}{\bar{P}_{лпв}^*} = q(\lambda).$$

Здесь символ надчеркивания означает, что параметры отнесены к параметрам перед ЛПВ на номинальном режиме ЛПВ т.е. к тем, на которых проводилась продувка ЛПВ (перепускного клапана).

Используя коэффициенты k_G , k_T , k_P и выражения (6) и (7), получим

$$\frac{G_{лпв} \sqrt{\bar{T}_{к1}^* \cdot k_T}}{G_{кн} \cdot k_G \cdot \bar{P}_{к1}^* \cdot k_P} = q(\lambda)$$

или

$$\frac{G_{лпв}}{G_{кн}} = q(\lambda) \frac{\bar{P}_{к1}^*}{\sqrt{\bar{T}_{к1}^*}} \frac{k_G \cdot k_P}{\sqrt{k_T}} = q(\lambda) \frac{\bar{P}_{к1}^*}{\sqrt{\bar{T}_{к1}^*}} k_{лпв}. \quad (8)$$

Часто в газодинамике используют параметр расхода [1, 2]

$$g = \frac{G \cdot \sqrt{T}}{P}.$$

Полезно отметить, что относительный параметр расхода численно равен отношению газодинамической функции $q(\lambda)$ к этой же функции на номинальном режиме.

Относительный параметр расхода на входе в компрессор К2

$$\bar{g}_{K2in} = \frac{G_K - G_{ЛПВ}}{G_{KH}} \frac{\bar{P}_{K1}^*}{\sqrt{\bar{T}_{K1}^*}} = \bar{g}_{K1ou} - q(\lambda) \cdot k_{ЛПВ} \cdot (9)$$

Функцию $q(\lambda)$ можно определить, рассмотрев ЛПВ как устройство типа «гидравлическое сопротивление». Восстановления полного давления в ЛПВ на частичном режиме можно определить из следующего выражения [3]

$$1 - v = (1 - v_{кр}) \frac{q(\lambda)^2}{\bar{\varepsilon}}, \quad (10)$$

где $v_{кр} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} = 0,528$ – степень восстановления полного давления при критическом истечении; $v = 1/\pi_{K1}$; π_{K1} – степень повышения давления в компрессоре К1 на частичном режиме; $\bar{\varepsilon} = \frac{\varepsilon(\lambda)}{\varepsilon(1)}$;

q, ε – газодинамические функции.

Выражение (10) можно переписать в виде

$$\frac{q(\lambda)^2}{\bar{\varepsilon}} = \frac{1 - 1/\pi_{K1}}{1 - 0,528}. \quad (11)$$

Выражение (11) позволяет определить газодинамическую функцию λ , а по известной λ легко находим $q(\lambda)$.

В статье [4] приведена методика построения характеристик компрессора, которая завершилась двумя процедурами:

$$\pi_K = \pi_K(\bar{n}_{пр}, \bar{g}_{Kou}, \eta_{KH}, \pi_{KH}); \quad (12)$$

$$\bar{g}_{Kou} = \bar{g}_{Kou}(\bar{n}_{пр}, \bar{g}_{Kin}, \eta_{KH}, \pi_{KH}). \quad (13)$$

Приведенную скорость вращения компрессора К2 можно определить с помощью выражения

$$\bar{n}_{K2пр} = \bar{n}_{K1пр} / \sqrt{\bar{\theta}_{K1}}, \quad (14)$$

где $\bar{\theta}_{K1}$ – отношение температур (относительных) на выходе и входе компрессора.

Полученные выражения позволяют построить характеристику компрессора с открытыми устройствами перепуска воздуха.

2. Построение характеристики компрессора

Характеристику компрессора с открытой ЛПВ строят в следующей последовательности:

1. По заданному $\pi_{K1н}$ с помощью выражений (1–3) определяем $\pi_{K2н}$ и $\eta_{K1н}, \eta_{K2н}$;

2. По заданному $G_{ЛПВн}$ определяем коэффициент $k_{ЛПВ}$;

3. Задаемся $\bar{n}_{пр}$ для компрессора К1 и по заданному $\bar{g}_{Kin}$ с помощью (13) находим $\bar{g}_{Kou}$ и с помощью (12) находим π_{K1} ;

4. С помощью выражения (14) определяем приведенные обороты для компрессора К2, с помощью (9) определяем $\bar{g}_{K2in}$, а с помощью выражений (13) и (12) находим π_{K2} ;

5. Определяем общую степень повышения давления компрессора по формуле $\pi_K = \pi_{K1} \cdot \pi_{K2}$.

С помощью изложенной методики построена характеристика компрессора, приведенная на рис. 2.

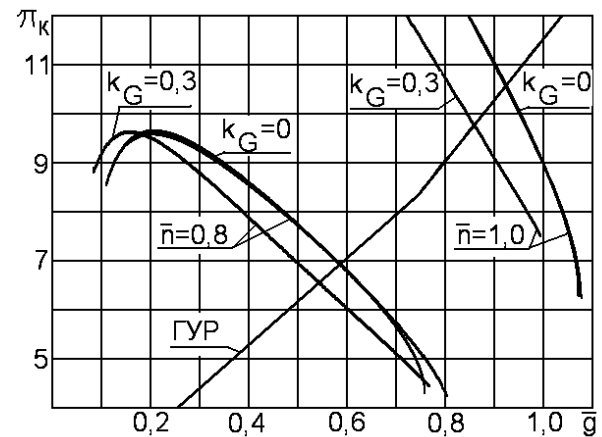


Рис. 2. Характеристика компрессора для $\pi_{KH} = 9$:

$k_G = 0$ – изодромы для случая закрытой ЛПВ;

$k_G = 0,3$ – изодромы для случая открытой ЛПВ

На рис. 2 приведена характеристика компрессора с $\pi_{KH} = 9$ с закрытой и открытой ЛПВ при $\pi_{K1н} = 3$ и $k_G = 0,3$. Видно существенное влияние устройств перепуска воздуха на характеристику компрессора.

Выражение (14) получено из условия, что приведенная скорость вращения на номинальном режиме для компрессора К2 является номинальной. Компрессор К2 считается специально спроектирован именно на такую скорость вращения, которая определяется температурой за компрессором К1.

Если данные по расходу через клапана получены для других условий, то необходимо пересчитать их к указанным с помощью формул приведения.

Заключение

Разработанная методика позволяющая построить обобщенную характеристику компрессора для широкого диапазона параметров.

Предложенная методика позволяет получить все результаты, ожидаемые от характеристики компрессора.

Экспериментальные данные по характеристикам устройств перепуска (ЛПВ) можно учесть с помощью коэффициента k_G и формул приведения.

Литература

1. Романовський Г.Ф. *Теоретичні основи проектування суднових газотурбінних агрегатів: навчальний посібник* / Г.Ф. Романовський, М.В. Ващиленко, С.І. Сербін. – Миколаїв: УДМТУ, 2003. – 304 с.

2. Нечаев Ю.Н. *Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч. 1* / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М.: Машиностроение, 1977. – 312 с.

3. Тарасенко А.А. *Частичные режимы устройств типа газодинамическое сопротивление в судовых ГТД* / А.А. Тарасенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 8 (55) – С. 56-58.

4. Тарасенко А.А. *Применение обобщенных зависимостей для построения характеристик компрессоров с помощью ЭВМ* / А.А. Тарасенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 7 (64) – С. 74-77.

Поступила в редакцию 24.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.Р. Ткач, Национальный университет кораблестроения, Николаев, Украина..

ПОБУДОВА ХАРАКТЕРИСТИК КОМПРЕСОРІВ З ПРИСТРОЯМИ ПЕРЕПУСКУ ПОВІТРЯ ЗА ДОПОМОГОЮ УЗАГАЛЬНЕНИХ ЗАЛЕЖНОСТЕЙ

Г.Ф. Романовський, О.О. Тарасенко

Пропонується алгоритм побудови характеристики компресора з пристроями перепуску повітря або систем компресорів. При побудові характеристик використовуються узагальнені характеристики компресора та пристроїв перепуску повітря, одержаних на базі використання газодинамічних функцій і загальних співвідношень. В якості базових даних використовуються наступні параметри номінального режиму: ступінь підвищення тиску; адіабатичний коефіцієнт компресору; газодинамічна функція лямбда на вході у компресор; газодинамічна функція лямбда на виході із компресора. Характеристика одержана в системі координат, ступінь підвищення тиску – відносна приведена витрата повітря на вході в компресор і представлена у вигляді ізодром.

Ключові слова: газодинамічні функції, характеристика, витрата, ккд, ступінь підвищення тиску, ізодрома, пристрої перепуску повітря.

CHARACTERISTICS OF COMPRESSORS WITH AIR RERUN DEVICES USAGE WITH GENERALISED DEPENDANCE

G.F. Romanovsky, A.A. Tarasenko

Algorithm of construction integrated characteristic of the compressor with air rerun devices or compressor system is offered. During the characteristic building generalized compressors with air rerun devices characteristics that was got from gas-dynamic function usage are used. Gas-dynamic functions lambda on the entrance and exit of the compressor, adiabatic efficiency of the compressor on the nominal mode, level of the rising pressure on the nominal mode are the initial information. Characteristic is taken in the coordinate system, pressure ratio – relative expenditure on the compressor entry and is given as isodromic view.

Key words: Gas-dynamic functions, characteristic, expenditure, efficiency, pressure ratio, isodromic. Air rerun devices.

Романовський Георгій Федорович – д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри турбін Національного університету кораблестроєння ім. адм. Макарова, Николаєв, Україна.

Тарасенко Олександр Олександрович – аспірант кафедри турбін Національного університету кораблестроєння ім. адм. Макарова, Николаєв, Україна, e-mail: tai777@ukrpost.net.

УДК 621.454

Э.В. ЗАРЕМБА¹, И.П. КОВАЛЕВ¹, С.П. БИРЮКОВ², А.В. ГОЛОВАТЕНКО²¹Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева, Россия²ЗМКБ Ивченко-Прогресс, Запорожье, Украина

ПРОБЛЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ РЕВЕРСА-НЕЙТРАЛИЗАТОРА ТЯГИ НА МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЯХ Д-436ТП САМОЛЕТА-АМФИБИИ БЕ-200

Рассмотрены вопросы создания реверса-нейтрализатора тяги на маршевых двигателях Д-436ТП самолета-амфибии БЕ-200ЧС с целью улучшения эксплуатационных характеристик самолета на воде и при выполнении операций по пожаротушению. Окончательные результаты по работе устройства реверса-нейтрализатора планируется получить в ходе летных испытаний на самолете-амфибии БЕ-200ЧС. Отмечено, что создание реверса-нейтрализатора тяги является необходимым завершающим этапом в ходе долгих совместных экспериментальных работ.

Ключевые слова: самолет-амфибия, реверс-нейтрализатор, ДТРД, пилотажный стэнд.

Введение

В течение десяти лет происходят летные испытания и эксплуатация самолета-амфибии Бе-200ЧС. Во время проведения летных испытаний были проведены различные комплексные исследования поведения самолета как в воздухе, так и на водной поверхности. Самолет-амфибия Бе-200ЧС сертифицирован по Российским нормам летной годности АП-25 АР МАК, также прошла Европейская сертификация самолета. Сертификация маршевого двигателя Д-436ТП в настоящее время успешно завершена. Основное назначение самолета-амфибии Бе-200ЧС – это «самолет-пожарник», «самолет-спасатель», «пассажирский» вариант.

1. Формулирование проблемы

При проведении спасательных операций самолетом Бе-200ЧС МЧС России на водной поверхности было обнаружено, что довольно значительное перемещение самолета при работе маршевых двигателей Д-436ТП на минимально возможном режиме – режиме земного малого газа – затрудняет выполнение спасательных операций. Подобное явление на реактивном гидросамолете Бе-10 и самолете-амфибии А-42 было выявлено ранее, но такого отрицательного влияния на функционирование на этих самолетах оно не оказывало, поскольку спасательные функции не были основными.

Заказчик самолета-амфибии Бе-200ЧС – Министерство по Чрезвычайным ситуациям России – потребовал от нас, разработчиков самолета наметить и выполнить мероприятия, обеспечивающие создание минимальной или нулевой скорости самолету при

проведении спасательных операций на водной поверхности.

2. Решение проблемы

Сложность создания управляемого реверса на гидросамолете с ДТРД, установленными сверху фюзеляжа, немного сзади крыла (1), не позволяла использовать традиционные схемы реверса и управления его тягой по аналогии с ДТРД внизу крыла (на пилонах) или в хвостовой части фюзеляжа самолетов сухопутного базирования (2).

В результате поиска специалисты ТАНТК им. Г.М. Бериева и ЗМКБ Ивченко-Прогресс установили, что одним из наиболее эффективных решений этой проблемы является создание реверса-нейтрализатора на маршевых двигателях Д-436ТП с выводом управляемых воздушных струй от вентилаторного контура ДТРД вверх, вперед и в бок.

Система нейтрализации тяги двигателя Д-436ТП для многоцелевого самолета-амфибии БЕ-200ЧС разрабатывается для нейтрализации положительной тяги маршевых двигателей на режиме «Малый земной газ» на плаву, а также для управления вектором тяги с целью улучшения маневренности и взлетно-посадочных характеристик на воде и суше.

Система нейтрализации тяги двигателя должна использоваться:

- а) при нахождении самолета-амфибии на плаву:
 - для обеспечения скорости $V = 0$ км/час. во время запуска, загрузки грузов при работающих двигателях;
 - для выполнения циркуляций, рулежек под различными углами к направлению ветра (на малых скоростях движения и только на плаву);

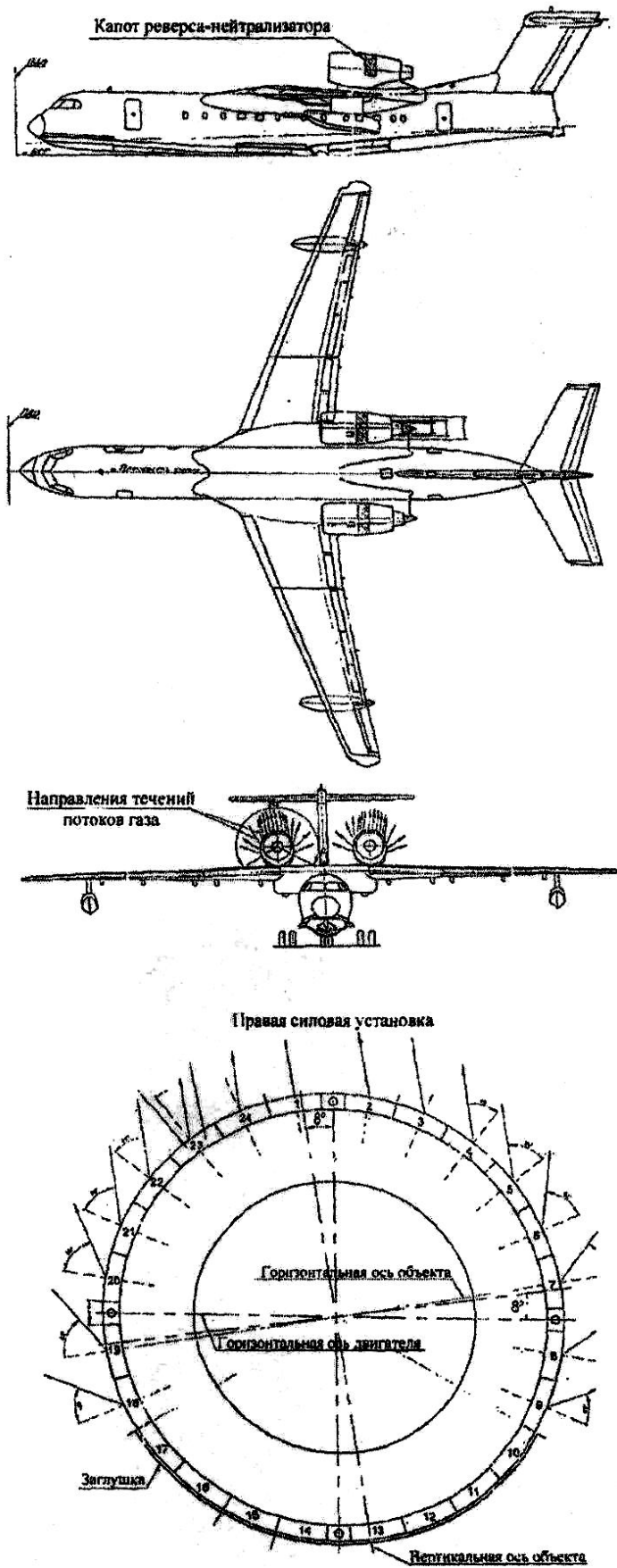


Рис. 1. Схема выдува воздушных струй из реверса-нейтрализатора

– при посадке на воду для уменьшения дистанции пробега в нормальной эксплуатации;

– в случае прерванного взлета для сокращения потребной длины акватории гидродрома; для уменьшения скорости движения в случае выпуска шасси, когда скорость движения самолета ограничена ($V \leq 12$ км/час);

б) при нахождении самолета-амфибии на суше:

– на посадке для сокращения дистанции пробега по аэродрому в нормальной эксплуатации;

– при прерванном взлете для сокращения дистанции пробега по аэродрому

Система нейтрализации тяги включает в себя нейтрализатор тяги с функцией реверсирования и систему управления нейтрализацией и реверсированием тяги.

Нейтрализатор тяги устанавливается на двигатель Д-436ТП специальным модулем, вместо проставки в задней части капота и образует с двигателем общую конструкцию.

Разработанная специалистами ТАНТК и ЗМКБ Ивченко-Прогресс, система нейтрализации тяги была смоделирована на пилотажном стенде при движении по воде самолета-амфибии Бе-200ЧС с малыми скоростями в режиме плавания и руления.

В частности, были проверены процедуры выполнения разворотов и циркуляций, процедуры с имитацией причаливания – постановки на бочку, выход на гидроспуск с учетом бокового ветра.

Летные оценки пилотов показали, что применение реверса обеспечивает существенное улучшение управляемости и снижение психофизической напряженности при выполнении руления на воде.

В основу системы управления нейтрализацией и реверсированием тяги была положена система, которая прошла отработку на опытном самолете АН-74 и показала устойчивую и надежную работу, в этой системе был учтен опыт работы пульта управления на самолете Ан-124 «Руслан».

Нейтрализация тяги двигателя и ее изменение осуществляется за счет выпуска вверх и поворота части потока воздуха наружного контура двигателя. Создаваемая при этом тяга используется для нейтрализации тяги внутреннего контура и внешних воздействий на самолет-амфибию. На рис. 1 показана схема выдува воздушных струй из окон решеток реверса-нейтрализатора при нахождении самолета-амфибии Бе-200ЧС на водной поверхности. Режим нейтрализации осуществляется плавно до необходимой величины обратной тяги.

На первом этапе при перемещении подвижного корпуса открывается проходное сечение реверсивных решеток, но створки выпуска газов еще не перекрывают полностью второй контур. На этом этапе часть воздушного потока наружного контура

выходит через реверсивные решетки, а часть – через сопло наружного контура. При этом обратная тяга наружного контура нейтрализует прямую тягу внутреннего контура

По мере необходимости роста обратной тяги проходное сечение решеток увеличивается, а проходное сечение наружного контура уменьшается.

Таким образом, создается и регулируется требуемая для маневра самолета-амфибии отрицательная тяга. Если после достижения крайнего положения «Реверс» обратной тяги недостаточно, возможно ее дальнейшее увеличение за счет увеличения режима работы двигателя.

Пульт управления двигателем при введении реверса-нейтрализатора будет иметь два рычага:

– рычаг управления двигателем (РУД);

– рычаг управления нейтрализатором (РУНТ).

Для контроля состояния реверса-нейтрализатора будет создан специальный сигнальный кадр в системе отображения информации КСЭИС самолета Бе-200ЧС.

Наиболее существенными моментами использования реверса-нейтрализатора тяги на самолете-амфибии Бе-200ЧС является работа при посадке на сушу, посадка на воду, а также участие в совершении маневров. Анализ моделирования устройства на стенде выявил необходимую величину и направление тяги, взаимосвязи и блокировки положения и параметры движения самолета на воде и на суше. Все это будет реализовано в конструкции реверса-нейтрализатора, что позволит улучшить эксплуатационные свойства самолета.

В процессе работы намечено рассмотреть возможность использования устройства на таких этапах полета, как маневрирование в ущельях и узких проемах между горами при пожаротушении.

Моделирование на пилотажном стенде ТАНТК им. Г.М. Бериева показало, что применение реверса-нейтрализатора позволит уменьшить радиусы разворотов самолета-амфибии БЕ-200ЧС на воде 2-3 раза, дистанция торможения со скорости 50 км/час. до скорости 2 км/час. может быть уменьшена в 2 раза.

Заключение

Окончательные результаты по работе устройства реверса-нейтрализатора будут получены в ходе летных испытаний на самолете-амфибии БЕ-200ЧС.

Таким образом, можно утверждать следующее, что создание реверса-нейтрализатора тяги является необходимым завершающим этапом в ходе долгих экспериментальных работ, проведенных ТАНТК им. Г.М. Бериева и ЗМКБ Ивченко-Прогресс.

Литература

1. Руководство по технической эксплуатации самолета-амфибии БЕ-200ЧС. – Таганрог: ТАНТК

им. Г.М. Бериева, 2000. – 420 с.

2. Поликовский В.И. Силовые установки летательных аппаратов / В.И. Поликовский, Д.Н. Сурнов. – М.: Машиностроение, 1965. – 340 с.

Поступала в редакцию 18.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, главный научный сотрудник Л.Г. Фортинов, Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева, Таганрог, Россия.

**ПРОБЛЕМИ РЕАЛІЗАЦІЇ РЕВЕРСУ-НЕЙТРАЛІЗАТОРА ТЯГИ
НА МАРШЕВИХ ДВИГУНАХ Д-436ТП ЛІТАКА-АМФІБІЇ БЕ-200**

Е.В. Заремба, І.П. Ковальов, С.П. Бірюков, А.В. Головатенко

В даний час ТАНТК ім. Г.М. Берієва і ЗМКБ Івченко-Прогрес проектуєть реверс-нейтралізатор тяги на маршевих двигунах Д-436ТП, який реально поліпшить експлуатаційні характеристики літака БЕ-200ЧС на воді, а також забезпечить підвищення його маневреності при виконанні польотів при пожежогасінні. Остаточні результати по роботі пристрою реверсу-нейтралізатора планується отримати в ході льотних випробувань на літаку-амфібії БЕ-200ЧС. Відмічено, що створення реверса-нейтралізатора тяги є необхідним завершуючим етапом в ході довгих спільних експериментальних робіт.

Ключові слова: літак-амфібія, реверс-нейтралізатор, ДТРД, пілотажний стенд.

**THE PROBLEMS OF IMPLEMENTATION OF THE THRUST REVERSER-NEUTRALIZATOR
ON THE D-436TP CRUISE ENGINES OF THE BE-200 AMPHIBIOUS AIRPLANE**

E.V. Zarembo, I.P. Kovalev, S.P. Biryukov, A.V. Golovatenko

Currently the Beriev Aircraft Company together with Ivchenko Progress Design Bureau are developing the thrust reverser-neutralizer for the D-436TP cruise engines of the BE-200ES amphibious airplane, that will increase significantly the amphibian performance on water as well as will provide aircraft maneuverability improving at fire-fighting mission flights. Final results on work of device of revers-нейтралізатора it is planned to get during flying tests on the airplane-amphibian of BE-200ES. It is marked that creation of реверса-нейтралізатора of traction is the necessary finishing stage during long joint experimental works.

Key words: airplane-amphibian, revers-нейтралізатор, DTRD, pilotage stand.

Заремба Едуард Владимирович – канд. техн. наук, инженер-конструктор 1 кат., Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева, Таганрог, Россия.

Ковалев Игорь Павлович – начальник КБ, Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева, Таганрог, Россия.

Бірюков Сергей Петрович – начальник бригады, ЗМКБ Івченко-Прогрес, Запорожье, Украина.

Головатенко Андрей Викторович – заместитель начальника бригады, ЗМКБ Івченко-Прогрес, Запорожье, Украина.

УДК 621.427

А.Ж. МУРЗАГАЛИЕВ, В.Г. НЕКРАСОВ*Актюбинский государственный университет им. К. Жубанова, Актюбе, Казахстан***ПРИНЦИПЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ ТУРБИНЫ ОБЪЕМНОГО РАСШИРЕНИЯ**

Рассмотрен подход к конструированию винтовых двигателей глубокого расширения. Применение вращательного движения позволяет исключить ряд недостатков, присущих поршневым двигателям. Среди ротационных двигателей известны лопаточные машины – турбины. А также винтовые двигатели с цилиндрическими роторами. Оба типа двигателей не решают проблемы получения механической мощности, характерной для автотракторных двигателей в пределах 100 кВт. Решением может быть винтовой двигатель при высоком начальном давлении газов и их глубоком расширении. Профилирование винтовой поверхности для них производится не по зависимостям для шестеренных передач, а по типу резьбовых соединений. Показан принципиальный подход к конструированию таких двигателей.

Ключевые слова: тепловые двигатели, объемные двигатели, поршневые двигатели, винтовые двигатели, турбина объемного расширения.

Введение

В настоящее время в автомобильном транспорте повсеместно используется двигатель внутреннего сгорания поршневого типа. Недостатки поршневых двигателей хорошо известны. Поршень, движущийся в гильзе цилиндра, подвергается воздействию боковых сил, что приводит к неравномерному износу гильзы. Импульсный режим сгорания создает ударные силы на подшипники механизма преобразования движения. Высокая частота вращения и малый период, в который цикловая доза топлива должна сгореть, негативно отражаются на экономических и экологических показателях, требуя применения сложной топливной аппаратуры. Использование гильзы цилиндра, смазываемой маслом, приводит к угару масла, повышенному его расходу, токсичным выбросам с отработанными газами.

В технике известен факт, согласно которому вращательный принцип рабочих органов машин имеет преимущества перед периодическими процессами. В двигателестроении вращательный принцип реализуется в ротационных двигателях. Ротационные двигатели (по терминологии того времени – коловратные) появились еще в XVIII веке в период применения паровых машин, т.е. до появления двигателей внутреннего сгорания. Но даже при относительно низких параметрах пара они не смогли составить конкуренции поршневым паровым машинам ввиду проблематичности уплотнения вращающихся рабочих органов в таких двигателях.

Ротационные двигатели бывают нескольких типов: с кольцевыми камерами и отсеканием объема замыкающими элементами, пересекающие кольцевые камеры, лопатные с выдвижными лопастями (шиберами), циклоидного (трохоидного) типа с пла-

нетарным вращением ротора, с замыканием объема при помощи двух или нескольких вращающихся тел при помощи зубчатых элементов (шестеренные, типа Рутс, винтовые).

В середине XX века был создан роторно-поршневой двигатель, сегодня известный как ванкель. В ванкеле благодаря планетарному движению трехгранного ротора за один оборот вала реализуется четырехтактный цикл, т.е. выпуск воздуха, его сжатие. Сгорание топлива и расширение газов, выпуск отработавших газов, причем такты происходят в разных секторах корпуса. Следовательно, в ванкеле реализовано вращение, но сгорание происходит по принципу периодического чередования тактов. В связи с ограниченной степенью сжатия ванкель сегодня не может конкурировать с быстроходными поршневыми дизельными двигателями.

Чисто ротационным двигателем является газовая турбина. Но в силу кинетического принципа преобразования энергии газовые турбины эффективны только при больших мощностях, более 3-5 МВт.

1. Постановка задачи

Для относительно небольших мощностей, характерных для автотракторных двигателей по причине небольшого объема газов и их высоких параметров целесообразно применение объемного типа двигателей. Наиболее совершенным по способу организации процесса двигателем объемного типа ротационного принципа действия является винтовой двигатель. В винтовой машине, как компрессоре, так и детандере имеется два или более роторов с винтовой навивкой. Газ замыкается в межвитковых камерах, перекрытие которых происходит при контакте винтовых поверхностей основного ротора и ротора-сателлита.

В настоящее время в качестве объемных машин используются компрессоры винтового типа. Подобный принцип использования винтовых элементов применяется в винтовых двигателях. В последние годы винтовые двигатели начали использоваться в качестве двигателей для электрогенерирующих надстроек в паровых котельных в котлах давлением 1,3 МПа, превращая обычную котельную в небольшую ТЭЦ (рис. 1) [1].

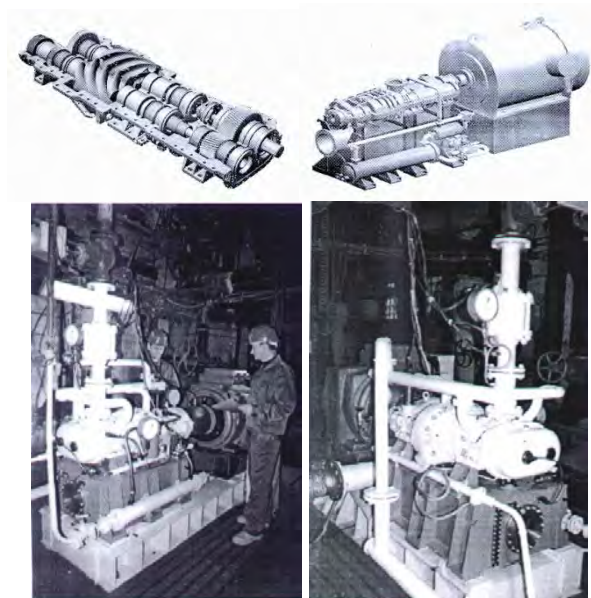


Рис. 1. Винтовой двигатель с открытым корпусом (вверху слева), винтовой энергоагрегат (вверху справа), винтовой агрегат мощностью 250 кВт, работающий на паре в котельной (внизу)

В винтовой расширительной машине с цилиндрическими роторами степень расширения не превышает 4,0 – 4,5. Поэтому после винтового двигателя давление пара составляет 0,5 – 0,6 МПа и отработавший в двигателе пар используется в теплоснабжении. Сегодня известно применение винтовых двигателей на паре мощностью 250, 1000, 2000 кВт. Это направление активно развивается в связи с созданием локальных источников электрической и тепловой энергии.

Для более глубокого использования энергии известно применение последовательного включения по пару винтовых двигателей, параллельно работающих на привод единого электрогенератора.

Принцип использования ступенчатого включения машин с цилиндрическими роторами, как в качестве компрессора, так и в качестве детандера, уже не в энергетической установке, а в схеме универсального двигателя рассмотрен в работе [2].

2. Пути решения проблемы

Идея ротационного двигателя при высокой степени расширения высказывалась на протяжении ряда лет в серии предложений и патентов. Уже в годы XXI

века схема такого двигателя была предложена авторами из Москвы в 2003 г. [3]. Авторы предложили схему винтового двигателя, имеющего как винтовой компрессор, так и винтовой детандер. Отличительной особенностью их предложения является выполнение винтового компрессора и винтовой расширительной машины на основе конических роторов (рис. 2).

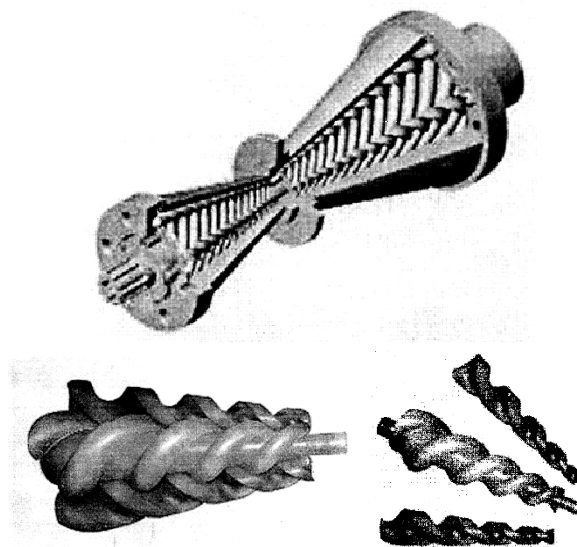


Рис. 2. Схема винтового двигателя (вверху) и вид блока роторов в комплекте (внизу слева) и отдельно основного ротора и роторов-спутников (внизу справа)

За счет конусности роторов объемы межвитковых камер изменяются, обеспечивая либо сжатие газа в компрессорной части, либо расширение газов в детандерной части двигателя. Величина сжатия и глубина расширения зависят от конусности роторов и числа спиральных витков, располагающихся на боковых поверхностях роторов. Идея винтового двигателя глубокого расширения широко обсуждалась в Интернете. Но какого-либо шага к реализации такого двигателя до настоящего времени сделано не было.

Аналогичную схему винтового двигателя глубокого расширения предложили чешские авторы из университетов в Брно и Либереца на международной конференции по изобретательской деятельности в Бельгии в 2006 г (рис. 3) [4]. Комментировал предложение специалист из Японии, который дал высокую оценку предложению чешских авторов. Предложение также осталось на уровне идеи.

Изучение вопроса о принципиальной и технической возможности получения винтовых роторов конической формы, которые могут обеспечить глубокое сжатие или расширение, показало, что каких-либо препятствий для этого нет. Изготовление подобных роторов является инженерной задачей, что было подтверждено в работе [5], где отмечается (цитата) «...В зависимости от вида траектории воз-

можны варианты получения цилиндрических и конических поверхностей, а также винтов с постоянным и переменным шагом».

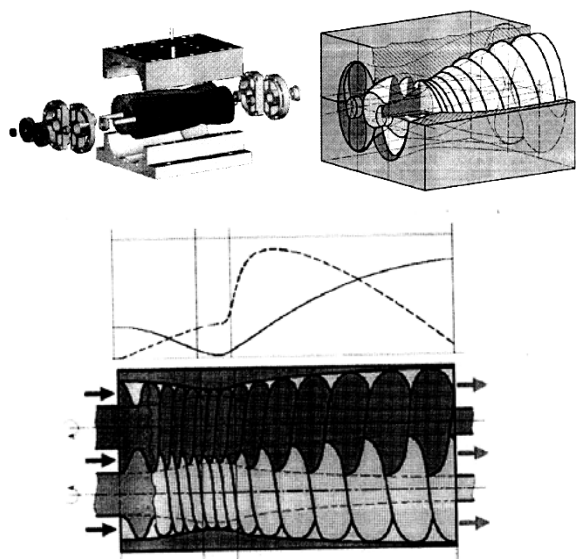


Рис. 3. Схема винтового двигателя (вверху) и график изменения объема межвитковых камер (—) и давления газов (- - -) по предложению чешских авторов

В настоящее время винтовыми машинами с коническими роторами занимаются в Центре роторных компрессоров при кафедре тепловых двигателей Тольяттинского университета (рис. 4) [6].

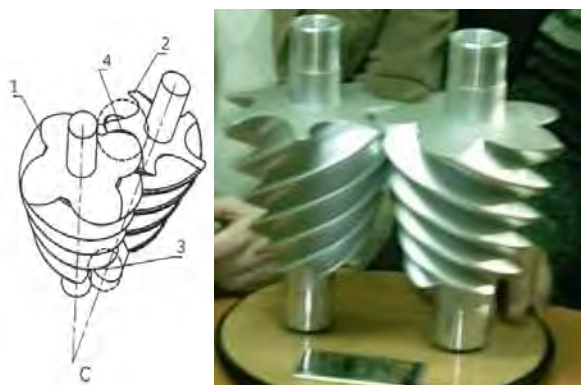


Рис. 4. Схема (слева) и фотография демонстрационной модели конических роторов винтового компрессора (справа) авторов из Тольяттинского университета)

Следует отметить, что авторы, хотя и рассматривают исследуемые ими винтовые машины в качестве преобразователя энергии как для сжатия воздуха (в компрессорах), так и в качестве расширительной машины для выработки механической мощности (экспандера), в основном прорабатывают вопрос применительно к машинам низкого давления, в частности, для нагнетателей дизельных двигателей или систем кондиционирования со степенью изменения объема (степени сжатия или степени расширения) на уровне 1,5.

3. Подход к решению проблемы

Как известно, применяемые сегодня винтовые машины с цилиндрическими роторами появились в процессе эволюции зубчатых зацеплений с наклонными зубьями. По этой причине современная теория винтовых машин строится на основе теории зубчатых (шестеренных) зацеплений [7].

Чтобы перейти в винтовой машине к параметрам традиционных двигателей, т.е. давлению порядка 10 МПа и при глубоком расширении вплоть до атмосферного давления, требуется обеспечить высокую степень расширения, на уровне 30-40 и более. В частности, перепад давления от 10 МПа до атмосферного давления обеспечивается степенью расширения около 40. Такая глубина расширения может быть получена в объемной винтовой машине, аналогичной многоступенчатой турбине. Это достигается за счет увеличения числа межвитковых замкнутых спиральных камер при определенной конусности роторов и достаточной его длине.

Для реализации такого принципа межвитковые винтовые поверхности в виде спиральных камер должны незначительно отклоняться от кольцевых камер. При этом винтовая поверхность в своей основе приближается к типу зубчатых зацеплений, известных в технике как резьбовые зацепления. Рассмотрим трансформацию обычного резьбового зацепления в газовую машину с большим изменением объемов, т.е. с высокой степенью расширения (рис. 5).

На рис. 5 приведены схемы трансформации обычного резьбового зацепления с внутренней резьбовой нарезкой в газовую машину, близкой по конструкции известным винтовым компрессорам с цилиндрическими роторами. Отличительной особенностью такой схемы является большой угол наклона гребней винтовой поверхности к оси роторов, что создает в промежутке между боковыми поверхностями статора и цилиндрической поверхностью роторов с винтовой нарезкой серию замкнутых спиральных камер. Объем этих камер одинаков и при вращении роторов будет происходить перекачка газового рабочего тела от камеры впуска к камере выпуска, но без внутреннего сжатия или расширения.

Чтобы обеспечить сжатие или расширение в спиральных камерах, роторы должны иметь коническую форму (рис. 6). При этом по мере движения газа в замкнутых камерах от одного конца ротора к другому будет происходить сжатие газа или его расширение в зависимости от направления вращения роторов. Изменение объема межвитковых спиральных камер зависит от конусности роторов и числа витков винтовой поверхности, располагающейся на конической поверхности роторов. Степень сжатия или расширения можно оценить отношением объема спиральных камер в области малого основа-

ния конусов в момент их закрытия, к объему подобных камер в области большого основания конусов в момент перед их открытием и сообщением с объемом выпускной камеры машины.

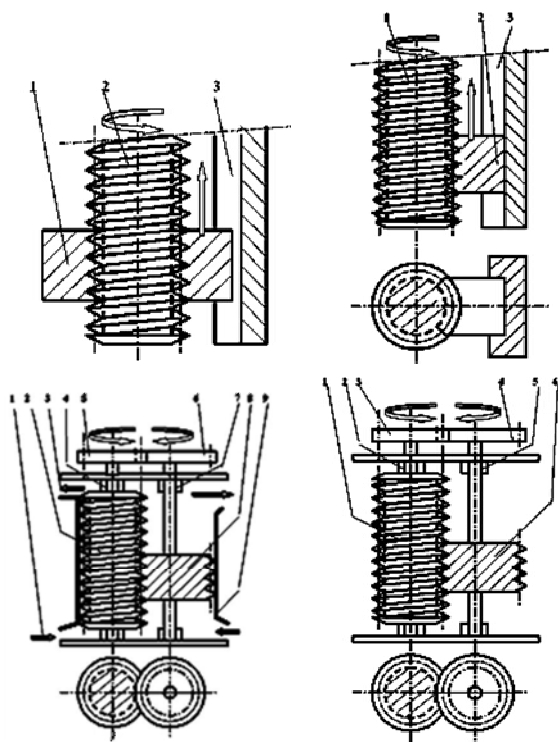


Рис. 5. Трансформация зубчатого резьбового зацепления из механического узла типа передачи «винт-гайка» (вверху слева); переход к одностороннему наружному резьбовому зацеплению (вверху справа); контакт двух цилиндрических роторов с наружной резьбовой поверхностью левого и правого вращения и связью валов при помощи синхронизирующих шестерен (внизу слева); образование винтовой газовой машины при помещении роторов с резьбовым зацеплением в корпус (внизу справа)

Благодаря такому подходу в объемной газовой машине винтового типа возможно получение заданной степени сжатия или расширения.

Переход от принципов зубчатых передач к резьбовым зацеплениям является принципиальным моментом в конструировании винтовых машин с большой степенью изменения объема. Как известно, винтовые компрессоры и известные винтовые машины с цилиндрическими роторами имеют сложный профиль зубьев, причем разной конфигурации для основного ротора и сателлита. Для обеспечения плотности контакта зубья таких объемных машин формируются по сложным кривым второй и большей степени кривизны [7].

Переход к профилированию зубьев винтовой машины по принципу резьбовых зацеплений [8] существенно упрощает выполнение таких поверхностей, так как контакт роторов происходит по по-

верхностям винтовых элементов, поперечное сечение которых выполняется по типу трапеции с прямолинейными боковыми гранями. Это упрощает изготовление роторов и позволяет использовать для выполнения роторов и их винтовой поверхности серийное станочное оборудование.

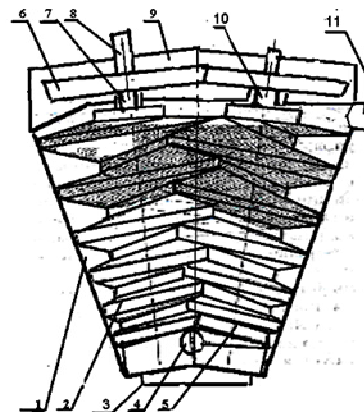


Рис. 6. Принципиальная схема винтовой машины с большой степенью изменения объема:

- 1 – корпус; 2 – ротор основной; 3 – узел подшипников на узкой стороне роторов;
- 4 – газовый порт высокого давления; 5 – ротор-сателлит; 6 – синхронизирующие шестерни;
- 7 – подшипник основного ротора в его широкой части; 8 – силовой вал винтовой машины;
- 9 – масляный картер шестеренного узла;
- 10 – подшипник ротора-сателлита в его широкой части; 11 – газовый порт низкого давления

Отличительной особенностью объемных машин с большой степенью изменения объема является обязательное применение синхронизирующих шестерен, так как углы контакта винтовых поверхностей роторов таковы, что не позволяют выполнить силовой контакт между винтовыми поверхностями роторов. Это следует из теории шестеренных и резьбовых зацеплений. В шестернях силовой контакт передается именно через зубчатые элементы. Резьбовые зацепления при большом угле наклона винтовой поверхности к оси детали в большинстве случаев являются самопорящимися в связи с распределением осевых и тангенциальных сил при коэффициенте трения, имеющего место в подобных зацеплениях. Для согласованного вращения роторов требуется применение синхронизирующих шестерен. Но при этом работа винтового контакта роторов происходит по типу обкатывания без проскальзывания, соответственно, исключается износ контактирующих поверхностей.

В итоге подобный двигатель может рассматриваться как турбина объемного расширения.

4. Задачи на перспективу

Разработка принципиальной схемы объемной винтовой машины глубокого расширения выдвигает

перед разработчиками целую серию задач, которую необходимо решить при конструировании двигателя и его реализации. В частности, одним из главных вопросов является обеспечение плотности роторов в области их взаимного контакта и контакта с конической поверхностью статора и обеспечение малых потерь на трение, а также охлаждение роторов при работе на горячих газах, смазка подшипников, а также комплекс вопросов по технологии выполнения винтовых поверхностей на конических роторах. В принципе, винтовой двигатель глубокого расширения для достижения работоспособности, высокой надежности и эффективности должен пройти путь развития, который прошел поршневой двигатель за свои 200 лет развития, естественно, в более сжатые сроки. Авторы убеждены, что имеются научные и технические предпосылки для решения этого комплекса задач.

Авторы участвуют в работе по конструированию винтовой машины глубокого расширения с коническими роторами. Выполнены расчеты винтового двигателя, разработана технология нарезки винтовой поверхности при использовании серийного металлообрабатывающего оборудования, сконструированы необходимые приспособления. В настоящее время выполняется опытные образцы роторов.

Литература

1. Левин Б.И. Паровые винтовые машины и энергосбережение / Б.И. Левин // *Отраслевая газета ЭНЕРГИЯ-ENERGY*. – М., 11.1989. – № 9-10 / 58.
2. Сотников В. О движущей силе заветов и о последователях, которые способны развивать эту силу / В. Сотников. – Донецк: Норд-Пресс, 2006. – 160 с.
3. Горлов А. Винтовой двигатель внутреннего сгорания / А. Горлов, А. Коньшин, В. Спичкин // *Двигатель*. – 2003. – № 1. – С. 34-36.
4. Perna V. New Motor and TRIZ Evaluation [Электронный ресурс] / V. Perna, B. Bušov, P. Jirman. – Режим доступа: <http://www.osaka-gu.ac.jp/php/nakagawa/TRIZ/eTRIZ/epapers/e2007Papers/ePernaETRIA2006/ePernaETRIA2006-070804.html>. – 17.05.2011 г.
5. Получение геометрии винтовой части роторов винтовых компрессоров [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.comair.ru/info/39.html>. – 17.05.2011 г.
6. Патент РФ № 2372524 Российская федерация, МКИ F04C18/16, F01C1/16. Компрессор-экспандер с коническими роторами / Кальней Е.Д., Максименко В.Н.; заявл. 2007113896/06 от 13.04.2007; опубл. 10.11.2009. – Бюл. № 31.
7. Литвин Ф.Л. Теория зубчатых зацеплений / Ф.Л. Литвин. – М.: Наука, 1968. – 206 с.
8. Биргер И.А. Расчет резьбовых соединений / И.А. Биргер. – Л.: Оборонгиз, 1959. – 252 с.

Поступила в редакцию 17.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, вед. науч. сотрудник В.И. Барков. ТОО НЕТРОЭН, Алматы, Казахстан.

ПРИНЦИПИ КОНСТРУЮВАННЯ ТУРБИНИ ОБ'ЄМНОГО РОЗШИРЕННЯ

А.Ж. Мурзагалиєв, В.Г. Некрасов

Розглянуто підхід до конструювання гвинтових двигунів глибокого розширення. Застосування обертового руху дозволяє виключити ряд недоліків, властивих поршневим двигунам. Серед ротаційних двигунів відомі машини лопаток – турбіни, а також гвинтові двигуни з циліндровими роторами. Обидва типи двигунів не вирішують проблеми отримання механічної потужності, характерної для автотракторних двигунів в межах 100 кВт. Рішенням може бути гвинтовий двигун при високому початковому тиску газів і їх глибокому розширенні. Профілізація гвинтової поверхні для них проводиться не по залежностях для шестерінчастих передач, а за типом різьбових з'єднань. Показаний принциповий підхід до конструювання таких двигунів.

Ключові слова: теплові двигуни, об'ємні двигуни, поршневі двигуни, гвинтові двигуни, турбіна об'ємного розширення.

PRINCIPLES OF CONSTRUCTION OF VOLUME EXPANSION TURBINE

A.G. Murzagaliev, V.G. Nekrassov

The considered approach to construction screw engines of volume expansion. Using rotation o motion allows to exclude the row a defect, inherent piston engine. Amongst rotary engines known blade machines - a turbines and screw engines with cylindrical rotor. Both types of the engines do not solve the problems of the reception to mechanical power typical of automobile and tractor engines with capacity about 100 kW. The decision can be a screw engine under high initial pressure gas and their deep expansion. Grading to screw surface for they are produced not on dependency for gear issues, but on type of the threading join. It is shown principle approach to construction of such engines.

Key words: thermal engines, volume engines, piston engines, screw engines, turbine of volume expansion.

Мурзагалиєв Ахмет Жакеевич – канд. техн. наук, декан технического факультета Актюбинского государственного университета им. К. Жубанова, Актюбе, Казахстан, e-mail: akhmet-zhakievich@mail.ru.

Некрасов Вадим Георгиевич – канд. техн. наук, доцент кафедры автомобильного транспорта Актюбинского государственного университета им. К. Жубанова, Актюбе, Казахстан, e-mail: vadim.n@nursat.kz.

УДК 621.436

Ю.Л. МОШЕНЦЕВ, Б.А. ТЯГНИРЯДНО, А.А. ГОГОРЕНКО, Д.С. МИНЧЕВ

*Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина***ВЫПАДЕНИЕ ВЛАГИ В ОХЛАДИТЕЛЯХ ВОЗДУХА СОВРЕМЕННЫХ ДВС**

Рассмотрены особенности расчета охладителей наддувочного воздуха ДВС (ОНВ) при влаговывпадении. Предложен удобный способ выполнения расчетов ОНВ с учетом возможности выпадения влаги при охлаждении наддувочного воздуха. Представлены результаты совместных расчетов охладителей и систем охлаждения для двигателей различного типа, уровня наддува и назначения. Отмечается различное влияние влаговывпадения на параметры охладителей воздуха и систем охлаждения при различных давлениях наддува. Установлена причина отмеченного различия во влиянии давления наддува на влаговывпадение.

Ключевые слова: влаговывпадение, охладитель наддувочного воздуха, конденсация, теплота парообразования, явная теплота.

Введение

Во многих случаях режимы работы ДВС связаны с выпадением влаги из охлаждаемого воздуха в охладителях наддувочного воздуха. При наступлении таких режимов охлаждение воздуха ухудшается, а в воздухе за охладителем, перед двигателем, может появляться капельная влага, что отрицательно влияет на работу двигателя. При проектировании охладителей наддувочного воздуха и систем охлаждения ДВС желательно знать те режимы работы, на которых охлаждение наддувочного воздуха в ОНВ сопровождается влаговывпадением, для того, чтобы по возможности исключить нежелательные последствия данного явления. Кроме того, определение количества влаги, выделяемой в охладителе двигателя, может представлять и иные интересы. В частности, эту воду можно использовать в системе испарительного охлаждения компрессора, в системах очистки газозоудушного тракта двигателя или еще где-либо.

Анализ публикаций. Методики расчетов ОНВ с влаговывпадением практически отсутствуют в учебной и специальной литературе. Расчеты с влаговывпадением теплообменных аппаратов для кондиционирования воздуха разработаны достаточно хорошо [1, 3, 5], но все они основаны на использовании I-d диаграмм влажного воздуха, что достаточно неудобно при составлении программ расчетов для ЭВМ. Кроме того, такие расчеты, как правило, ведутся для атмосферных и близких к ним давлений воздуха, в то время как ОНВ рассчитываются для существенно более высоких давлений наддува.

Цель и постановка задачи. В настоящей работе рассматриваются основные особенности разрабо-

танного авторами способа расчета ОНВ с учетом возможного выделения влаги, удобного для реализации на компьютере и не требующего применения I-d диаграмм для выполнения расчетов. По рассматриваемому способу расчета определены изменения параметров охладителей наддувочного воздуха и всей системы охлаждения при выпадении влаги в охладителях наддувочного воздуха для тепловозных двигателей типа 16ЧН 26/26 в тепловозном и судовом исполнении и двигателя типа 6ЧН 18/22.

Результаты исследования

В основе расчета лежит алгоритм решения так называемой обратной задачи расчета теплообменника на основании использования зависимости между числом единиц переноса теплоты (NTU) и тепловым КПД (η) [4, 6, 8]. В расчете эта зависимость видоизменена в соответствии с [5]. Кроме того, учитывается изменение КПД ребра поверхности теплообмена с учетом наличия слоя конденсата на поверхности и определяется термическое сопротивление стенки с учетом этого слоя, а также возможного слоя загрязнений с обеих сторон поверхности [3, 10]. При расчетах теплообмена с влаговывпадением приходится учитывать изменение КПД ребра и всей поверхности теплообмена в зависимости от интенсивности влаговывпадения, а это значит, что коэффициент теплоотдачи со стороны воздуха будет также изменяться в зависимости от этого фактора при прочих равных условиях. Соответственно зависимость для определения приведенного коэффициента теплоотдачи не может иметь постоянные коэффициенты для всего цикла расчетов, как это принималось в расчетах режимов без влаговывпадения [6]. Практически расчет теплообменника с влаговывпадением следует

выполнять, разбив его по длине хода воздуха на сравнительно малые участки (обычно это один поперечный ряд трубок). Еще одной существенной особенностью расчетной методики является то, что в качестве начальных параметров приходится задавать температуру воды на выходе из ОНВ, а не температуру воды на входе, как обычно в обратной задаче. Данное обстоятельство объясняется тем, что при обычной для ОНВ перекрестно-противоточной схеме течения теплоносителей, через первый по ходу воздуха поперечный ряд трубок проходит воздух с начальной температурой, а вода – с конечной.

Наиболее существенная особенность связана с определением изменения влагосодержания воздуха после влаговыпадения. В принципе, рассматриваемая методика воспроизводит графический метод определения изменения влагосодержания в поверхностном охладителе на основе аналитического описания отдельных элементов I-d диаграммы и последующих построений на ее поле, также представленных в формате аналитических описаний соответствующих действий на основании известных рекомендаций [3, 5]. Методика основана на использовании закона прямой линии, согласно которому точка с параметрами конечного состояния воздуха за охладителем должна находиться на прямой линии между точкой начального состояния с координатами T_1 , d_1 и точкой на линии насыщения ($\phi = 100\%$) при рассматриваемом давлении и температуре, соответствующей средней температуре поверхности охлаждения со стороны воздуха ($T_{сrf}$). Эта точка может быть определена пересечением описанной выше прямой линии и изотермы с конечной температурой воздуха T_2 за ОНВ (точка 2 на рис. 1).

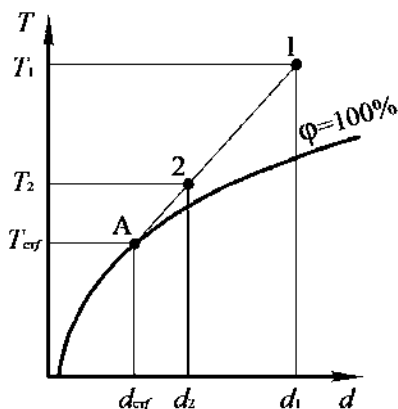


Рис. 1. Схема определения влажности воздуха за охладителем: 1 – точка начального состояния; A – точка росы аппарата; 2 – точка конечного состояния воздуха

Значение влагосодержания этой точки (d_2) и есть искомое влагосодержание воздуха после охладителя. При известном влагосодержании воздуха

на выходе из ОНВ можно определить количество выпавшей влаги, количество тепла, выделившегося при конденсации, и определить все прочие параметры процесса охлаждения воздуха с влаговыпадением.

Для решения описанной части задачи аналитическим способом необходимо иметь координаты точек 1, A и 2 в системе T-d. Параметры точки 1 обычно известны как исходные данные. Чтобы определить положение точки A на линии насыщения, нужно располагать уравнением этой линии и значением температуры $T_{сrf}$.

В качестве уравнения, которое связывало бы между собой T и d при $\phi = 100\%$, можно принять известное выражение для вычисления влагосодержания влажного воздуха [9]. Примем во внимание, что здесь влагосодержание вычисляется для линии насыщения ($\phi = 100\%$), а также то, что в нашем случае на линии насыщения должны находиться только точки, определяемые в функции средней температуры стенки аппарата. С учетом этого запишем уравнение линии насыщения в том виде, который сразу даст возможность определить влажностную координату точки A:

$$d_{ст} = \frac{0,622P_{нст}}{P_1 - P_{нст}}, \quad (1)$$

где P_1 – давление паровоздушной смеси; $P_{нст}$ – давление насыщенных паров при средней температуре стенки аппарата; $d_{ст}$ – влагосодержание смеси, соответствующее точке A на рис. 1.

Для определения $P_{нст}$ следует использовать таблицы свойств воды и водяного пара на линии насыщения (по давлениям) [2]. Табличные значения в области рабочих температур ОНВ можно аппроксимировать полиномом

$$P_n = 0,1960 \cdot t^3 - 16,0448 \cdot t^2 + 729,8529 \cdot t - 8561,9738.$$

Располагая координатами точек 1 и A, запишем уравнение линии 1A

$$T = k_d d + p_d, \quad (2)$$

где k_d и p_d – коэффициенты уравнения прямой линии в координатах T-d.

При известных координатах точек 1 и A значения коэффициентов вычисляются по формулам

$$k_d = \frac{T_1 - T_{сrf}}{d_1 - d_{сrf}}; \quad p_d = T_{сrf} - k_d d_{сrf}.$$

Искомое значение влагосодержания при температуре воздуха за ОНВ должно соответствовать параметрам точки 2 на рис. 1 и, с учетом закона прямой линии, должно находиться на пересечении линий, определяемых уравнениями (2) и $T_2 = \text{const}$. Из совместного решения этих уравнений получим

$$d_2 = (T_2 - p_d) \frac{1}{k_d}.$$

Значение средней температуры стенки аппарата $T_{\text{сrf}}$ можно определить, если известна конечная температура воздуха и средние температуры теплоносителей в ОНВ

$$T_{\text{сrf}} = T_f - \frac{Q_{\text{я}}}{\alpha_{\text{п}} F},$$

где $Q_{\text{я}}$ – явная тепловая мощность аппарата; $\alpha_{\text{п}}$ – приведенный коэффициент теплоотдачи от воздуха; F – площадь оребренной поверхности.

Средняя температура воздуха за ОНВ определяется как обычно на основе решения обратной задачи расчета теплообменника [6, 8] с учетом тех отличий, о которых уже упоминалось ранее. Кроме того, при решении обратной задачи в данном случае необходимо знать коэффициент влаговываждения $\xi_{\text{н}}$, который определяется как отношение

$$\xi_{\text{н}} = \frac{Q_{\text{п}}}{Q_{\text{я}}}.$$

Полная тепловая мощность аппарата $Q_{\text{п}}$ учитывает энергию, отведенную от воздуха или явную тепловую мощность $Q_{\text{я}}$, а также энергию фазового превращения $Q_{\text{м}}$

$$Q_{\text{п}} = Q_{\text{я}} + Q_{\text{м}} = Gc_p(T_2 - T_1) + G(d_2 - d_1)r,$$

где G – расход влажного воздуха; c_p – изобарная теплоемкость влажного воздуха; r – скрытая теплота парообразования воды.

При определении изобарной теплоемкости и скрытой теплоты парообразования используются формулы

$$c_p = 1005 + 1960d_{\text{ср}}, \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К});$$

$$r = (2500 - 2,3t_{\text{сrf}})1000, \text{ Дж}/\text{кг}.$$

На основании использования методики обратного расчета ОНВ с изложенными выше особенностями рассматривались возможности охлаждения воздуха судового и тепловозного вариантов двигателя типа 16ЧН 26/26 с различным уровнем форсирования по наддуву. Рассматривался малорасходная система охлаждения (рис. 2), способная обеспечить минимальную для рекуперативных систем температуру воздуха за ОНВ [7]. В этой системе расход воды через ОНВ и МО значительно ниже, чем расход воды через двигатель (он оптимизируется), и это является одной из причин, обуславливающих высокую эффективность системы по охлаждению наддувочного воздуха.

На рис. 3. показаны изменения температур воздуха за ОНВ (T_2), воды за двигателем ($T_{\text{вд2}}$), и масла за двигателем ($T_{\text{м1}}$), в зависимости от относительной влажности воздуха для тепловозных двигателей типа 16ЧН 26/26 с разными давлениями наддува ($P_{\text{к}} = 2,94$ и $3,55$) и разной мощностью, а также для двигателя типа 6ЧН 18/22 с существенно меньшим $P_{\text{к}} = 1,75$ и мощностью соответственно.

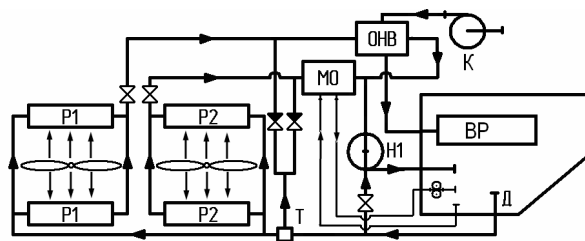


Рис. 2. Схема малорасходной системы охлаждения

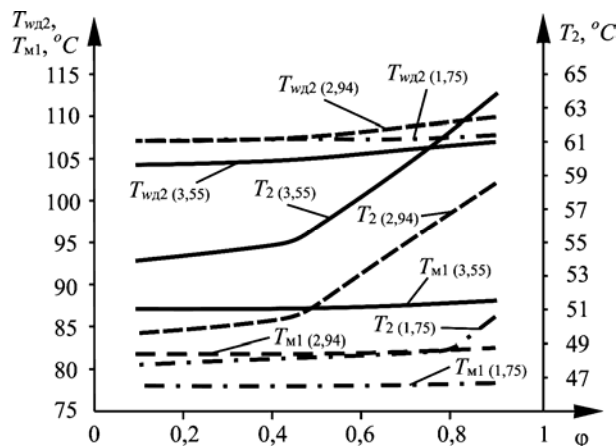


Рис. 3. Зависимости температур воздуха за ОНВ, воды и масла за двигателем от относительной влажности окружающего воздуха для тепловозных двигателей при одинаковых начальных значениях КПД ОНВ (цифры в скобках соответствуют степени повышения давления наддувочного воздуха в ТК)

Двигатели имеют одинаковые схемы систем охлаждения и одинаковый тепловой КПД ОНВ в режиме без влаговываждения. Это обуславливает рост начальной температуры T_2 с ростом мощности двигателя, поскольку при этом увеличивается температура воздуха за компрессором.

Как видно, при $\phi \approx 0,45$ начинается рост температуры воздуха за ОНВ, обусловленный выпадением влаги. При этом полная тепловая мощность потока теплоты от наддувочного воздуха в систему охлаждения возрастает за счет подвода теплоты от конденсата, выпадающего на поверхности теплообмена. В результате возрастают температуры воды (в большей степени) и масла (в меньшей степени) за двигателями. Возрастание температуры воды за двигателями при больших ϕ может превысить допустимые значения и привести к вынужденному снижению мощности. Влаговываждение для двигателя с повышенным наддувом начинается несколько раньше и приводит к более значительному возрастанию температуры воздуха за ОНВ. Для двигателя 6ЧН 18/22, влаговываждение начинается при значительно больших значениях ϕ , чем для предыдущих. Из рис. 3 следует, что отрицательное влияние влаго-

выпадения проявляется интенсивнее для двигателей с более высоким наддувом при указанных условиях сравнения.

Несколько иным (рис. 4) будет характер аналогичных зависимостей, для двигателей 16ЧН 26/26, построенных при одинаковой температуре воздуха за ОНВ в режиме без влаговываждения (для этого тепловой КПД ОНВ более мощного двигателя, увеличен по сравнению с КПД ОНВ двигателя меньшей мощности). В частности, для двигателя с большим P_k , с увеличением ϕ , рост T_2 начинается при меньших значениях этого параметра.

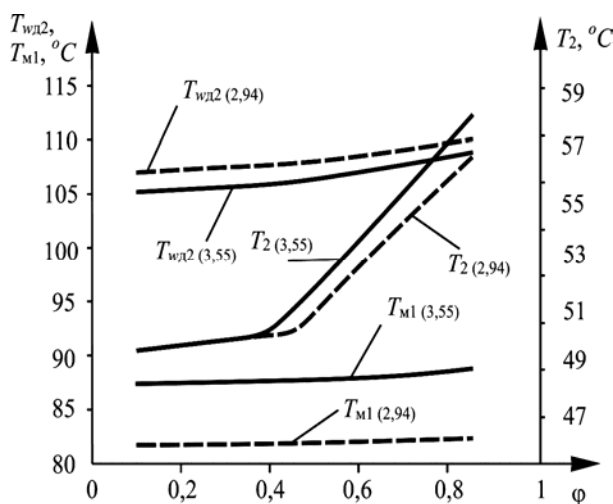


Рис. 4. Зависимости температур воздуха за ОНВ, воды и масла за двигателем от относительной влажности окружающего воздуха для разных давлений наддува при одинаковых начальных значениях T_2 (цифры в скобках соответствуют степени повышения давления наддувочного воздуха в ТК)

Иными словами, влияние величины давления наддувочного воздуха на ухудшение работы ОНВ в связи с влаговываждением может отличаться в зависимости от исходных параметров рассматриваемых ОНВ и систем охлаждения. При более высоком КПД ОНВ выпадение влаги при охлаждении воздуха для двигателя с повышенным наддувом приводит к большему росту температуры воздуха за ОНВ, чем для двигателя с низким наддувом. В то же время снижение первоначального значения КПД ОНВ (до выравнивания со сравниваемым двигателем в сухом режиме) для двигателя с высоким наддувом приведет к более высоким температурам воздуха в ресивере при равных ϕ во всем диапазоне изменения этого параметра (примерно на 5 К выше, чем у сравниваемого) и к более высоким температурам при максимальных ϕ , даже более высоким, чем в первом случае, хотя момент начала влаговываждения для сравниваемых двигателей практически совпадает по величине относительной влажности.

Для анализа причины, из-за которой с ростом давления воздуха влаговываждение становится интенсивнее и наступает раньше, рассмотрим рис. 5.

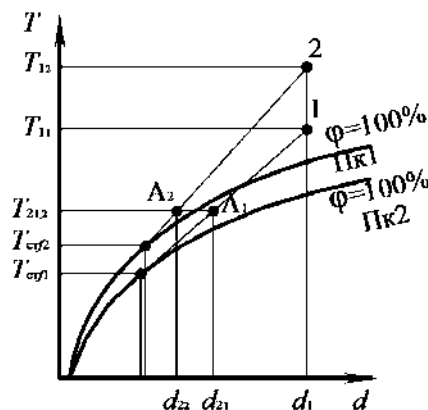


Рис. 5. Схема изменения величины d_2 с изменением давления наддува

На рисунке показано получение влагосодержания за аппаратом на основе закона прямой линии для двух значений P_k ($P_{k1} > P_{k2}$). С ростом давления наддува линия $\phi = 100\%$, на которой получают точку росы аппарата А, в соответствии с выражением (1), поднимается вверх, поскольку будет соответствовать какой-то из линий $\phi < 100\%$ для меньшего давления воздуха. Будем считать что средняя интегральная температура стенки аппарата $T_{стf}$ при меньшем давлении наддува несколько ниже, чем при большем давлении (в принципе, не намного). Как видно, даже с учетом изменения средней температуры стенки точка росы аппарата при увеличении давления уходит влево. Соответственно смещается и линия 2-А₂ для аппарата с большим давлением воздуха. Если принять теперь, что температура воздуха за ОНВ для обоих случаев одинакова и равна $T_{21,2}$, то получим влагосодержание за охладителем при увеличенном давлении d_{22} , меньшее, чем d_{21} , которое соответствует меньшему давлению. Отсюда ясно, что влаговываждение при повышенном давлении возрастает при прочих близких условиях. Очевидно также, что если температура воздуха за ОНВ при пониженном давлении будет даже несколько ниже, то и в этом случае принципиальная картина не изменится.

Для судового двигателя радиаторы в системе заменяются водоводяными теплообменниками, а вода, охлаждающая воздух, становится более холодной даже для условий плавания в субтропиках. На рис. 6 представлены результаты расчетов для судового двигателя 16ЧН 26/26 с той же схемой системы охлаждения при условии плавания по Черному морю в летнее время.

При тех же относительных влажностях здесь будет более высокое влагосодержание (поскольку T_0

ниже). В связи с этим рост T_2 начинается от начальных значений ϕ за счет изменения теплоемкости воздуха с учетом повышенного влагосодержания. При $\phi \approx 0,45$ начинается влаговыпадение, которое сопровождается интенсивным изменением кривизны зависимости для T_2 . В остальном характер изменения температур аналогичен описанному выше, но интенсивность влияния влаговыпадения немного ниже, чем для тепловозных двигателей. Следует принять во внимание, что охлаждение воздуха в ОНВ здесь выполняется пресной водой, и это приводит к менее интенсивному выпадению влаги, чем при охлаждении более холодной заборной водой.

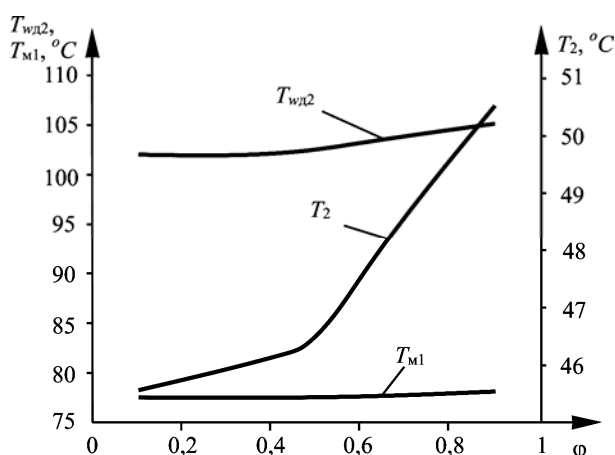


Рис. 6. Зависимости температур воздуха за ОНВ, воды и масла за двигателем от относительной влажности окружающего воздуха для судового двигателя

Выводы и перспективы последующих работ

Таким образом, расчет охлаждения наддувочного воздуха с учетом влаговыпадения может быть выполнен на достаточно простой основе и позволяет оценить реальные проблемы, связанные с влаговыпадением для различных случаев реального исполнения двигателей и охладителей. Расчет имеет смысл выполнять совместно с расчетом системы, на работу которой выпадение влаги оказывает определенное воздействие.

Подобные расчеты могут иметь большое значение при проектировании систем охлаждения с глубоким охлаждением наддувочного воздуха, в том числе с применением холодильной техники или с применением испарительного охлаждения. В этих

случаях влияние влаговыпадения будет более существенным и должно учитываться на стадии проектирования, поскольку в ряде случаев поток тепла от конденсата может сильно перегрузить систему охлаждения и заставит тратить большое количество энергии на охлаждение конденсата помимо охлаждения воздуха. Очень важно также оценивать возможность выпадения влаги при испытаниях ОНВ. Такая оценка необходима, поскольку результаты испытаний с влаговыпадением могут сильно отличаться от испытаний без влаговыпадения, и это может приводить к ошибкам в оценках испытанных объектов в случаях, когда влаговыпадение имело место, но его проявление не было спрогнозировано и учтено.

Литература

1. Теплообменная аппаратура энергетических установок / М.М. Андреев, С.С. Берман, В.Т. Буглаев, Х.Н. Костров. – М.: Машиз, 1963. – 240 с.
2. Вукалович М.П. Таблицы термодинамических свойств воды и водяного пара / М.П. Вукалович. – М. – Л., 1965. – 360 с.
3. Гоголин А.А. Кондиционирование воздуха в мясной промышленности / А.А. Гоголин. – М.: Пищевая промышленность, 1966. – 234 с.
4. Кейс В.М. Компактные теплообменники: пер. с англ. / В.М. Кейс, А.Л. Лондон; под ред. Ю.В. Петровского. – М.: Энергия, 1967. – 224 с.
5. Кокорин О.Я. Установки кондиционирования воздуха. Основы расчета и проектирования / О.Я. Кокорин. – М.: Машиностроение, 1970. – 344 с.
6. Мошенцев Ю.Л. Теплообменные аппараты ДВС: учебное пособие / Ю.Л. Мошенцев. – Николаев: Николаевская областная типография, 2006. – 431 с.
7. Мошенцев Ю.Л. Тенденции развития систем охлаждения двигателей современных магистральных тепловозов / Ю.Л. Мошенцев, А.А. Гогоренко // Международный информационно-технический журнал Локомотив-информ. – Х., 2011. – № 7. – С. 4-7.
8. Петровский Ю.В. Современные эффективные теплообменники / Ю.В. Петровский, В.Г. Фастовский. – М.: ГЭИ, 1962. – 255 с.
9. Техническая термодинамика: учебник для вузов / под ред. В.И. Крутова. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. школа, 1981. – 439 с.
10. Standards of Tubular Exchanger Manufacturers Association. 9-th edition, 2007. – 298 с.

Поступила в редакцию 17.05.2011

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

ВИПАДІННЯ ВОЛОГИ В ОХОЛОДЖУВАЧАХ ПОВІТРЯ СУЧАСНИХ ДВЗ*Ю.Л. Мошенцев, Б.А. Тягнирядно, О.А. Гогоренко, Д.С. Минчев*

Розглянуто особливості розрахунку охолоджувачів наддувочного повітря (ОНП) ДВЗ при випаданні вологи. Запропоновано зручний спосіб виконання розрахунків ОНП з урахуванням можливого випадання вологи при охолодженні наддувочного повітря. Представлені результати спільних розрахунків охолоджувачів і систем охолодження для двигунів різного типу, рівня наддуву і призначення. Відзначається різний вплив випаданні вологи на параметри охолоджувачів повітря і систем охолодження при різних тисках наддуву. Встановлена причина зазначеної відмінності впливу тиску наддуву на випаданні вологи.

Ключові слова: випадіння вологи, охолоджувач наддувочного повітря, конденсація, теплота пароутворення, явна теплота.

THE AIR MOISTURE CONDENSATION IN AIR-COOLERS OF INTERNAL COMBUSTION ENGINES*U.L. Moshentsev, B.A. Tjagnirjadno, A.A. Gogorenko, D.S. Minchev*

Special aspects of the internal combustion engines air-cooler calculation with focus on the air moisture condensation are presented. The useful method for the prediction of air moisture condensation during the process of air cooling has been suggested. The results of coupled simulations of cooling system and heat exchangers, which compose the cooling system, for various types of engines and for the set of charge air pressure level are shown. The different influence of air moisture condensation on the cooling air parameters depending on the charge pressure level is revealed in the article.

Key words: air moisture, air-cooler, condensation, heat of vaporization, explicit heat.

Мошенцев Юрий Леонидович – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры ДВС Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: urymosh@mail.ru.

Тягнирядно Богдан Анатольевич – ассистент кафедры ДВС Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: bogdan-ta@rambler.ru.

Гогоренко Алексей Анатольевич – ассистент кафедры ДВС Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: gogorenko@mail.ru.

Минчев Дмитрий Степанович – канд. техн. наук, ассистент кафедры ДВС Национального университета кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина, e-mail: misaidima@gmail.com.

УДК 621.57

Р.Н. РАДЧЕНКО¹, Н.И. РАДЧЕНКО¹, Т. БЕС², А.А. СИРОТА³¹Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, Николаев, Украина²Западно-Померанский технологический университет, Щецин, Польша³Черноморский государственный университет им. П. Могилы, Николаев, Украина

УТИЛИЗАЦИЯ ТЕПЛА УХОДЯЩИХ ГАЗОВ ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ ГЛАВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТРАНСПОРТНОГО СУДНА

Проанализировано использование теплоты уходящих газов судового малооборотного дизеля для охлаждения воздуха на входе турбокомпрессора эжекторной теплоиспользующей холодильной машиной. Рассчитаны величины снижения температуры воздуха на входе турбокомпрессора и соответствующего сокращения удельного расхода топлива судового дизеля, достижимые исходя из располагаемой теплоты уходящих газов при разных температуре и влажности воздуха на входе на конкретной рейсовой линии. Показано изменение эффективности использования теплоты уходящих газов для охлаждения воздуха на входе судового дизеля на разных участках рейсовой линии.

Ключевые слова: утилизация теплоты, охлаждение воздуха, теплоиспользующая эжекторная холодильная машина, малооборотный дизель, низкокипящее рабочее тело.

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

В качестве главных двигателей (ГД) на транспортных судах применяются в основном малооборотные дизели (МОД). В течение рейса температура $t_{\text{нв}}$ и влажность ϕ наружного воздуха, соответственно воздуха в машинном отделении (МО) и на входе наддувочного турбокомпрессора (ТК) МОД существенно меняются, что влияет на топливную эффективность МОД. Так, удельный расход топлива b_e увеличивается на 0,5...0,7% с повышением температуры воздуха на входе ТК МОД на 10 °С [1, 2]. При этом возрастают температура уходящих газов после турбины ТК и, следовательно, потери теплоты с ними. Поэтому представляется целесообразным использовать теплоту уходящих газов в холодильных машинах для охлаждения воздуха на входе ТК, повышая таким образом топливную эффективность МОД.

Наиболее простыми и надежными в эксплуатации являются теплоиспользующие эжекторные холодильные машины (ТЭХМ), в которых функцию компрессора выполняет эжектор. Применение в ТЭХМ низкокипящих рабочих тел (НРТ) позволяет охлаждать воздух на входе ТК МОД до 15...20 °С и исключить необходимость поддержания вакуума в испарителе – охладителе воздуха.

Цель работы – оценка эффективности охлаждения воздуха на входе МОД транспортного судна эжекторной холодильной машиной, использующей теплоту уходящих газов.

2. Результаты исследования

Схема системы утилизации теплоты уходящих газов после турбины ТК для охлаждения воздуха на входе МОД в ТЭХМ представлена на рис. 1 (контур утилизационного котла показан упрощенно).

В ТЭХМ теплота уходящих газов трансформируется в холод, соответственно она состоит из паросилового и холодильного контуров. В паросиловом контуре образуются пары НРТ высокого давления, энергия которых используется в эжекторе для поджатия паров НРТ низкого давления, всасываемых из испарителя-воздухоохладителя (И-ВО) холодильного контура, до давления в конденсаторе. Жидкий НРТ после конденсатора делится на два потока: первый – подается насосом в генератор, где он нагревается и испаряется при высоком давлении за счет теплоты, отводимой от уходящих газов МОД, а второй – дросселируется и направляется в И-ВО, где испаряется при низком давлении и соответственно температуре, отводя теплоту от воздуха на входе ТК. Таким образом, эжектор совмещает функции детандера паросилового контура (расширение пара происходит в сопле) и компрессора холодильного контура (повышение давления пара – в камере смешения и диффузоре).

Эффективность эжектора характеризуется коэффициентом эжекции $U = G_0/G_r$, где G_0 и G_r – расходы НРТ через И-ВО (эжектируемый НРТ низкого давления) и генератор (силовой НРТ высокого давления), а ТЭХМ – тепловым коэффициентом ζ , ко-

торый представляет собой отношение холодопроизводительности Q_0 (теплоты, отведенной от воздуха на входе дизеля к НРТ, кипящему в И-ВО) к теплоте Q_r , подведенной в генераторе к кипящему НРТ высокого давления от уходящих газов: $\zeta = Q_0/Q_r$.

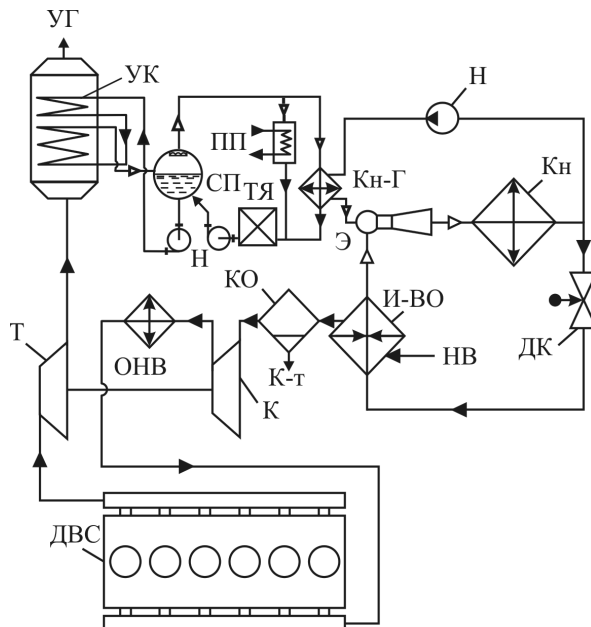


Рис. 1. Схема системы утилизации теплоты выпускных газов с охлаждением воздуха на входе ТК:

ДВС – двигатель внутреннего сгорания;
Кн-Г – конденсатор водяного пара-генератор паров НРТ; Э – эжектор; Кн – конденсатор НРТ;
Н – насос; И-ВО – испаритель-воздухоохладитель;
ДК – дроссельный клапан; ОНВ – охладитель наддувочного воздуха водяной;
КО – каплеотделитель; К-Т – конденсат;
К – компрессор ТК; Т – турбина ТК;
СП – сепаратор пара; ТЯ – теплый ящик;
ПП – потребители пара; НВ – наружный воздух;
УГ – уходящие газы

В общем случае генератор паров НРТ состоит из экономайзерной секции, в которой происходит нагрев жидкого НРТ от температуры конденсации t_k до температуры кипения t_r , и испарительной с кипением НРТ при температуре t_r .

Значения удельных, приходящихся на единицу расхода газов (воздуха) теплоты, отведенной от уходящих газов в генераторе ТЭХМ $\bar{q}_r$, и холодопроизводительности ТЭХМ $\bar{q}_0$, коэффициента эжекции U и теплового коэффициента ζ , снижения температуры Δt_b воздуха в охладителе на входе ТК МОД в зависимости от температуры t_r и давления P_r кипения НРТ (хладон R142b) в генераторе при коэффициентах влаговываждения $\xi = 1,0; 2,0; 2,5$ и $3,0$ и температуре кипения R142b в испарителе $t_0 = 5^\circ\text{C}$ приведены на рис. 2.

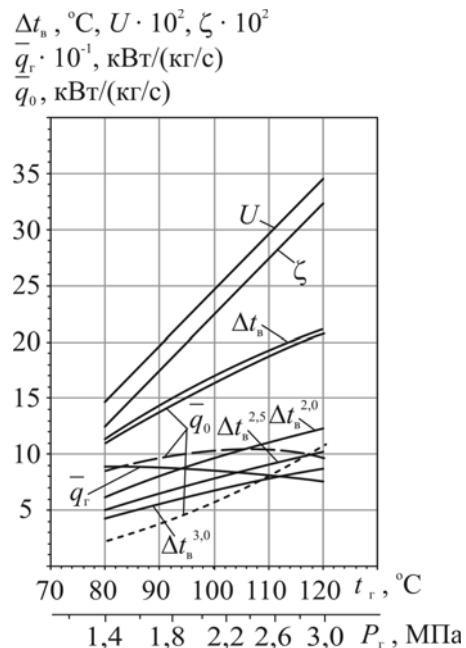


Рис. 2. Удельные теплота, отведенная от выпускных газов и наддувочного воздуха в генераторе ТЭХМ $\bar{q}_r$,

и холодопроизводительность ТЭХМ $\bar{q}_0$, коэффициент эжекции U и тепловой коэффициент ζ , снижение температуры Δt_b воздуха в охладителе на входе ТК в зависимости от температуры t_r и давления P_r кипения R142b в генераторе при разных коэффициентах влаговываждения ξ :
 $\Delta t_b \dots \Delta t_b^{3,0} - \xi = 1,0 \dots 3,0$;
--- испарительная секция генератора, $\bar{q}_0''$;
..... экономайзерная секция генератора, $\bar{q}_0'$;
— генератор в целом, $\bar{q}_0$

Как видно, при температуре кипения НРТ в генераторе $t_r = 120^\circ\text{C}$ снижения температуры воздуха в охладителе составляют $\Delta t_b = 8 \dots 12^\circ\text{C}$ при коэффициентах влаговываждения соответственно $\xi = 3,0 \dots 2,0$.

Коэффициент влаговываждения ξ – отношение полного количества теплоты, отведенной от влажного воздуха в охладителе, к явному, определяемому разностью температур по сухому термометру. $\xi = (I_{b1} - I_{b2}) / [c_{вл} \cdot (t_{b1} - t_{b2})]$, где $c_{вл}$ – теплоемкость влажного воздуха $c_{вл} = 1,01 + 1,89d$; d – влагосодержание, кг/кг; t_{b1} и t_{b2} – температуры воздуха на входе и выходе из охладителя по сухому термометру; I_{b1} и I_{b2} – энтальпии влажного воздуха на входе и выходе из охладителя, $I_b = c_{вл} \cdot t_b + 1,89d$, кДж/кг. Чем больше ξ , тем большее количество теплоты необходимо отвести от влажного воздуха для снижения его температуры на одну и ту же величину. Величина $\xi = 1$ соответствует охлаждению без влаговываждения.

Поскольку в течение рейса меняются температура $t_{\text{нв}}$ и влажность $\phi_{\text{нв}}$ наружного воздуха, соответственно воздуха в машинном отделении (МО) и на входе охладителя воздуха, то снижение температуры воздуха в охладителе $\Delta t_{\text{в}}$ на входе ТК и соответствующее сокращение потребления топлива МОД следует определять с учетом изменения $t_{\text{нв}}$ и $\phi_{\text{нв}}$ для судна на конкретной рейсовой линии.

В качестве примера рассмотрен балкер типа "Киев" с главным двигателем 8S50ME-C7.1-ТII корпорации MAN [3] (номинальные мощность $N_{\text{н}} = 12640$ кВт и число оборотов $n_{\text{н}} = 127$ об/мин, эксплуатационные $N_{\text{э}} = 10580$ кВт и $n_{\text{э}} = 120$ об/мин) и

рейсовая линия Мариуполь-Амстердам-Мариуполь.

Анализ статей расхода пара на балкере типа "Киев" показал, что в теплое время объемы потребления пара составляют примерно 25 % производительности утилизационного котла (УК). Соответственно располагаемая доля пара, который можно использовать в ТЭХМ для охлаждения воздуха на входе ТК МОД, составляет 75% паропроизводительности УК.

Изменение температуры $t_{\text{нв}}$, относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ и влагосодержания $d_{\text{нв}}$ наружного воздуха в течение летнего рейса Мариуполь-Амстердам-Мариуполь (1.07...26.07.2009) представлено на рис. 3.

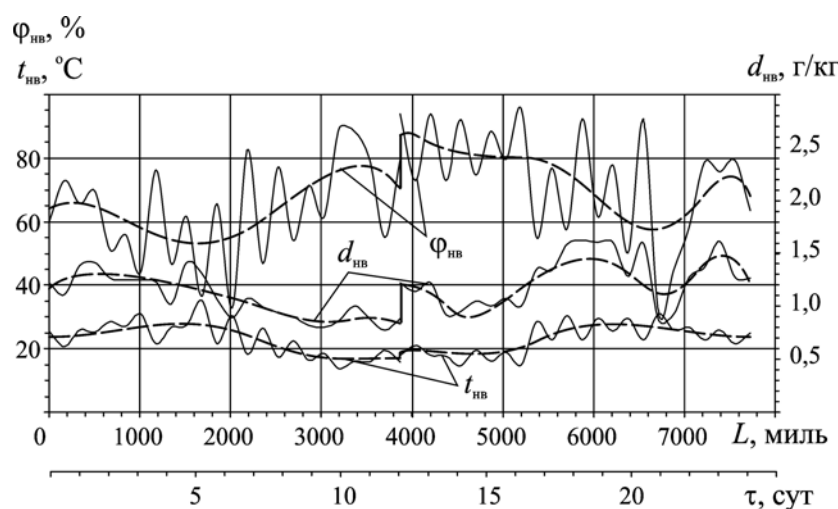


Рис. 3. Изменение температуры $t_{\text{нв}}$, относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ и влагосодержания $d_{\text{нв}}$ наружного воздуха в течение рейса Мариуполь-Амстердам-Мариуполь (1.07...26.07.2009)

Снижение температуры воздуха $\Delta t_{\text{в}} = t_{\text{в1}} - t_{\text{в2}}$ и температуру охлажденного воздуха $t_{\text{в2}}$ на входе ТК определяли из теплового баланса охладителя воздуха ТЭХМ $Q_0 = G_{\text{в}} \cdot c_{\text{в}} (t_{\text{в1}} - t_{\text{в2}}) \xi$ при текущих в течение рейса температуре наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ и относительной влажности $\phi_{\text{нв}}$ (соответственно $t_{\text{в1}}$ и $\phi_{\text{в1}}$). Расход воздуха $G_{\text{в}}$ через ТК рассчитывали с помощью фирменной программы корпорации MAN в зависимости от температуры воздуха $t_{\text{в2}}$ на входе ТК [3].

В качестве НРТ в ТЭХМ применен хладон R142b. Температура кипения R142b в И-ВО $t_0 = 5$ °С. С учетом минимальной разности температур между охлажденным воздухом и кипящим R142b, $t_{\text{в2}} - t_0 = 10$ °С, глубина охлаждения воздуха в И-ВО ограничивается температурой $t_{\text{в2}} = 15$ °С.

Наряду с подачей на вход ТК воздуха из МО рассматривался также вариант подачи наружного воздуха отдельным воздухопроводом [1, 2]. В результате нагрева в воздуховоде (второй вариант) температура наружного воздуха повышается примерно на 5 °С, а относительная влажность снижается примерно на 20%, а с нею сокращаются и непроизводительные

затраты холода на конденсацию водяных паров из влажного воздуха в процессе его охлаждения.

Снижение температуры воздуха $\Delta t_{\text{в}}$ в охладителе ТЭХМ на входе ТК при подаче воздуха в ТК отдельным воздухопроводом и из МО с изменением температуры наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ в течение летнего рейса Мариуполь-Амстердам-Мариуполь приведены на рис. 4.

Значения холодопроизводительности ТЭХМ Q_0 , расходуемой на охлаждение воздуха в охладителе на величину $\Delta t_{\text{в}}$, даны на рис. 5, а ее доли ΔQ_0 в располагаемой холодопроизводительности (получаемой в ТЭХМ за счет утилизируемой теплоты) в течение летнего рейса Мариуполь-Амстердам-Мариуполь при подаче воздуха в охладитель отдельным воздухопроводом $\Delta Q_0'$ и из МО $\Delta Q_0''$ — на рис. 6. Величина $\Delta Q_0 \leq 100$ % соответствует наличию избытка холода, а $\Delta Q_0 \geq 100$ % — его дефициту при охлаждении воздуха до минимальной температуры $t_{\text{в2}} = 15$ °С. В последнем случае ΔQ_0 — это доля располагаемой холодопроизводительности в ее величине, требуемой для охлаждения до 15 °С.

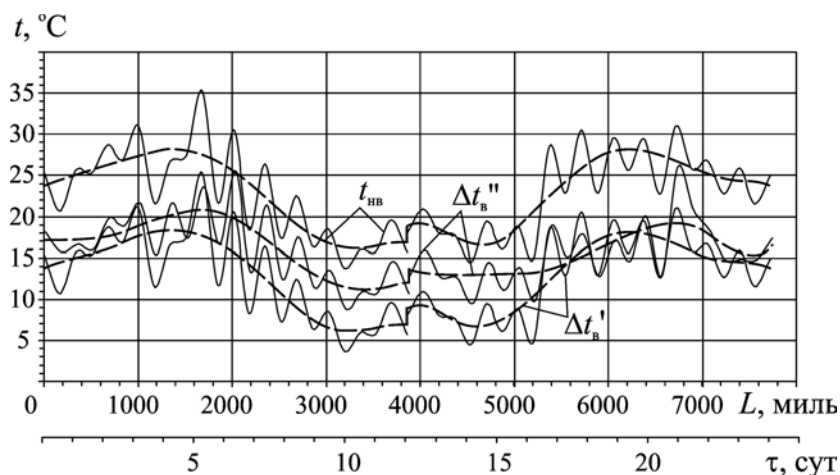


Рис. 4. Изменение температуры наружного воздуха $t_{нв}$ и снижение температуры воздуха $\Delta t_{в}$ в охладителе на входе ТК в течение рейса: $\Delta t_{в}'$ – подача воздуха в охладитель отдельным воздуховодом; $\Delta t_{в}''$ – воздух из МО

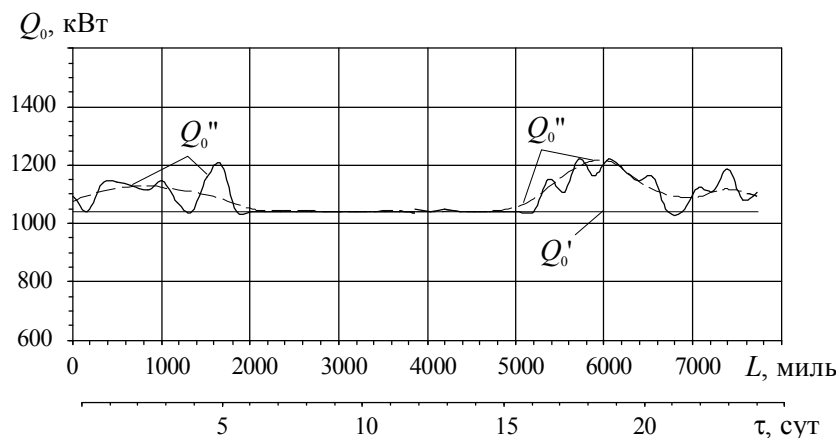


Рис. 5. Холодопроизводительность ТЭХМ Q_0 , расходуемая на охлаждение воздуха в охладителе на входе ТК на величину $\Delta t_{в}$ при подаче воздуха отдельным воздуховодом Q_0' и из МО Q_0''

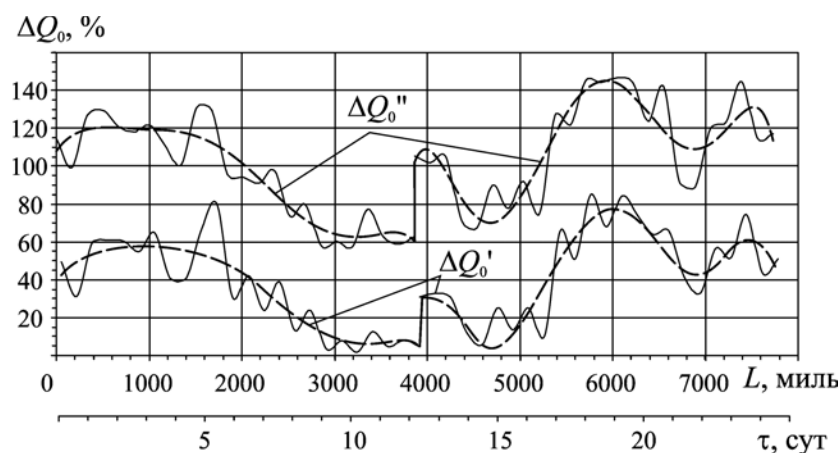


Рис. 6. Доля холодопроизводительности ТЭХМ Q_0 , расходуемая на охлаждение воздуха в охладителе на входе ТК на величину $\Delta t_{в}$ при подаче воздуха отдельным воздуховодом Q_0' и из МО Q_0''

Как видно, в случае подачи на вход охладителя наружного воздуха отдельным воздуховодом на его охлаждение расходуется около половины распола-

гаемой холодопроизводительности ТЭХМ. При подаче воздуха в охладитель из МО имеет место некоторый дефицит холода: $\Delta Q_0'' > 100\%$, и на некото-

рых участках рейса (при повышенных $t_{нв}$ и $\phi_{нв}$) для охлаждения воздуха в охладителе на входе ТК до $t_{в2} = 15^\circ\text{C}$ требуется большая его величина по сравнению с располагаемой. В результате температура воздуха на выходе из воздухоохладителя $t_{в2}$ оказывается выше 15°C (рис. 7).

Расход топлива B_e в зависимости от снижения температуры воздуха на входе ТК рассчитывали с помощью фирменной программы [3] для МОД корпорации MAN в зависимости от температуры возду-

ха $t_{в2}$ на входе ТК, согласно которой снижение температуры воздуха на входе ТК МОД на величину $\Delta t_b = 10^\circ\text{C}$ приводит к уменьшению удельного расхода топлива b_e примерно на $1,2 \text{ г/(кВт}\cdot\text{ч)}$.

Снижение удельного расхода топлива Δb_e , полного расхода топлива на ГД в абсолютных ΔB_e и относительных $\overline{\Delta B_e}$ величинах в течение рейса Мариуполь–Амстердам–Мариуполь (1.07...13.07.2009) приведены на рис. 8.

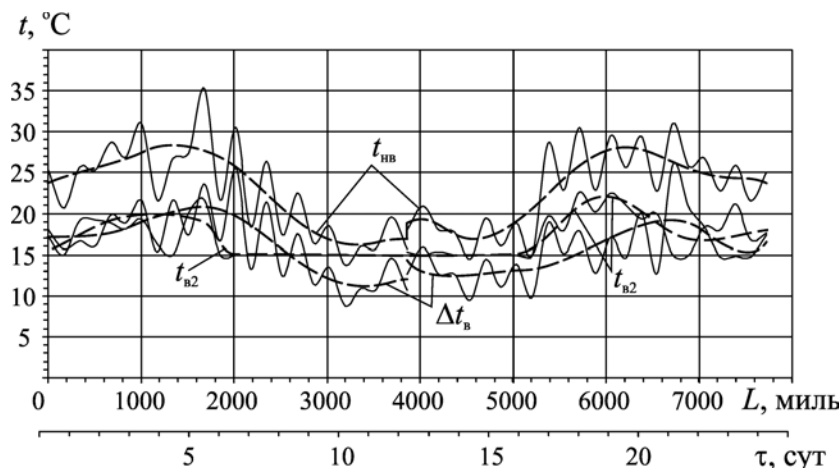


Рис. 7. Изменение температуры наружного воздуха $t_{нв}$, снижение температуры воздуха Δt_b в охладителе на входе ТК и температура воздуха на выходе из охладителя $t_{в2}$ при подаче в охладитель на входе ТК МОД воздуха из МО

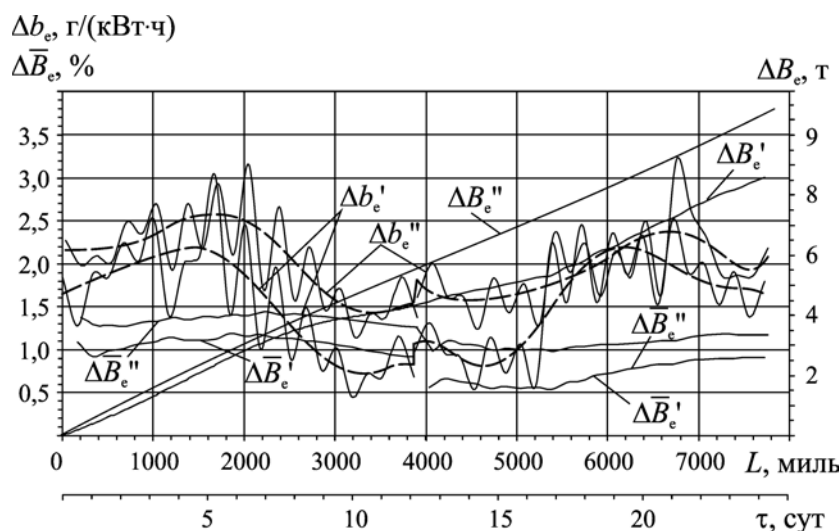


Рис. 8. Уменьшение удельного расхода топлива Δb_e , сокращение расхода топлива в абсолютных ΔB_e и относительных $\overline{\Delta B_e}$ величинах в течение рейса Мариуполь–Амстердам–Мариуполь (1.07...13.07.2009):

$\Delta b_e'$, $\Delta B_e'$ и $\overline{\Delta B_e}'$ – подача воздуха отдельным воздуховодом;

$\Delta b_e''$, $\Delta B_e''$ и $\overline{\Delta B_e}''$ – воздух из МО

Из рис. 8 видно, что на протяжении рейса имеют место значительные колебания снижения удельного расхода топлива: от $\Delta b_e = 1,5 \text{ г/(кВт}\cdot\text{ч)}$ на уча-

стке рейса вдоль Северной Европы до $2,5 \text{ г/(кВт}\cdot\text{ч)}$ в Средиземном море. Соответственно меняется и относительная экономия потребления топлива:

$\overline{\Delta B_e} = 1,0...1,4\%$, а абсолютная экономия потребления топлива за один летний рейс для МОД мощностью 10 МВт составляет $\Delta B_e = 9...10$ т (большая величина соответствует подаче в охладитель на входе ТК воздуха из МО с повышенной на 5 °С температурой по сравнению с забором наружного воздуха отдельным воздухопроводом).

Выводы

Использование теплоты уходящих газов для охлаждения воздуха на входе ТК судового МОД эжекторной холодильной машиной обеспечивает

сокращение удельного расхода топлива в летние месяцы на разных участках рейсовой линии Мариуполь–Амстердам–Мариуполь на 1,5...2,5 г/(кВт·ч).

Литература

1. *Influence of Ambient Temperature Conditions on Main Engine Operation: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005.*
2. *Thermo Efficiency System (TES) for reduction of fuel consumption and CO₂ emission: MAN B&W Diesel A/S, Copenhagen, Denmark, 2005.*
3. *MAN B&W ME/ME-C/ME-GI/ME-B-TII engines. – Copenhagen, Denmark: MAN Diesel. – 2010.*

Поступила в редакцию 19.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.И. Живица, Одесская национальная морская академия, Одесса, Украина.

УТИЛІЗАЦІЯ ТЕПЛА ГАЗІВ, ЩО ЙДУТЬ, ДЛЯ ОХОЛОДЖУВАННЯ ПОВІТРЯ НА ВХОДІ ГОЛОВНОГО ДВИГУНА ТРАНСПОРТНОГО СУДНА

Р.М. Радченко, М.І. Радченко, Т. Бес, О.А. Сирота

Проаналізовано використання теплоти газів судового малооборотного дизеля, що йдуть, для охолодження повітря на вході турбокомпресора ежекторної тепловикористовуючої холодильної машини. Розраховані величини зниження температури повітря на вході турбокомпресора і відповідного скорочення питомої витрати палива судового дизеля, досяжні виходячи з теплоти газів, що йдуть, що розташовується, при різних температурі і вологості повітря на вході на конкретній рейсовій лінії. Показана зміна ефективності використання теплоти газів, що йдуть, для охолодження повітря на вході судового дизеля на різних ділянках рейсової лінії.

Ключові слова: утилізація теплоти, охолодження повітря, тепловикористовуюча ежекторна холодильна машина, малооборотний дизель, низькокипляче робоче тіло.

UTILIZATION OF HEAT OF LEAVINGS GASES FOR COOLING OF AIR ON ENTRANCE OF MAIN ENGINE OF A TRANSPORT SHIP

R.N. Radchenko, N.I. Radchenko, T. Bes, A.A. Sirota

The use of warmth of leavings gases of ship littlecirculating diesel is analysed for cooling of air on the entrance of turbocompressor of ejector heating-exploit by a refrigeration machine. The sizes of decline of temperature of air are expected on the entrance of turbocompressor and proper reduction of specific expense fuels of ship diesel, attainable coming from the disposed warmth of leavings gases at paznyx to the temperature and humidity of air on an entrance on a concrete trip line. A change efficiency of the use of warmth of leavings gases is shown for cooling of air on the entrance of ship diesel on the different areas of trip line.

Keywords: utilization of warmth, cooling of air, heating-exploit ejector refrigeration machine, littlecirculating diesel, low-boil working body.

Радченко Роман Николаевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник кафедры, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Радченко Николай Иванович – д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой, Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Бес Тадеуш – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры теплотехники, Западно-Померанский университет технологии, Щецин, Польша, e-mail: andrad69@mail.ru.

Сирота Александр Архипович – канд. техн. наук, доцент, зав. кафедрой техногенной безопасности Черноморского государственного университета им. Петра Могилы, Николаев, Украина.

УДК 62-68 (045)

К.В. БОНДАРЕНКО¹, С.В. БОЙЧЕНКО¹, В.Г. СЕМЕНОВ²¹Національний авіаційний університет, Київ, Україна²ТОВ «НДІ альтернативних палив», Харків, Україна

ПЕРСПЕКТИВИ ВПРОВАДЖЕННЯ АЛЬТЕРНАТИВНОГО ПАЛИВА В АВІАЦІЇ

В умовах обмеженої забезпеченості України первинними та вторинними енергоносіями надто актуальною є проблема розробки концепції виробництва, методів синтезу та засобів упровадження нових екологічно безпечних паливно-мастильних матеріалів. У статті розглядається та аналізується розвиток виробництва альтернативного виду палива в авіації, стан передових науково-дослідних робіт у цій галузі, перспективні напрямки розвитку наукових досліджень і можливі шляхи спрямування наукових зусиль українських дослідників у дану сферу. Описані переваги використання біопалива. Соціальний ефект полягає у вирішенні важливої еколого-енергетичної проблеми, пов'язаної з раціональним використанням паливно-мастильних матеріалів і емісією шкідливих викидів в атмосферу.

Ключові слова: альтернативні палива, авіація, біопалива, раціональне використання, енергозбереження, технічні олії.

Вступ

Проблема використання альтернативних палив стає все актуальнішою у зв'язку з вичерпаністю запасів мінеральних ресурсів: нафти і природного газу. Розведених запасів нафти і природного газу при сучасному рівні видобутку по песимістичних прогнозах вистачить на 120 років, по оптимістичних – на 250. В деяких випадках, наприклад в електро- і теплоенергетиці, можна повернутися до використання замість нафти і природного газу кам'яного вугілля, його запасів вистачить більш ніж на 1500 років. Зростання споживання у світі нафтових палив призвело до значного збільшення темпів витрачання не поновлювальних запасів нафти, а у результаті стрімкого зростання цін. Людство, по суті, повинне у короткі терміни вирішити проблему свого виживання: знайти можливості і напрямки переходу з палив, що отримуються з нафти, на нові альтернативні види палива [1 – 3]. Пошук для заміни нафтових палив на синтезовані з інших видів сировини, розробка прогресивної технології виробництва синтетичних палив і їх раціонального застосування на транспортних засобах стають в даний час вельми актуальними задачами. З особливо гострою проблема переходу на нові види палива проявляється в авіації, де прогнозується постійне збільшення інтенсивності перевезень. В даний час концентрація CO₂ в атмосфері складає приблизно 400 ppm. Це в два рази більше, ніж до початку промислової революції XVIII століття. До 2050 р. концентрація CO₂ в атмосфері може досягти 500 ppm [2]. Парникові гази (пари води, діоксид вуглецю, метан) самі по собі

необхідні для життя на Землі. Вони запобігають повному розсіюванню теплової енергії, що отримується Землею від Сонця, і підтримують на поверхні нашої планети температуру, відповідну для життя і простих, і найскладніших організмів. Але якщо такі газів стане надто багато, то середня температура на землі підвищиться, що може привести до танення полярних крижаних шапок з катастрофічними наслідками для всього живого. З цих причин у ряді розвинених країн не припиняються роботи з удосконалення властивостей альтернативних палив, що відносяться до поновлювальних ресурсів, володіють меншою вартістю і кращою екологією.

За прогнозами експертів, до 2050 р. авіаперевезення спричинять до 20% шкідливих викидів у всьому світі. Тож, використання біопалива для ЛА буде запобігати такому негативному розвитку.

1. Результати попередніх досліджень

Досягнення вчених світу з проблеми розроблення та упровадження у практику нових біосинтетичних матеріалів із технічних олій тісно пов'язані із перманентним оновленням значної частини традиційної номенклатури базових матеріалів провідних галузей промислового виробництва на науково-технічних засадах, добре дослідженого та інноваційно розвинутого галузевого матеріалознавства. Відомо, що традиційне матеріалознавство таких галузей, як нафтопереробка, хімічна промисловість полімерних і композиційних (зокрема антифрикційних) матеріалів тощо, досить швидко (за 8 – 12 років) досягають консервативності, тобто певної межі

своїх експлуатаційних властивостей, і не задовольняють сучасним вимогам, отже – характеризуються низкою загальних негативних рис, зокрема:

- високим рівнем екологічної небезпеки мінеральних (нафтового походження) і особливо синтетичних або мінерально-синтетичних паливно-мастильних матеріалів як на стадії підготовки сировини та виробництва, так і на етапі їх використання. Сьогодні Директивами Євросоюзу розроблено нові жорсткі квоти на викиди шкідливих речовин від двигунів ЛА;

- значною ресурсо- і енерговитратністю, оскільки вони спираються, значною мірою, на сировину мінерального походження (нафту), що все більше вичерпується з одночасним погіршенням її якості;

- усе більше зусиль і витрат виробників мінеральних і синтетичних або мінерально-синтетичних паливно-мастильних матеріалів необхідно для досягнення належного рівня функціональних властивостей та експлуатаційних їх показників, особливо для авіаційної техніки, а отже ці матеріали стають все дорожчими.

На сьогодні у світі все більш актуальним постає питання щодо використання біопалива в авіації.

2. Постановка завдання

Розробка концепції раціонального використання нових біосинтетичних (альтернативних) паливно-мастильних матеріалів для авіаційної техніки.

Сучасні вимоги Євросоюзу (директива ЄС 2009/28/ЄС «О стимулировании использования возобновляемых видов энергии» від 23 квітня 2009 р.) ставлять такі завдання: до 2020 р. частка відновлювальної енергії у загальному балансі енергоспоживання має досягнути 20%, біопалива – як мінімум 10%.

Сьогодні поширюється рух на отримання моторних палив з поновлюваної сировини: рослинної біомаси, відходів промислового, побутового і сільськогосподарського виробництва. Розроблені альтернативні моторні палива, що виробляються з кукурудзи, цукрового очерету, ріпаку і ін. сільськогосподарських культур. Це – спирти і ефіри, під час згоряння яких також утворюється CO₂, але це той вуглекислий газ, який був раніше поглинений рослиною з повітря і, отже, вживання рослинної біомаси як сировини для виробництва моторних палив не збільшує вміст CO₂ в атмосфері.

У 2007 р. світове споживання нафти склало біля 4-х мільярдів тонн, 2/3 з них доводиться на транспорт. Від цієї кількості на долю повітряного вантажного і пасажирського транспорту доводиться всього біля 10% [3]. Проте, США і низка європейсь-

ких країн проводять широкі дослідження по розробці синтетичних реактивних палив з нафтової сировини. Британська компанія Virgin Atlantic однією з перших у світі здійснила вдалий політ комерційного літака на біопаливі. Так, 24 лютого 2008 р. літак "Боїнг-747" без пасажирів на борту зробив пробний переліт з Лондона до Амстердама, використовуючи біопаливо в одному зі своїх чотирьох двигунів. Інгредієнтами біопалива була пальмова олія і олія кокоса. Схожі польоти із використанням біопалива також проводили Air New Zealand, Air Japan та Continental Airlines. Утім, тоді організатори не ризикнули взяти на борт пасажирів. Перший політ з 40 пасажирями на борту здійснила французько-голландська авіакомпанія Air France – KLM. При цьому один з чотирьох двигунів літака працював на суміші з керосину та біопалива з рижію – п'ятдесят на п'ятдесят. Така комбінація палива дозволяє значно скоротити викиди діоксиду вуглецю в атмосферу. Компанія CFM International 18 червня 2007 р. успішно провела випробування авіадвигуна CFM 56-7b на суміші авіагасу і біопалива. Випробування пройшли на заводі компанії SNECMA під Парижем. У паливо Jet A-1 було додане 30% біодизеля, отриманого з рослинних жирів [5].

Синтетичне реактивне паливо, виготовлене фірмою «SASOL» з бурого вугілля за вдосконаленою технологією Фішера-Тропша (F-T), вже з 1999 р. в суміші 50:50 з реактивним паливом для цивільної авіації Jet A-1 (ASTM D1655) застосовується на комерційних авіалініях в ЮАР. Синтетичне паливо має густину 755 кг/м³ замість мінімально допустимого для Jet A-1 775 кг/м³, гірші, ніж в палива Jet A-1, властивості протизносу, але вищу термоокислювальну стабільність, і в нім практично відсутні сірчисті сполуки. Додавання в синтетичне паливо стандартного реактивного палива Jet A-1 робить отримувану суміш такою, що повністю відповідає вимогам, що пред'являються до палива Jet A-1. Синтетичне паливо, що практично не має неуглеводневих гетероатомних домішок, відповідальних за властивості протизносу палива, отримує їх з палива Jet A-1. З цього ж палива в суміш переходять ті, що містяться в Jet A-1 інгібітори окислення, що забезпечує хімічну стабільність палива при тривалому зберіганні.

На сьогодні відомі й інші технології, у тому числі розроблені в Росії, дозволяючі отримувати синтетичне реактивне паливо з вугілля. У США розроблена технологія здобуття реактивного палива з природного газу. Синтетичне паливо Syntroleum з природного газу практично аналогічно паливу з вугільної сировини.

Виробництво синтетичних палив з вугілля і природного газу, що, як і нафта, є непоновлюваними джерелами сировини, не може остаточно звільнити

людство від небезпеки настання енергетичної кризи, хоч і в далекому майбутньому. До того ж, крім того вуглекислого газу, що виділятиметься під час згорання синтетичних вуглеводневих палив з непоновлюваної сировини, додатково виділятиметься CO_2 при спалюванні технологічного палива, задіяного у процесі виробництва синтетичного палива. Так, наприклад, під час виробництва рідкого синтетичного вуглеводневого палива з вугілля за технологією F-T викидається в атмосферу CO_2 в 1,8 разу більше, ніж при виробництві палива з нафтової сировини, при виробництві реактивного палива з природного газу – більше в 1,5 рази [5].

У університеті Північної Дакоти (США) розроблено біопаливо для реактивної авіації, отримане з масел сільськогосподарських культур. За деякими показниками якості синтезоване біопаливо перевершує стандартний авіагаз. Біопаливо має температуру застигання нижче 600°C .

Відомо, що Бразильська біопаливна компанія «Тесбіо» скооперувалася з аерокосмічною компанією Boeing (США) для розробки реактивного палива на основі біогазу.

Витрати авіакомпанії стрімко виросли, і, очевидно, зворотного ходу не буде. До того ж питання не стільки в ціні, а у запасах, які оцінюються в 40 років для нафти, 70 років для газу і 230 років для вугілля. Запаси виснажуються, а потреба росте. В період з 1992 по 2002 р. рівень споживання реактивного палива виріс на 21%, в той час об'єм авіаційних перевезень збільшився на 53%. Нинішні умови, тим не менш, як ніколи вимагають нового палива, здатного замінити Jet A-1 яке одержують з нафти. Окрім цього, стоїть питання захисту навколишнього середовища. В цьому значенні резолюція Європарламенту про зменшення наслідків діяльності авіації для кліматичних змін (INI/2005/2249) ясно говорить про те, що «Європейський парламент настійно закликає сприяти введенню авіаційного біопалива, сприяючи таким чином зменшенню наслідків для кліматичних змін» [9].

Екологічні альтернативні види палива обіцяють стати невід'ємною частиною підходу до зменшення вуглецевого сліду авіації. Тому важливо узагальнити інформацію вже здійснюваних багатьох ініціатив з метою сприяння розробці і розгортанню виробництва екологічних альтернативних видів палива в авіації і прискорити цей процес в короткостроковому, середньостроковому і довгостроковому плані.

Перевагами біопалив є: використання відновлюваних видів сировини; можливість отримати екологічно чисте паливо (зниження шкідливих викидів майже в 2 рази у порівнянні з традиційними нафтовими паливами); зменшення залежності від імпорту дорогої нафти. Біопалива відрізняються хорошими

експлуатаційними характеристиками; їх використання в суміші з традиційними паливами практично не вимагає змін в інфраструктурі паливоспоживання.

Виникнення проблеми виробництва і використання біопалива обумовлені наступними рушійними силами:

- можливість подальшого розвитку сільськогосподарського виробництва;
- набуття країнами, які залежні від постачань нафти і газу, енергетичної безпеки.

Основними видами біопалив є біоетанол (одержують в основному з кукурудзи в США, цукрової тростини в Бразилії, цукрового буряка в країнах ЄС) і біодизель (одержують на основі олійних культур, таких як соя, ріпак, ріцина, а також з пальмового масла і з відходів при виробництві харчових жирів). Лідерами у виробництві біоетанолу є США (виробництво в 2006 р. 13,5 млн. т), Бразилія (12,3 млн. т), країни ЄС (2,2 млн. т), Китай (2,7 млн. т) Індія (1,4 млн. т), Франція (1,1 млн. т), Німеччина (1,1 млн. т), Росія (1 млн. т). Лідером у виробництві біодизеля є Німеччина (1,7 млн. т в 2006 р.). Біодизель виробляє Франція (0,5 млн. т), Італія (0,4 млн. т), Чехія (0,14 млн. т), Польща (0,1 млн. т), США (0,9 млн. т) і низка інших країн. У стадії будівництва знаходяться заводи по виробництву біодизелю у Великобританії, Нідерландах і Норвегії. Сумарне виробництво біоетанолу в світі в 2006 р. склало приблизно 32 млн. т, біодизеля – більше 6 млн. т. [10].

Уряди низки країн оголосили амбітні програми по виробництву і застосуванню біопалив. Зокрема, в США в 2006 р. до традиційних моторних палив з нафти додавалося 3,5% біопалив, в 2010 р. ця частка повинна скласти 5,0%. У 2017 р. поставки біопалив в США повинні скласти за програмою, висунутою Білим Домом, 35 млрд. галл., тобто приблизно 100 млн. т. Згідно одному з варіантів прогнозу попиту на моторні палива (автобензин і дизпаливо) у 2030 р. в США попит складе 635 млн. т., значить, частка біопалив повинна досягти більше 15%. У країнах ЄС частка біопалив в сумарному споживанні моторних палив з 2% в 2006 повинна зрости до 5,75% в 2010 р.

У Китаї, Індії, Малайзії і низці інших країн прийняті національні програми виробництва і використання біопалив. Бразилія претендує на роль світового лідера у виробництві біоетанолу, для чого готова збільшити у декілька разів площі по вирощуванню цукрової тростини. У Бразилії частка біопалив в сумарному споживанні палив повинна скласти 5% в 2013 р.

Уряди практично всіх згаданих країн розробляють організаційно-економічні механізми по стимулюванню виробництва і використання біопалив.

У США широко розгорнена програма виробництва біопалив під знаком зменшення залежності від імпорту енергоносіїв і шкідливого впливу на клімат, в основі має бажання агровиробників збувати генномодифіковані сільськогосподарські продукти.

Те, що біопаливо не може скласти конкуренцію паливу на основі вуглеводнів, розуміють всі, проте рух за біопаливо став стержнем в політиці ряду розвинених країн.

Не дивлячись на значний прогрес у використанні біомаси для отримання рідких палив, правда полягає в тому, що промисловість до цих пір не знає як конвертувати біомасу в паливо у великих масштабах з прийнятними витратами для споживачів і без серйозних соціальних наслідків, пов'язаних з подорожчанням продовольства. Експерти вважають, що тільки біопалива другого покоління, засновані на непродовольчих видах сировини, складніших процесах перетворення, технічно можливі, економічно виправдані, доступні і життєздатні, можуть диверсифікувати енергетичний портфель світу [13]. Враховуючи цю обставину, в багатьох країнах світу розгорнені дослідження і розробки в області технологій отримання біопалив другого покоління, а саме, з біомаси (целюлоза, відходи лісової і деревообробної промисловості, сільськогосподарські відходи, водорості, лігніні тому подібне). Серед технологій другого покоління називають пірогенетичну переробку деревини; анаеробні процеси; вельми перспективний процес BTL (biomasse to liquide), що складається із стадій спікання біомаси за допомогою низькоокисневого піролізу, газифікація отриманих методом спікання гранул каталітичного синтезу по Фішеру–Тропшу, а також отримання біоетанолу з біомаси деревини шляхом ферментації або гідролізу з подальшим дегідруванням біоетанолу в біобутанол та ін.

Під час переходу авіатехніки на альтернативні види палива, можна вирішити дуже важливі питання в області енергетики, екології, а також фінансування.

Висновки та перспективи подальших досліджень

Прискорена розробка альтернативних видів авіаційної техніки – це задача загальнолюдська, що не терпить зволікання, оскільки, на думку міжнародних експертів, слід чекати подальшого зростання цін на вуглеводневі енергоносії. Розробка ефективної технології виробництва моторних палив з біосировини і, зокрема, реактивних палив, є об'єктивною необхідністю і актуальна в даний час.

Роботи по біопаливах для авіації за кордоном ще не вийшли із стадії дослідницьких. У нашій кра-

їні такі роботи практично не починалися.

Зростання питомої витрати палива приводить в процентному відношенні до більшого, ніж зростання питомої витрати, зменшенню дальності польоту літального апарату або зменшенню корисного навантаження. Вживання кисневмісних синтетичних палив в цивільній авіації може виявитися рентабельним лише тоді, коли ціна такого палива буде значно нижча за ціну нафтового авіагазу.

Вуглеводневий біогаз може знайти вживання в авіації вже в найближчому майбутньому навіть в умовах збереження в достатній кількості непоновлюваних енергетичних сировинних ресурсів: нафти, вугілля, природного газу і інших – з тієї причини, що їх вживання дозволить уповільнити зростання концентрації CO₂ в атмосфері.

Отже, реальним виходом із ситуації, що склалася в економіці України, є використання новітніх енергозберігаючих технологій та перехід на рослинні олії, як альтернативну поновлювану екологічно чисту сировину для паливно-мастильних матеріалів, які відчутно впливатимуть на зменшення викидів в атмосферу CO₂ і оздоровлення атмосфери.

Література

1. Пюрко І.М. Використання альтернативних видів палива як засіб підвищення готовності військ / І.М. Пюрко, С.І. Задерієнко // Наука і оборона. – 2008. – № 1. – С. 47-49.
2. Разработка самолетов на криогенных топливах [Електрон. ресурс]. – Режим доступу до ресурсу: <http://www.tupolev.ru>.
3. Семенов В.Г. Покращення економічних та екологічних показників дизельного двигуна, що працює на біодизельному паливі, присадками / В.Г. Семенов, А.І. Атамась // Проблеми хімотології: матеріали III МНТК, 20-24 вересня 2010 р. – К., 2010. – С. 231-232.
4. Разработка синтетического реактивного топлива из биосырья / П.В. Бородако, Н.И. Варламова, И.М. Попов, Е.П. Федоров, Л.С. Яновский, В.Ф. Третьяков, Н.А. Французова // Проблеми хімотології: матеріали III МНТК, 20-24 вересня 2010 р. – К., 2010. – С. 290-294.
5. Медведєва Т.В. Альтернативні палива для авіаційної техніки / Т.В. Медведєва, М.С. Бойченко // Новітні досягнення біотехнології: тези МНТК. – 21-22.10.2010. – С. 24-25.
6. Тимошевский Б.Г. Альтернативные топлива для тепловых двигателей / Б.Г. Тимошевский, М.Р. Ткач // Авіаційно-космічна техніка і технологія: зб. наук. праць. Двигуни та энергоустановки. – Х.: НАКУ «ХАІ», 2001. – Вип. 26. – С. 13-18.
7. Dependence of evaporation losses on petrol quality / S. Bojchenko, L. Chernyak, L. Fedorovich, V. Novikova, R. Prentkovskiene, S. Pukalskas // Transport. – 2010. – № 25 (4). – P. 442-447.

8. *Improvements power aggregates construction on transport* / O. Syliman, V. Gorypa, I. Trofimov, A. Zybchenko, I. Nizovisev // *TRANSPORT (Vilnius, Lithuania 2008): научно-технический журнал*. – 2010. – Vol. 25, No 4. – P. 53-59.

9. Рустамов Н.А. Биомасса – источник энергии / Н.А. Рустамов, С.И. Зайцев, Н.И. Чернова // *Энергия*. – 2005. – № 6. – С. 20-28.

10. Новые разработки в области возобновляемых топлив / J. Holmgren, C. Gosling, R. Marinangell, T. Marker, G. Faraci, C. Perego // *Нефтегазовые*

технологии. – 2008. – № 1. – С. 78–83.

11. Самсонов Р.О. // *Oil and Gas Russia*. – Январь–февраль 2008. – С. 74.

12. Материалы сайта Privat aero [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.privat.aero>. – 20.05.2011 г.

13. Burke L. Развитие био-экономики - взгляд нефтепереработчика, поставщика энергии в США / L. Burke // *Нефтегазовые технологии*. – 2008. – № 6. – С. 61–64.

Надійшла до редакції 20.05.2011

Рецензент: канд. техн. наук, доцент кафедри екології Л.М. Черняк, Київський національний авіаційний університет, Київ, Україна.

ПЕРСПЕКТИВЫ ВНЕДРЕНИЯ АЛЬТЕРНАТИВНОГО ТОПЛИВА В АВИАЦИИ

К.В. Бондаренко, С.В. Бойченко, В.Г. Семенов

В условиях ограниченной обеспеченности Украины первичными и вторичными энергоносителями слишком актуальной является проблема разработки концепции производства, методов синтеза и средств внедрения новых экологически безопасных горюче-смазочных материалов. В статье рассматривается и анализируется развитие производства альтернативного вида топлива в авиации, состояние передовых научно-исследовательских работ в этой отрасли, перспективные направления развития научных исследований и возможные пути направления научных усилий украинских исследователей в данную сферу. Описанные преимущества использования биотоплива. Социальный эффект заключается в решении важной эколого-энергетической проблемы, связанной с рациональным использованием горюче-смазочных материалов и эмиссией вредных выбросов в атмосферу.

Ключевые слова: альтернативные топлива, авиация, биотоплива, рациональное использование, энергосбережение, технические масла.

PROSPECTS OF INTRODUCTION OF ALTERNATIVE FUEL ARE IN AVIATION

K.V. Bondarenko, S.V. Boychenko, V.G. Semenov

In the conditions of the limited material well-being of Ukraine primary and second power mediums too actual is a problem of development of conception of production, methods of synthesis and facilities of introduction of new ecologically safe goryuche-smazochnykh materials. In the article examined and analysed development of production of alternative type of fuel in an aviation, consisting of front-rank research works of this industry, perspective directions of development of scientific researches and possible ways of direction of scientific efforts of the Ukrainian researchers in this sphere. Described advantages of the use of biopropellant. A social effect consists in decided important ekologo-power problem, related to the rational use of goryuche-smazochnykh materials and emission of harmful extrass in an atmosphere.

Key words: alternative fuels, aviation, biopropellants, rational use, energy-savings, technical butters.

Бондаренко Катерина Василівна – аспірант кафедри екології Національного авіаційного університету «НАУ», Київ, Україна, e-mail: KaterinaBondarenkoV@ukr.net.

Бойченко Сергій Валерійович – д-р техн. наук, професор, завідувач кафедри екології Національного авіаційного університету «НАУ», Київ, Україна, e-mail: chemmotology@ukr.net.

Семенов Володимир Григорович – канд. техн. наук, доцент, директор ТОВ «НДІ альтернативних палив», Харків, Україна, e-mail: semenovv11@gmail.com.

УДК 662.7, 662.8

Я.А. КУМЧЕНКО, В.А. ГАБРИНЕЦ, В.И. КОНОВАЛОВ, Ю.В. ДАНЧУК**НПП «КАШТУЛ», Днепропетровск, Украина****АЛЬТЕРНАТИВНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ПОЛУЧЕНИЯ БИОЭТАНОЛА
ДЛЯ ДВС И АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.
КОНЦЕПЦИЯ «КАШТУЛ». СООБЩЕНИЕ 1**

Рассмотрены альтернативные заменители обычных ископаемых топлив и их назначение. Предложено твердое альтернативное ископаемое сырье (бурый уголь, торф, сланцы) перерабатывать в брикеты, а биомассу (отходы различных производств) – в спирты, являющиеся добавками к традиционным топливам. Сообщается о разработке нестандартной (альтернативной) технологии получения брикетов для сжигания в топках и биоэтанола для ДВС и авиационных двигателей (АД) из всего спектра биомассы. Показана возможность получения топлива, более дешевого, чем традиционное, а поэтому возможность страны обходиться без импортных энергоносителей.

Ключевые слова: альтернативные топлива, переработка топлив, спектр биомассы, биоэтанол, ферментизация, стабильность брикетов.

**1. Введение и аналитический
обзор целесообразности
альтернативной переработки
отечественного сырья**

В ряде стран признаны следующие виды альтернативных топлив для тепловых двигателей:

- синтетическое жидкое топливо – СЖТ (жидкое горючее, получаемое из угля или биомассы);
- биодизельное топливо (из растительных или животных масел);
- алкоголь (спирты, получаемые из зерна, древесины или биомассы).

Первый и третий из указанных видов – это топлива для двигателей с искровым зажиганием, второй – для двигателей с зажиганием от сжатия.

Известно, что получение для замены бензина и керосина синтетического топлива из угля [1] и алкоголя из зерновых культур являются сложными [3], а, кроме того, и дорогостоящими процессами (топливо получается примерно в 2 раза дороже бензина), капитальные вложения в производство – в 5 – 10 раз больше, чем в нефтеперерабатывающие заводы той же производительности. Также практика показала, что существующие двигатели не могут работать на чистых этих топливах – они могут составлять только небольшую долю в смесях с обычными бензинами.

Таким образом, существенной альтернативой ископаемым углеводородным топливам могут быть или применяемые уже водоугольные смеси [2] (как для сжигания в топках, так и для двигателей), или

продукты переработки биомассы при следующих условиях:

- использовании для их производства отходов (а не кондиционного зерна);
- разработке новых экономически выгодных технологий превращения биомассы в жидкое топливо для двигателей, а также в удобное для использования в топках твердое.

Если для производства биогаза необходимо строить крупные перерабатывающие заводы, то понятно, что свозить на них все доступные для такой переработки биологические отходы малых производств (в эквиваленте около 8 млн. т. у.т. в год) нет смысла, а лучше использовать их в регионах получения.

Разрабатывать месторождения бурых углей и сланцев целесообразнее для получения из них, в основном, ВУТ или брикетов, а не вкладывать в их превращение в жидкое или газообразное топливо большие средства, которые в конечном итоге не дадут увеличения энергоемкости всей массы произведенного топлива по сравнению с исходным. Занимать плодородные земли Украины под растительное сырье для "выращивания" жидкого топлива, производимого по известным технологиям, также нерационально.

Один из авторов статьи (Я.А. Кумченко) предлагает изготавливать брикеты из всего спектра биомассы (солома, ботва, стебли растений - ржи, кукурузы, подсолнуха и рапса [которых во много раз больше, чем выращенного на них зерна], отходов лесного хозяйства, свалок и т.д.). Освещение технологии получения брикетов, а из них биоэтанола но-

вым способом и является основной целью статьи.

При широком их внедрении некоторые регионы вполне могут обеспечивать себя электрической и тепловой энергией, перерабатывая в топливо отходы своего же производства, т. е. решая сразу две задачи: экономическую и экологическую. А кроме того можно частично обеспечить дешевым этанолом ДВС, в т.ч. авиационные.

2. Нестандартная и безотходная технология получения биоэтанола

Известная технология получения спирта из опилок предполагает использование серной кислоты с концентрацией порядка 5%. Эта технология полностью апробирована и экономически выгодна. Однако, она выгодна в условиях больших производств жидких битумов. Для малых и средних предприятий степень её выгоды снижается из-за необходимости раскисления отходов производства. Это требует применение специальных химвеществ, что ведёт к удорожанию конечной продукции.

Предлагаемая здесь альтернативная технология получения биоэтанола из биомассы включает в себя следующие этапы.

2.1 Разрушение устойчивой (непроницаемой) оболочки целлюлозы с последующим брикетированием ударным способом

Разрушение крайне устойчивой оболочки при рабочей частоте механизма в пределах 1÷3 Гц. При последующем прессовании измельчённой массы сплошность брикета гарантируется за счёт связывания внутренних частей биомассы без добавки связующих компонентов.

2.2. Микробиологическая ферментизация подготовленной биомассы

Подготовленную сбрикетированную биомассу распаривают в горячей воде с температурой не ниже 80 °С, охлаждают и проводят обычную микробиологическую ферментизацию с получением солода. Для активации процесса микробиологической ферментизации применялись центрифуги. Теоретический выход биоэтанола составляет 200 кг из одной тонны биомассы. Перегонка солода на биоэтанол и остаток является стандартным процессом.

2.3. Стоимость биоэтанола

Приблизительно стоимость биоэтанола состоит из стоимости сырья (напр., соломы), затрат на получение спирта и эксплуатацию самой установки.

В Днепропетровской области стоимость одной

тонны пшеничной соломы составляет 150 грн., что позволяет получить 200 литров спирта. Т.е., без учёта других затрат и вычета стоимости отходов стоимость 1 литра биоэтанола составляет 75 коп.

2.4. Стоимость полезных отходов

Безотходная технология получения биоэтанола предполагает получать кроме спирта:

- 1) кормовые добавки на корм животных;
- 2) удобрения для почвы там, где это необходимо;
- 3) получение пластмасс, асфальта и т.д.

В настоящее время правительству АР Крым предложен проект безотходной технологии биоэтанола с получением удобрений.

3. Перспектива перехода Украины на производство биоэтанола

В Украине запасов торфа, буробитумных углей хватит на 400 лет. Большинство их залежей выходят на поверхность и стоимость их добычи мизерна по сравнению с ценой на импортные нефть и газ. Поэтому переход нашей страны только на отечественные энергоносители вполне возможен при крайне минимальных финансовых затратах.

Отметим, что авторы статьи уже ведут переговоры с предприятием «Мотор-Сич» и «КБ-Прогресс» о возможности использования биоэтанола и диметилэфира в АД и ДВС для передвижных электростанций мощностью до 5 МВт.

В следующих статьях будут более подробно описаны разработанные техпроцессы и параметры, даны конкретные рекомендации.

Выводы

1. Предложен альтернативный и дешёвый способ получения биоэтанола из любой биомассы.
2. Показана возможность перехода Украины на собственное энергосырьё – без закупки нефти и газа.

Литература

1. Кричко, А.А. Получение моторного топлива из угля / А.А. Кричко // *Уголь Украины*. – 2006. – № 2. – С. 45-46.
2. Ходаков, Г.С. Водогольные суспензии в энергетике / Г.С. Ходаков // *Теплоэнергетика*. – 2007. – № 1. – С. 35-45.
3. *Biofuels 2007-fuel Cell Today* [Электронный ресурс]. – Режим доступа: www.fuelcell.today.com.

Поступила в редакцию 12.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой нетрадиционной энергетики А.В. Сичевой, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск, Украина.

**АЛЬТЕРНАТИВНА ТЕХНОЛОГІЯ ОТРИМАННЯ БІОЕТАНОЛУ
ДЛЯ ДВЗ ТА АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ.
КОНЦЕПЦІЯ «КАШТУЛ». ПОВІДОМЛЕННЯ 1**

Я.О. Кумченко, В.О. Габринець, В.І. Коновалов, Ю.В. Данчук

Розглянуті альтернативні замітники звичайних викопних палив і їх призначення. Запропоновано тверду альтернативну сировину (буре вугілля, торф, сланці) переробляти в брикети, а біомасу (відходи різних виробництв) – в спирти, що є добавками до традиційних палив. Повідомляється про розробку нестандартної (альтернативної) технології отримання брикетів для спалювання в топках і біоетанолу для ДВЗ та авіаційних двигунів (АД) з усього можливого спектру біомаси. Показано можливість отримання палива більш дешевого, ніж традиційне, а тому – економічну можливість для держави обходитись без імпортованих енергоносіїв.

Ключові слова: альтернативні палива, переробка палив, спектр біомаси, біоетанол, ферментація, стабільність брикетів.

**ALTERNATIVE TECHNOLOGY OF RECEIPT BIOETANOL
FOR INNER COMBUSTION ENGINES AND AVIATION ENGINES.
«KASHTUL» CONCEPTION. REPORT 1**

J.A. Kumchenko, V.A. Gabrinets, V.I. Konovalov, Yu.V. Danchuk

The alternative substitutes of ordinary fossil fuels and their setting are considered. It is suggested to process hard alternative fossil raw material (brown coal, peat, slates) in performs, and biomass (wastes of different productions) – in alcohols, being additions to traditional fuels. Reported about development of non-standard (alternative) technology of receipt of performs for incineration in heating and bioethanol for ICE and aviation engines (AE) from all possible spectrum of biomass. Possibility of receipt of fuel more cheap is shown, what traditional, and therefore – economic feasibility for a country to do without the imported power mediums.

Keywords: alternative fuels, processing of fuels, the range of biomass, bioethanol, fermentation, the stability of briquettes.

Кумченко Яков Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, директор, Научно-производственное предприятие «КАШТУЛ», Днепропетровск, Украина, e-mail: zoe_s@mail.ru.

Габринец Владимир Алексеевич – д-р техн. наук, профессор, ведущий научный сотрудник, Научно-производственное предприятие «КАШТУЛ», Днепропетровск, Украина.

Коновалов Владимир Иванович – канд. техн. наук, доцент, главный инженер, Научно-производственное предприятие «КАШТУЛ», Днепропетровск, Украина, e-mail: zoe_s@mail.ru.

Данчук Юрий Владимирович – аспирант, Научно-производственное предприятие «КАШТУЛ», Днепропетровск, Украина.

УДК 678.01:531.43

О.Н. БИЛЯКОВИЧ^{1,2}, Е.В. БОГАЙСКАЯ², О.А. ГУМЕНЮК²¹Национальный транспортный университет, Киев, Украина²Национальный авиационный университет, Киев, Украина

СОВРЕМЕННЫЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ О ВЛИЯНИИ КАЧЕСТВЕННОГО СОСТОЯНИЯ МАСЕЛ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИХ СМАЗОЧНОГО ДЕЙСТВИЯ

Приведен аналитический обзор научных трудов, отображающий современные исследования процессов образования смазочных слоев и их связь с состоянием поверхностей трения. Отмечено, что в условиях локального контакта при качении со скольжением смазочное действие, прежде всего, определяется наличием гидродинамических и граничных слоев, их толщиной и структурой. Для масел, подверженных процессам старения и загрязнения, смазочная способность связана с взаимодействием молекул продуктов окисления масел между собой, их взаимодействием с поверхностью трения, поверхностями частиц механических примесей и продуктов износа. В качестве основных параметров, определяющих эффективность смазочного действия при граничном трении, принято использовать значение граничных смазочных слоев, коэффициент трения и объемную температуру масла.

Ключевые слова: граничный смазочный слой, трение, масло, поверхность, смазочное действие, износ.

Введение

Как известно, смазочная способность масел в условиях граничного режима смазки основывается на эффектах адсорбции и химической реакции с трущимися поверхностями с образованием пленок оксидов и пленок, сформированных активными компонентами смазочной среды [1, 2]. По свидетельству авторов работ [3, 4], самое существенное значение в выяснении общей картины смазочного действия технических масел имеет оценка содержания в них поверхностно-активных веществ (ПАВ), совместного действия ПАВ и химически-активных веществ (ХАВ) и определение их оптимальных соотношений. Причем, одним из решающих факторов, является сила сцепления между молекулами смазочной среды и поверхностными атомами металла [5], авторы работ [6, 7] указывают на существенные различия в параметрах смазочного действия одного и того же масла при трении различных металлов по причине различных значений энергии связи.

Ряд авторов [1, 8, 9] отмечают положительный смазочный эффект от растворимости кислорода в смазке, ее окисляемости и взаимодействия оксидных и адсорбционных пленок и предполагают усиление данного эффекта от сформировавшихся адсорбционных слоев при наличии подслоя оксидов определенного состава.

Основная часть

Буяновский И.А. с коллегами в [10] указывает на высокий уровень ориентации ГСС относительно поверхностей трения как на один из важнейших факторов эффективного смазочного действия масел в трибосопряжениях.

Как известно, повышение этого уровня в настоящее время достигается путём введения в смазочную среду присадок, обладающих повышенной физико-химической активностью.

Упорядоченность адсорбированных молекул в граничных слоях может также зависеть от взаимодействия их со смазываемой поверхностью на границе раздела смазочная среда – твердое тело, поскольку здесь имеет место эффект воспроизведения ориентации поверхностного слоя твердого тела смазочным слоем. Это следует из модели граничного слоя по А.С.Ахматову [11].

На основании этого предположения методом молекулярной динамики авторами работы [12] была построена компьютерная модель, в соответствии с которой молекулы неактивной среды на поверхности, не обладающей ориентирующими свойствами, расположены беспорядочно, в то время как на поверхности – ориентанте (т.е. на поверхности, обладающей высокой степенью ориентации) образуются высокоупорядоченные граничные слои, которые характеризуются высокой смазочной способностью.

В условиях локального контакта при качении со скольжением, по свидетельству автора работы [13], смазочное действие определяется, прежде всего, наличием гидродинамических и граничных слоев, толщиной и структурой последних.

Основной целью эксплуатационных исследований можно считать выяснение механизма смазочного действия в различных условиях. Процесс образования смазочных слоев и его связь с состоянием поверхностей трения представляет интерес именно для выяснения механизма смазочного действия масел, а также самого механизма трения [14].

В обобщенном варианте механизм смазочного действия при граничном режиме смазки сводится к следующим процессам: адсорбция и химическое взаимодействие активных компонентов масел с контактными поверхностями трибосопряжений, вследствие чего на последних происходит формирование полифазного ГСС; упругая деформация ГСС под действием нормальной нагрузки; возможная упругая и пластическая деформация выступов трущихся тел и их взаимное внедрение, не сопровождающееся разрушением адсорбционного мономолекулярного слоя; возможное нарушение сплошности ГСС на отдельных наиболее нагруженных площадках контакта, а также при локальном их нагреве; возникновение адгезионного взаимодействия между оксидными пленками сопряженных металлических поверхностей; возможный контакт ювенильных поверхностей при взаимодействии максимально нагруженных неровностей; взаимодействие слабонагруженных неровностей через полимолекулярный ГСС [15, 16 и др.].

В дополнение к вышесказанному, механизм смазочного действия масел, подверженных процессам старения и загрязнения, объясняется взаимодействием молекул продуктов окисления масел между собой, их взаимодействием с поверхностью трения и с поверхностью частиц механических примесей и продуктов износа [17].

Установлено [13, 18], что одной из основных причин потери работоспособности трибоузлов в условиях неустановившихся режимов работы (приработка, пуск-остановка, изменение температуры, реверсирование) является временное ухудшение смазочного действия, которое выражается в уменьшении толщины смазочного слоя, что связано со сменой протекающих граничных процессов – замещением адсорбционных слоев физического происхождения на более стабильные для данных условий трения хемосорбционные слои.

Когда режим граничного трения в зубчатых зацеплениях агрегатов трансмиссий машин характеризуется тяжелыми условиями работы по нагрузке и температуре, то адсорбционные слои уже не в состоянии обеспечивать эффективное смазочное действие. В этих условиях целесообразно использовать эффект образования на поверхностях трения самогенерирующихся органических пленок – СОП (в зарубежной литературе они чаще представлены под названием полимеров трения), формирование которых является определяющим фактором, характеризующим смазочную способность масел в условиях трения качения со скольжением [18, 19].

Формирование СОП происходит не только в маслах в состоянии поставки – на ранних стадиях их использования, но и при прохождении процессов старения и загрязнения смазочных материалов механическими примесями, причем их образование во втором случае происходит более интенсивно, так как

известно, что продукты старения масел являются материалом, который активно формирует СОП [15, 17].

Возможность образования СОП на поверхностях трения, которые моделируют работу агрегатов трансмиссий, подтверждает тенденцию продуктов окисления масла генерироваться у структуры, которые обеспечивают минимум изнашивания. После исследований, проведенных в среде отработанного масла [20], на контактных поверхностях образцов имела место прозрачная органическая пленка, отвечающая результатам исследований ряда зарубежных ученых, которые наблюдали образование прозрачных трибополимерных пленок [21].

Граничные смазочные пленки любого происхождения и структуры обладают способностью к самогенерации, подтверждает автор работы [22], если сохраняются условия и компоненты для их восстановления – если в процессе использования смазочных сред происходит выработка легирующих элементов, то в результате старения масел при эксплуатации узлов и агрегатов машин создаются условия для образования в них соединений, являющихся материалом для построения граничных слоев.

В качестве основных параметров, определяющих эффективность смазочного действия при граничном трении, как правило, принято использовать значения толщины ГСС, коэффициента трения и объемной температуры масла, самым же информативным из вышеуказанных параметров, по мнению авторов многих работ [23], является значение толщины ГСС.

Проведенные измерения толщины ГСС показали, что преимущественно зубчатые колеса агрегатов трансмиссий машин работают в условиях смешанного режима смазки с преобладанием граничного [24, 25].

По свидетельству Ю.А. Розенберга [8] толщина мальтимолекулярного ГСС зависит от свободной энергии твердой поверхности, следовательно, от ее природы и от характера покрывающей ее пленки оксидов, экранирующей силовое поле поверхности.

Как указывает Г.И. Фукс в работе [25], толщина ГСС – функция контактного давления и состава смазочной среды, в первую очередь – состава и строения молекул ПАВ и их молекулярного веса.

Известно, что значение толщины смазочной пленки при граничном режиме трения определяется в меньшей степени вязкостью масла, а в большей – физико-химическими свойствами смазочной среды, динамикой их изменения, комплексом факторов, отражающих такие особенности взаимодействия рабочих поверхностей зубчатых колес, как их исходное состояние, приработка, скоростные, тепловые и нагрузочные режимы эксплуатации, характер изменения этих параметров во времени [26].

Очевидно, что толщина ГСС в зубчатом зацеплении оказывает существенное влияние на его долговечность, для обеспечения оптимальной толщины

смазочной пленки в вышеуказанных трибосоединениях смазочный материал должен подбираться в соответствии с условиями эксплуатации [27].

В работах ряда авторов [13, 28] имеются свидетельства о плавном росте толщины ГСС в условиях трения качения со скольжением в связи с выглаживанием (приработкой) трущихся поверхностей, после чего наступает стабилизация значений толщины ГСС в течение многих часов. В установившихся условиях работы трибосопрежения сформировавшиеся в процессе приработки ГСС сохраняют стабильную толщину. При работе в неустановившемся режиме всегда наблюдается более или менее интенсивное временное снижение толщины ГСС [13]. Что касается анализа показателей смазочного действия масел с различным остаточным ресурсом и степенью загрязнения, следует отметить крайнюю ограниченность литературных сведений, касающихся этих вопросов.

В этой связи уместно вспомнить работу [17], автором которой исследовались параметры смазочного действия трансмиссионных масел различного качества при моделировании на машине трения реальных условий эксплуатации зубчатых зацеплений агрегатов трансмиссий авиационной наземной техники.

Анализ полученных результатов свидетельствует, что качественное состояние масла существенно влияет на толщину смазочного слоя, а, следовательно, и на эффективность смазочного действия. Значительное влияние на показатели смазочного действия, как выяснилось, также оказывает метод очистки смазочных сред. Подтверждая выводы ряда ученых о том, что толщина ГСС у масел, бывших в эксплуатации выше, чем у свежих [29], автором получены значения $h_{уст.}$ для масла, отработавшего ресурс вдвое превышают значения $h_{уст.}$ для масла в состоянии поставки.

Как указывает С.В. Венцель в [30], большая толщина ГСС в долгорботающем масле подтверждает, что их строительным материалом являются полярно-активные молекулы из продуктов окисления и полимеризации, количество которых в масле в процессе работы узлов и агрегатов машин возрастает.

Выводы

Эффективность смазочного действия масел существенно зависит от качественного состояния последних, и, как показал приведенный обзор, далеко не всегда смазочные среды, подверженные процессам старения и загрязнения при их длительном использовании, нуждаются в немедленной замене. Безусловно, это не подтверждает целесообразность бессменного применения масел в различных машинах и механизмах, но позволяет допустить возможность пересмотра рекомендованных ресурсов использования смазочных материалов, исходя из анализа результатов триботехнических испытаний и режимов эксплуатации конкретных узлов и агрегатов машин.

Литература

1. Гаркунов Д.Н. Триботехника / Д.Н. Гаркунов. – М.: Машиностроение, 1985. – 424 с.
2. Структурно-термодинамические подходы в механизмах граничного смазывания / А.В. Дыха // Проблемы трибологии. – 2006. – № 3. – С. 62-65.
3. Заславский Ю.С. Трибология смазочных материалов / Ю.С. Заславский. – М.: Химия, 1991. – 240 с.
4. Watkins R.S. Use of the Timken test as a cam and followers screener for oils / R.S. Watkins // SAE Technical paper series. – 1984. – №840264. – P. 1-6.
5. Ахматов А.С. Молекулярная физика граничного трения / А.С. Ахматов. – М.: Гос. изд-во физ.-мат. литературы, 1963. – 472 с.
6. Литвинов А.А. Физико-химические основы применения смазочных материалов в узлах трения авиационной техники: учебное пособие / А.А. Литвинов. – К.: КИИГА, 1985. – 80 с.
7. Влияние смазочных материалов на работоспособность зубчатых передач Einfluss von Schmierstoffen und Betriebsbedingungen auf den verschleiss von Zahnradern // Erdol-Erdgas-Kohle. – 1997. – 113, № 3. – С.130-131. – Нем.; рез. Англ.
8. Розенберг Ю.А. Влияние смазочных масел на долговечность и надежность деталей машин / Ю.А. Розенберг. – М.: Машиностроение, 1970. – 315 с.
9. Механохимические процессы при граничном трении / Б.И. Костецкий и др. – М.: Наука, 1972. – 170 с.
10. Ориентационная упорядоченность граничных слоев и смазочная способность масел / И.А. Буяновский, З.В. Игнатьева, В.А. Левченко, В.Н. Матвеев // Трение и износ. – 2008. – Т. 29, № 4. – С. 375-381.
11. Современная трибология. Итоги и перспективы / Отв. ред. К.В. Фролов, Э.Д. Браун, И.А. Буяновский, Н.А. Воронин и др. – М.: Изд-во ЛКИ, 2008. – 480 с.
12. The carbon films as a unique orienter for epitropic liquid crystals / V.A. Levchenko et al. // Proc. 10th European Conf. on Diamond, Diamond-Like Materials, Carbon Nanotubes and Silicon Carbides. – Prague, 1999 – P. 37-41.
13. Мельник В.Б. Смазочное действие масел с карбонофторидными присадками при качении со скольжением: автореф. дисс. ... канд. техн. наук / В.Б. Мельник. – К.: КИИГА, 1992. – 16 с.
14. Хайнике Г. Трибохимия: пер. с англ. / Г. Хайнике. – М.: Мир, 1987. – 584 с.
15. Райко М.В. Смазка зубчатых передач / М.В. Райко. – К.: Техника, 1970. – 196 с.
16. Богданович П.Н. Трение и износ в машинах: учеб. для вузов / П.Н. Богданович, В.Я. Прушак. – Мн.: Выш. шк., 1999. – 374 с.
17. Билякович О.Н. Влияние загрязненности трансмиссионных масел на смазочное действие и состояние поверхностных слоев трибосопрежений: дис. ... канд. техн. наук: 05.02.04 / О.Н. Билякович. – К.: КМУГА, 1996. – 273 с.
18. Кудрин А.П. Влияние смазочного материала на формирование вторичных структур в условиях неустановившихся режимов трения / А.П. Кудрин, В.И. Маленко, В.Ф. Лабунец // Проблемы трибологии. – 2006. – № 1. – С. 158-163.

19. Хебды М. Справочник по триботехнике: в 3 т. Т.2. Смазочные материалы, техника смазки, опоры скольжения и качения / Под общ. ред. М. Хебды, А.В. Чичинадзе. – М.: Машиностроение, 1990. – 416 с.

20. Білякович О.М. Механізми мастильної дії трансмісійних оливі з різним ступенем забрудненості / О.М. Білякович // Вісник Національного транспортно-го університету. – 2009. – Вип. 18. – С. 193-198.

21. Johnston G. A new mechanism for gear and bearing anti-wear additive behaviour / G. Johnston, P. Cann, H. Spikes // Additives for lubricants and operational fluids. – 1986. – V. 1. – P. 3-16.

22. Венцель С.В. Смазка и долговечность двигателей внутреннего сгорания / С.В. Венцель. – К.: Техника, 1977. – 208 с.

23. Сіренко Г.О. Зношування твердих тіл при наявності на їх поверхнях наноплівок мастильних матеріалів / Г.О. Сіренко, О.В. Кузишин // Фізика і хімія твердого тіла. – 2006. – 7, № 3. – С. 593-600.

24. Дыха А.В. Исследование внедрения движущегося сферического индентора в смазанную и сухую поверхность / А.В. Дыха, Б.С. Вольнский // Проблемы трибологии. – 2008. – № 2. – С. 89-93.

25. Фукс Г.И. Физикохимия смазочного действия и новые смазочные материалы / Г.И. Фукс. – М.:

ФХММ, 1967. – № 5.

26. Holweger W. New results about the behavior of lubricants in the contact with machinery elements / W. Holweger, P. Beckmann, R. Ott // Tribology and Lubrication Engineering: 14 International Colloquium Tribology, Ostfildern. – Jan. 13-15, 2004. – Vol. 3. Ostfildern: Techn. Akad. Esslingen, 2004. – P. 1673-1678.

27. Басинюк В.Л. Методические основы управления триботехническими параметрами взаимодействия зубьев тяжело нагруженных зубчатых передач / В.Л. Басинюк // Трение и износ. – 2006. – Т. 27, № 5. – С. 520-526.

28. Установление критериев работоспособности легированных масел для смазки зубчатых передач: отчет о НИР / М.В. Райко и др. // КИИГА; N 787-X90. – К., 1990. – 70 с.

29. Влияние старения авиационных масел на их противоизносные свойства / С.В. Венцель, Е.А. Миронов, В.А. Бездеркин, Н.Г. Стадниченко // Проблемы трения и изнашивания: респ. межвед. научн.-техн. сб. – 1985. – Вып. 27. – С. 72-76.

30. Венцель С.В. Применение смазочных масел в двигателях внутреннего сгорания / С.В. Венцель. – М.: Химия, 1979. – 240 с.

Поступала в редакцию 16.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.А. Тамаргазин, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

СУЧАСНІ УЯВЛЕННЯ ПРО ВПЛИВ ЯКІСНОГО СТАНУ ОЛИВ НА ЕФЕКТИВНІСТЬ ЇХ МАСТИЛЬНОЇ ДІЇ

О.М. Білякович, К.В. Богайська, О.А. Гуменюк

Наведений аналітичний огляд наукових праць, що відображають сучасні дослідження процесів утворення мастильних шарів і їх зв'язок зі станом поверхонь тертя. Відмічено, що в умовах локального контакту при коченні з проковзуванням мастильна дія, перш за все, визначається наявністю гідродинамічних та граничних шарів, їх товщиною та структурою. Для оливі, що зазнали процесів старіння та забруднення, мастильна здатність пов'язана із взаємодією молекул продуктів окислення оливі між собою, їх взаємодією з поверхнею тертя, поверхнями часток механічних домішок і продуктів зношування. В якості основних параметрів, що визначають ефективність мастильної дії при граничному терті, прийнято використовувати значення граничних мастильних шарів, коефіцієнт тертя і об'ємну температуру оливи.

Ключові слова: граничний мастильний шар, тертя, олива, поверхня, змащувальна дія, зношування.

MODERN CONCEPTS OF THE INFLUENCE OF THE QUALITY OF OIL ON THE LUBRICANT ACTION EFFICIENCY

O.N. Bilyakovich, E.V. Bogayskaya, O.A. Gumeniyk

An analytical review of scientific papers showing the current studies of the formation of lubricating layers and their connection with the state of friction surfaces. Noted that lubricating action in the local contact in rolling and sliding is primarily defined by the presence of hydrodynamic and boundary layers, their thickness and structure. For oils, subjected to aging and contamination, lubricity due to the interaction of molecules of the oxidation products of oils to each other, their interaction with the surface of the friction, surfaces of the particles of solids and wear products. As main parameters determining the effectiveness of the lubricant under the boundary friction, taken to use the value of boundary lubricating layers, the coefficient of friction and bulk oil temperature.

Key word: boundary greasing layer, friction, oil, surface, lubricant action, wear.

Білякович Олег Николаевич – канд. техн. наук, доц., доц. кафедри Національного авіаційного університету, докторант Національного транспортного університету, Київ, Україна, e-mail: oleg65@voliacable.com.

Богайская Екатерина Владимировна – аспірантка Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: katemol-69@mail.ru.

Гуменюк Олег Анатолієвич – інженер, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: goa.ttoa@mail.ru.

УДК 629.7.036.3:658.562-614

Н.А. ГАЧЕГОВ, А.А. ЛОПАТИН, А.О. КОСТЕНКО, В.Т. ШЕПЕЛЬ**ОАО «НПО «Сатурн», Пермь – Рыбинск, Россия**

СЕРТИФИКАЦИЯ ОБОРУДОВАНИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД НА ТРЕБОВАНИЯ ПОЖАРОБЕЗОПАСНОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕПЛОВЫХ МОДЕЛЕЙ

Изложены особенности сертификации оборудования, агрегатов и других компонентов авиационного ГТД с помощью математического моделирования на основе построения модели первого уровня с ее верификацией на основе инженерных испытаний, проведенных для самых консервативных условий, и последующим уточнением граничных условий для модели второго уровня. Подробно рассмотрена методика установления соответствия требованиям пожаробезопасности на примере сертификации сигнализатора засорения масляного фильтра. Представленная методика учитывает требования АП-33, CS-E, FAR-33.

Ключевые слова: сертификация, пожаробезопасность, сигнализатор засорения масляного фильтра, расчетный анализ, тепловая модель.

Введение

Сертификация авиационного двигателя является системой обеспечения безопасности, регламентируемой национальными, в частности, Российскими, Европейскими и Американскими нормами летной годности АП-33, CS-E, FAR-33 [1 – 3]. К эксплуатации допускаются двигатели, отвечающие государственным требованиям к летной годности и охраны окружающей среды. Одним из важных требований норм летной годности авиационного двигателя является требования в части пожаробезопасности.

Сертификация оборудования предусматривает его соответствие требованиям противопожарной защиты, изложенным в пунктах АП 33.17, CS-E 130 и FAR 33.17 норм летной годности и документе [4], распространяющимся на оборудование. Указанные нормы и стандарт требуют минимизировать вероятность возникновения и распространения пожара.

Естественно, основным методом установления соответствия требованиям противопожарной защиты являются сертификационные огневые испытания на огнестойкость и огнестойкость [5], однако они являются дорогостоящими и длительными по времени. Перспективным для установления соответствия требованиям пожаробезопасности, является метод, базирующийся на расчетном анализе.

Целью данной статьи является разработка методики демонстрации соответствия требованиям пожаробезопасности оборудования авиационного ГТД расчетным анализом на примере сертификации сигнализатора засорения масляного фильтра.

1. Экспериментальная часть

Решение поставленной задачи возможно на основе построения тепловой модели первого уровня с последующей верификацией на основе инженерных испытаний, проведенных для самых консервативных условий, и последующим уточнением граничных условий по теплообмену для модели второго уровня, используемой далее для установления соответствия в процессе сертификации.

Для построения модели теплового состояния первого уровня использовались результаты инженерных испытаний сборки, «сигнализатор засорения - имитатор маслоагрегата». Инженерным огневым испытаниям подвергался серийный сигнализатор засорения маслофильтра, устанавливаемый не на маслоагрегате, а на технологический блок (имитатор, рис. 1). Имитатор маслоагрегата представлял собой стальной цилиндр, к которому подводилось масло с заданным перепадом давления. На рис. 1 представлена схема препарации сигнализатора засорения маслофильтра и имитатора 11-ю хромель-алюмелевыми термопарами КТХА (4 термопары на сигнализаторе засорения и 7 - на имитаторе маслоагрегата). Дополнительно температура сигнализатора и имитатора регистрировалась с помощью термоиндикаторной краски. Испытания проводились по требованиям ISO 2685:1998 [4] на стенде Г17-ЦЗ ЦИАМ.

При испытаниях сборка подвергалась пятиминутному тепловому воздействию для условий, характерных максимальному перепаду давлений на маслофильтре на режиме максимальной мощности,

и десятиминутному с минимальным перепадом давлений на маслофилт্রে на режиме авторотации.

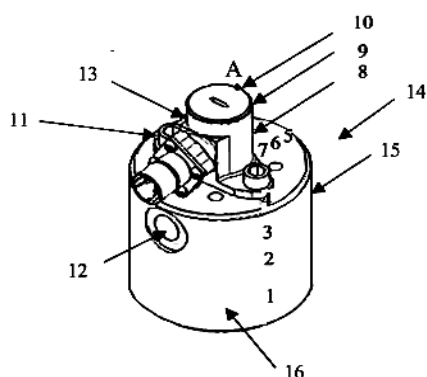


Рис. 1. Препарация сигнализатора и имитатора:
1 - 11 – термопары; 12, 15 – подвод масла под высоким и низким давлением, соответственно; 13 – сигнализатор засорения маслофилт্রে; 14 – направление пламени; 16 – имитатор маслоагрегата

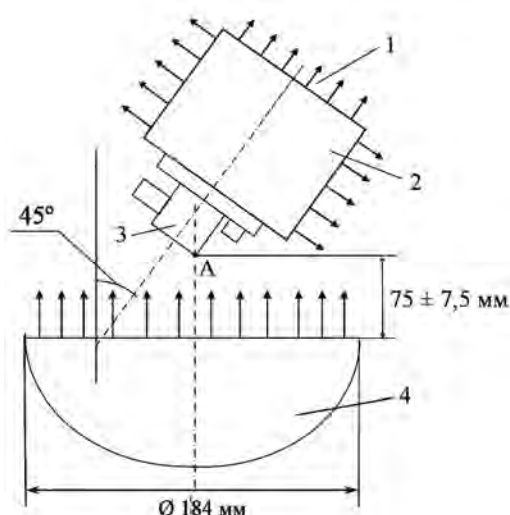


Рис. 2. Расчетная схема для тепловой модели первого уровня «сигнализатор – имитатор маслоагрегата»:
1 – рассеивание тепла от имитатора в окружающую среду; 2 - имитатор; 3 – сигнализатор засорения; 4 – горелка

2. Построение математической модели

Тепловое состояние деталей сборки определялось конвективным и контактным теплообменом по методу конечных элементов в пространственной (3D) постановке. На поверхности теплообмена задавались граничные условия 3-го рода - температура среды и коэффициенты теплоотдачи среды α (в данном случае со стороны пламени), характеризующие интенсивность конвективного теплообмена.

Коэффициенты теплоотдачи от потока горячего газа к наружным элементам поверхности сборки

«сигнализатор-имитатор» определялись по уравнению [6]:

$$\alpha_{\Gamma} = c \cdot \frac{\lambda_{\Gamma} \cdot Pr_{\Gamma}^{0,35}}{d_{\text{экв}}^m} \left(\frac{w_{\Gamma}}{v_{\Gamma}} \right)^{1-m}, \quad (1)$$

где c, m - коэффициенты, зависящие от формы обтекаемого тела и критерия Рейнольдса соответственно; λ_{Γ} - коэффициент теплопроводности газа; Pr_{Γ} - критерий Прандтля; $d_{\text{экв}}$ - эквивалентный диаметр обтекаемого тела; w_{Γ} - скорость потока пламени; v_{Γ} - кинематическая вязкость пламени.

3D конечно-элементная модель испытательной сборки, представленная на рис. 3, построена в программном комплексе ANSYS 11.0. Для построения конечно-элементной модели используются элементы типа SOLID70, SOLID90. Контакты между деталями моделируются с помощью элементов CONTA174, TARGET170. Количество узлов сетки - 90375, количество элементов - 73419.

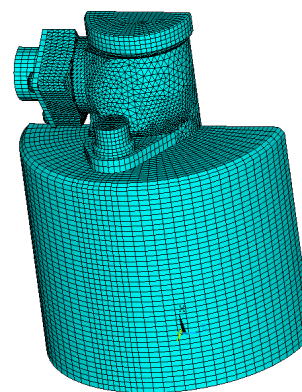


Рис. 3. Конечно-элементная модель сборки «сигнализатор-имитатор» испытательной установки

Создание расчетной модели для проведения теплового расчета заключается в приложении граничных условий к компонентам в ANSYS. Компоненты, представляют собой, поверхности к которым прикладываются граничные условия теплообмена для решения тепловой задачи. Компоненты задаются в виде узлов.

Тепловой расчет проводился в 3D нестационарной постановке, в интерактивном режиме, с использованием программного комплекса ANSYS 11.0. Расчет выполнен в следующей постановке: прогрев из холодного стационарного состояния в течение 15 минут при мгновенном приложении граничных условий теплообмена.

Исходные данные для расчета:

Расход масла - 0 л/ч. Диаметр горелки - 184 мм. Расстояние от горелки до наиболее критической точки сигнализатора А (рис. 2) - 75 мм. Температура пламени - 1180°C, плотность теплового потока - 126 кВт/м².

Идентификация расчетной модели осуществлялась путем корректировки коэффициентов теплоотдачи среды.

Расчетное тепловое состояние сигнализатора засорения маслофильтра представлено на рис. 4.

В табл. 1 проведено сравнение эксперимен-

тальных и расчетных значений для каждой из термопар и диапазон температур, регистрируемых термоиндикаторной краской. Как видно из табл. 1, расчетные значения температур удовлетворительно согласуются с экспериментально замеренными значениями.

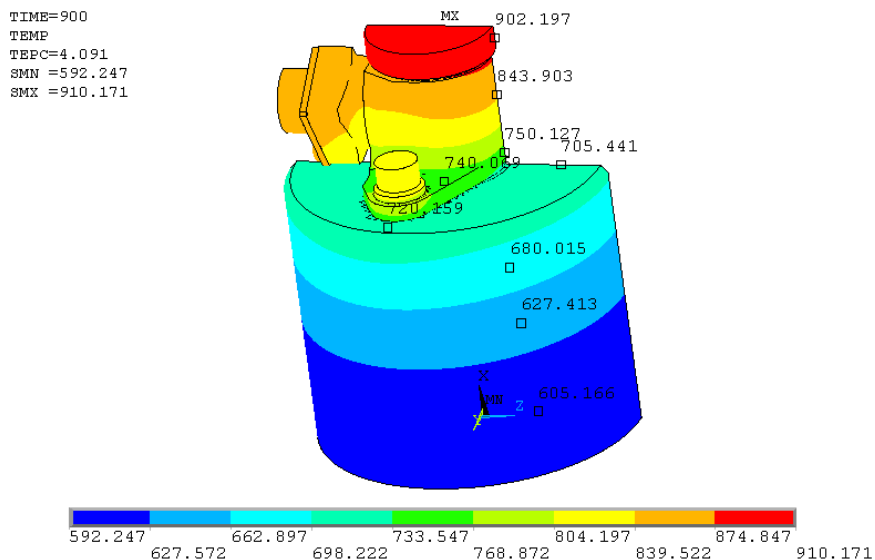


Рис. 4. Расчетная температура сборки «сигнализатор - имитатор»

Таблица 1

Сравнение экспериментальных и расчетных значений

Номер термопары	Диапазон температур по показаниям термоиндикаторной краски, °C	Экспериментальные значения температуры, °C	Расчетные значения температуры, °C
1	(558-583)	620	605
2	(558-583)	635	627
3	(583-681)	675	680
4	(583-681)	720	720
5	(583-681)	700	708
6	(583-681)	700	705
7	(583-681)	700	707
8	(683-753)	750	750
9	(753-888)	850	844
10	(753-888)	900	902
11	(753-888)	725	740

При инженерных огневых испытаниях сборки «сигнализатор - имитатор» максимальная температура достигает 902 °C в точке А (рис. 1, термопара 10, табл. 1), максимальная температура стыка фланца сигнализатора с имитатором достигает 720 °C (термопара 4, табл. 1).

При сертификации сигнализатора использовалась более сложная модель второго уровня для определения теплового состояния сборки «сигнализатор – элемент маслоагрегата». Расчетная схема для

данного случая представлена на рис. 5. В этом случае можно ожидать более низкую температуру в районе контакта «металл - металл» (фланец с маслоагрегатом), обеспечивающего герметичность, что является требованием пункта CS-E 130 (с), поскольку маслоагрегат охлаждается циркулирующим маслом в процессе огневого воздействия.

Для данного случая конечно-элементная модель сборки «сигнализатор – маслоагрегат», представленная на рис. 6 (количество узлов сетки –

109287, количество элементов – 79576), создана на базе модели имитатора маслоагрегата путем срезания части имитатора до толщины 4 мм для моделирования минимальной толщины корпуса маслоагрегата и заменой свойств материала корпуса маслоагрегата со стали на алюминиевый сплав. Такое допущение приемлемо, поскольку не меняет граничных условий со стороны пламени. В тепловой модели добавлены узловые компоненты для приложения граничных условий со стороны охлаждающей среды (масла).

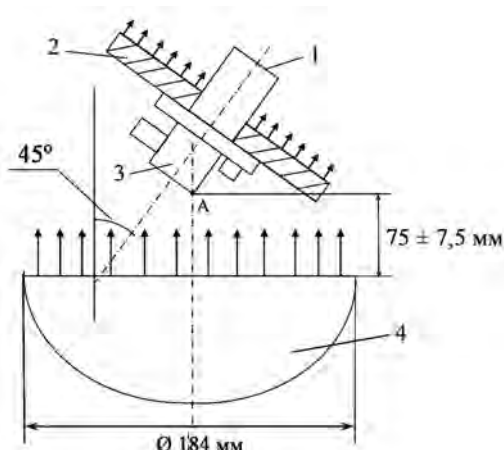


Рис. 5. Расчетная схема «сигнализатор – маслоагрегат»:
1 - охлаждение маслом;
2 – элемент корпуса маслоагрегата;
3 – сигнализатор; 4 – горелка



Рис. 6. Конечно-элементная модель сборки «сигнализатор – маслоагрегат»

Граничные условия теплообмена для определения теплового состояния сигнализатора, установленного на маслоагрегате, со стороны пламени соответствуют принятым на сборке «сигнализатор – имитатор». Коэффициент теплоотдачи от внутренней поверхности корпуса маслоагрегата к маслу определялась по критериальным зависимостям [6]:

- на режиме полетного малого газа

$$Nu_{cp} = 0,035 \cdot Pr^{0,33} \cdot Re^{0,8}, \quad (2)$$

- на режиме авторотации

$$Nu_{cp} = 0,67 \cdot Pr^{0,33} \cdot Re^{0,5}, \quad (3)$$

где Nu – число Нуссельта; Pr – критерий Прандтля; Re – критерий Рейнольдса.

Граничные условия со стороны масла прикладываются только к внутренней стороне выделенного элемента маслоагрегата. К винтам граничные условия со стороны масла не прикладывались. Температура циркулирующего масла принималась равной 150 °C.

В отличие от модели имитатора граничные условия несколько видоизменялись. В данном случае вместо режима максимальной мощности, соответствующей максимальному давлению, использовался режим полетного малого газа, поскольку доминирующим фактором в данном случае являлся расход циркулирующего через маслоагрегат масла. Этот случай соответствует консервативному выбору режимов испытаний.

Расчет выполнялся для нестационарного теплового состояния стыка: прогрев из холодного состояния в течение 5 минут с параметрами характерными для режима полетный малый газ и 10 минут с параметрами режима авторотации. Результаты расчета представлены на рис. 7.

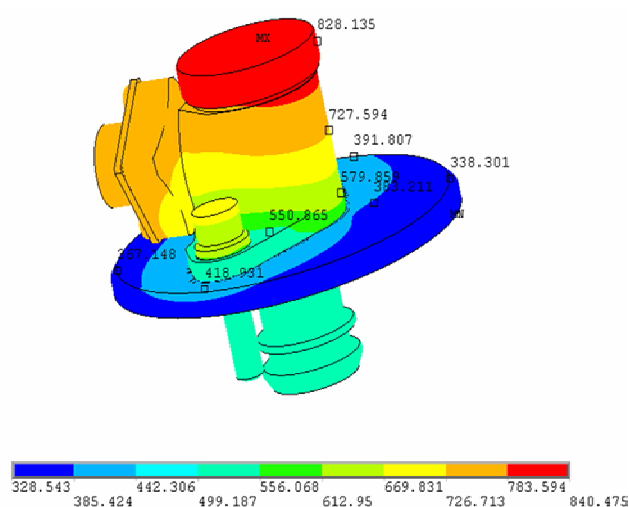


Рис. 7. Расчетная температура сборки «сигнализатор – маслоагрегат»

Заключение

При огневых испытаниях маслоагрегата в сходных условиях с циркуляцией масла максимальная температура корпуса в районе фланца крепления сигнализатора засорения маслофильтра не превышала 530 °C. Данная температура достаточно хорошо согласуется с расчетной температурой корпуса маслоагрегата в зоне болтового соединения, которая не превышает 500 °C, что демонстрирует удовле-

творительную корректность построенной тепловой модели.

Тепловое состояние для расчета сохранения герметичности схемы «сигнализатор - имитатор» является более консервативным по сравнению с расчетом схемы «сигнализатор - маслоагрегат», поскольку температура в зоне стыка в первом случае превышает 700 °С, а во втором случае – не выше 500 °С.

Таким образом, представленная методика оценки соответствия требованиям пожаробезопасности, охватывающая требования АП-33, CS-E и FAR-33, успешно использована в практике сертификации сигнализатора засорения масляного фильтра SaM 146.

Литература

1. *Авиационные правила, часть 33 (АП-33). Нормы летной годности двигателей воздушных судов. – Межгосударственный авиационный комитет (МАК). – 2004.*
2. *Certification Specifications for Engines (CS-E). European Aviation Safety Agency (EASA), 2007.*
3. *Federal Airworthiness Regulations (FAR-33). – 2007.*
4. *EUROCAE ED-14D/RTCA DO-160D, 2007.*
5. *ISO 2685:1998 Aircraft – Environmental test procedure for airborne equipment – Resistance to fire in designated fire zones, 1998.*
6. *Кутателадзе С.С. Справочник по теплотеплопередаче / С.С. Кутателадзе, В.М. Боришанский. – Л.-М.: Госэнергоиздат, 1959. – 423 с.*

Поступила в редакцию 12.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры «Сопротивление материалов» С.А. Букатый, Рыбинская государственная авиационная технологическая академия, Рыбинск, Россия.

СЕРТИФІКАЦІЯ ОБЛАДНАННЯ АВІАЦІЙНОГО ГТД НА ВИМОГИ ПОЖЕЖОБЕЗПЕКИ З ВИКОРИСТАННЯМ ТЕПЛОВИХ МОДЕЛІВ

М.А. Гачегов, А.А. Лопатин, Г.О. Костенко, В.Т. Шепель

Викладено особливості сертифікації обладнання, агрегатів та інших складових авіаційних ГТД за допомогою математичного моделювання на основі будування моделі першого рівня з її верифікацією на основі інженерних випробувань, здійснених для найбільш консервативних умов та наступним уточненням крайових умов для моделей другого рівня. Докладно роздивляється методика встановлення відповідності вимогам пожежобезпеки на прикладі сертифікації сигналізатора засмічення масляного фільтру. Подана методика ураховує вимочи АП-33, CS-E та FAR-33.

Ключеві слова: сертифікація, пожежобезпека, сигналізатор засмічення масляного фільтру, розрахунковий аналіз, теплова модель.

CERTIFICATION OF THE EQUIPMENT AVIATIONS ENGINES ON REQUIREMENTS FIRE SAFETY WITH USE OF THERMALS MODELS

N.A. Gachegov, A.A. Lopatin, A.O. Kostenko, V.T. Shepel

Features of equipment, units and other aviation engine components certification by means of mathematical model which based on first level model construction with its verification on engineering tests basis which have been performed with the most conservative conditions and which the following boundary conditions correction for second level model are presented in the article. Conformity determination method to fire safety requirements based in example of Sensor Oil Clogging certification presented in the article in details. Presented method takes into account AP-33, CS-E and FAR-33.

Key words: certification, fire safety, sensor oil clogging, calculation analysis, thermal model.

Гачегов Николай Андреевич – ведущий инженер-конструктор ИЦ ОАО «НПО «Сатурн», Пермь, Россия, e-mail: dushko@pern.npo-saturn.ru.

Лопатин Андрей Анатольевич – ведущий инженер ИЦ ОАО «НПО «Сатурн», Пермь, Россия, e-mail: andrey_lopatin@mail.ru.

Костенко Анна Олеговна - инженер-конструктор КО «Исследований и надежности» ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия, e-mail: kostenko.ao@yandex.ru.

Шепель Вячеслав Тимофеевич - начальник КО «Сертификация авиационных ГТД и промышленных ГТУ» ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинск, Россия. e-mail: sshepel@yandex.ru.

УДК 621.45(06)

В.В. НЕРУБАССКИЙ

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

О СИСТЕМАХ ОБОЗНАЧЕНИЯ И ПРАВИЛАХ НАИМЕНОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Подробно описаны существующие системы обозначений и правила наименования авиационных газотурбинных двигателей военного и гражданского назначения. Даны расшифровки различных символов, сочетаний символов и сокращений, используемых для обозначения авиационных газотурбинных двигателей. Приведены примеры обозначений серийных и опытных авиационных двигателей. Рассмотрены характерные особенности обозначения авиационных газотурбинных двигателей на различных фирмах. Дана информация о системах обозначения двигателей, используемых в различных странах мира, в том числе в России, США и Китае.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, система обозначений, военный стандарт, семейство двигателей, тип двигателя, модификация двигателя, класс тяги.

Введение

При эксплуатации и обслуживании авиационных ГТД, а также при чтении технической литературы часто возникает необходимость точно идентифицировать двигатель, его тип и основные характеристики по названию. В данной статье сделана попытка систематизировать разнородную информацию о системах обозначения и правилах наименования авиационных ГТД, существующих как на отдельных фирмах, так и в целых странах.

1. Обозначение военных авиационных ГТД в США

Система обозначения военных авиационных ГТД в США является достаточно тривиальной, однако имеет ряд положительных аспектов, позволяющих быстро и точно идентифицировать конкретный двигатель по его названию. Эта система сложилась не сразу и прошла в своем развитии как минимум два этапа.

После окончания II мировой войны в связи с бурным развитием реактивной авиации армия и флот США совместно разработали систему обозначений газотурбинных и других типов реактивных двигателей. Эта система была формально одобрена комитетами ВВС/ВМС США и оформлена бюллетенем №306 (Bulletin 306). 1 мая 1968 г. Пересмотренная система получила статус военного стандарта MIL-STD-879 и 28 февраля 1991 г. была поглощена современным действующим руководством MIL-HDBK-1812 (первоначально – стандарт MIL-STD-1812).

Ниже приводятся примеры обозначения авиационных ГТД из стандарта MIL-STD-879:

Y T 56 – A – 1
J 47 – GE – 25 A
(6)(1) (2) (3) (4) (5)

Одно- или двухбуквенный код (1) обозначает тип двигателя:

- J – turboJet (турбореактивный двигатель);
- T – Turboprop or Turboshaft (турбовинтовой или турбовальный двигатель);
- PJ – PulseJet (пульсирующий двигатель);
- RJ – RamJet (прямоточный двигатель);
- TF – TurboFan (турбовентиляторный двигатель), добавлен в 1959 г.

Код (2) обозначает модель двигателя, причем (1) и (2) пишутся слитно. Армия и ВВС США используют нечетные номера, начиная с 31, а ВМС США – четные номера, начиная с 30.

Код (3) представляет собой одно- или двухбуквенное сочетание, обозначающее производителя. Не все из этих кодов “дожили” до настоящего времени, т.к. многие фирмы либо исчезли, либо перестали заниматься двигательной тематикой.

Число (4) обозначает модификацию двигателя. Армия и ВВС США используют нечетные номера начиная с цифры 1, а ВМС США – четные номера начиная с цифры 2.

Буква (5) является необязательной и обозначает вариант исполнения конкретной модификации двигателя. Используются буквы латинского алфавита начиная с A (I и O не применяются). Буква W зарезервирована для обозначения двигателей с впрыском воды (Water), а буквосочетание WA – для двигателей с впрыском водо-спиртовой смеси (Water-Alcohol).

Необязательная буква (6) означает состояние программы двигателя:

- X – Experimental (опытный или экспериментальный);
- Y – Service Test (летные и квалификационные испытания);
- Z – Obsolete (устаревший).

В соответствии с этой системой вышеуказанные примеры расшифровываются следующим образом:

- YT56-A-1 – ТВД фирмы Аллисон модель 56 ("фирменное" обозначение 501D), заказан ВМС США, модификация 1 для опытного военно-транспортного самолета Локхид YC-130 ВВС США;
- J47-GE-25A – серийный ТРД фирмы Джeneral Электрик модель 47 ("фирменное" обозначение TG-190), заказан ВВС США, модификация 25, вариант A для бомбардировщика Боинг B-47E ВВС США.

Современное руководство MIL-HDBK-1812 [1] принципиально мало отличается от принятого ранее стандарта, хотя включает авиационные поршневые двигатели, т.е. охватывает все двигатели внутреннего сгорания. Несколько изменены правила нумерации.

Ниже приводятся примеры обозначения авиационных ГТД из руководства MIL-HDBK-1812:

Y F 119 - PW - 100

T 700 - GE - 701 C

(6)(1) (2) (3) (4) (5)

Буква (1) обозначает тип двигателя:

- J – turboJet (турбореактивный двигатель);
- T – Turboprop or Turboshaft (турбовинтовой или турбовальный двигатель);
- F – turboFan (турбореактивный двухконтурный двигатель);
- O – Piston, Opposed (поршневой оппозитный двигатель);
- R – Piston, Radial (поршневой звездообразный двигатель);
- V – Piston, Vee (поршневой V-образный двигатель);
- C – Rotating Combustion (биротативный двигатель);
- P – Other (другие).

Код (2) обозначает модель двигателя, причем (1) и (2) пишутся слитно. ВВС США используют номера от 100 до 399, ВМС США – от 400 до 699, а армия США – от 700 до 999.

Код (3) представляет собой одно-, двух- или трехбуквенное сочетание, обозначающее производителя. Трехбуквенные сочетания введены для обозначения иностранных фирм или совместных предприятий.

В табл. 1 приводится полный список кодов производителей авиационных двигателей.

Число (4) обозначает модификацию двигателя. ВВС США используют номера от 100 до 399, ВМС США – от 400 до 699, а армия США – от 700 до 999. В ряде случаев последние две цифры обозначают тягу в тыс. фунтов (например в F110-GE-129 "29" – это 29000 фунтов).

(5) является необязательной буквой и обозначает вариант исполнения конкретной модификации двигателя. Используются буквы латинского алфавита, начиная с A (I и O не применяются). Буква W зарезервирована для обозначения двигателей с впрыском воды (Water).

Необязательная буква (6) означает состояние программы двигателя:

- X – Experimental (опытный или экспериментальный);
- Y – Service Test (летные и квалификационные испытания).

В соответствии с этой современной системой вышеуказанные примеры расшифровываются следующим образом:

- YF119-PW-100 – ТРДДФ фирмы Пратт-Уитни модель 119 ("фирменное" обозначение PW5000), заказан ВВС США, модификация 100 для проведения сравнительных летных испытаний двух демонстрационных истребителей по программе ATF ВВС США – Локхид/Дженерал Дайнэмикс/Боинг YF-22 и Нортроп/Макдоннелл-Дуглас YF-23;

- T700-GE-701C – серийный ТВ ГТД фирмы Джeneral Электрик модель 700 ("фирменное" обозначение GE12), заказан армией США, модификация 701, вариант C для боевого вертолета Боинг AH-64A "Апач" армии США.

Встречаются также смеси старой и новой систем обозначений. В этом случае к "базовому" обозначению двигателя добавляется так называемый "суффикс": T64-GE-416A (по старой системе – T64-GE-16A). Кроме того, в таких ситуациях для обозначения новых модификаций также используются "суффиксы", например, за двигателем T55-L-11 следует T55-L-712.

2. Обозначение авиационных ГТД в бывшем СССР, России и Украине

Система обозначения авиационных ГТД в бывшем СССР была лишена какой-либо четкой систематизации, но некоторые элементы ее все-таки отслеживаются. Как правило, и военные и гражданские двигатели имели два обозначения: "открытое" и "закрытое".

"Открытое" название двигателя использовалось официально для ведения деловой переписки между руководящими органами и предприятиями или КБ. Такое название имело вид "изделие XX", где "XX" – это число.

Таблица 1

Список кодов производителей авиационных двигателей по руководству MIL-HDBK-1812

Символы	Фирма	Символы	Фирма
AB	Allegany Ballistics Lab.	MAN	Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg, Germany
AC	AMOCO Chemicals Corp.	MT	Microturbo
AD	Allison Div. (General Motors)	MTU	Motoren- und Turbinen-Union, Germany
AE	Aerodyne Corp. (бывший AD)	NA	North American Rockwell Corp. (Rocketdyne)
AI	Astropower, Inc.	NC	Northrop Carolina Corp.
AJ	Aerojet General Corp.	NM	Naval Missile center
AN	Aeronutronics Corp.	NP	Naval Propellant Plant No. 5
AR	Atlantic Research Corp.	NW	Naval Weapons center
AS	Astrosystems, Inc.	OM	Olin Mathieson Co.
BA	Bell Aerosystems Co.	PA	Picatinny Arsenal
BG	B.F. Goodrich Co. (бывший G)	PW	Pratt & Whitney
CA	Continental Aviation And Eng. Corp.	RC	Rocket Research Corp. (бывший RR)
CF	CFM International;	RD	Rocketdyne (сейчас Rockwell/Hercules)
CP	United Aircraft of Canada Ltd. (сейчас Pratt & Whitney Canada)	RM	Reaction Motors Div. (Thiokol)
CW	Curtiss-Wright Corp.	RP	Rocket Power, Inc.
GA	AiResearch Div. (Garrett Corp.)	RR	Rolls Royce Ltd.
GE	General Electric Co.	SP	Sunstrand Power Systems
IHI	Ishikawajima Heavy Industries Co., Japan	TC	Thiokol Chemical Corp.
HP	Hercules Powder Co.	TR	TRW Systems
HT	Hughes Tool Co.	UT	United Technology Center
LHT	Light Helicopter Turbine Engine Co. (LHTEC)	WA	Curtiss-Wright Corp. (отменен, используется CW)
LD	Lycoming Div. (AVCO)	WR	Williams Research Corp
LP	Lockheed Propulsion Co.	WV	United Aircraft of West Virginia
MA	Marquardt Corp.	ZZ	любой исполнитель, не вошедший в список, или если исполнитель еще не определен

Таблица 2

Список кодов названий авиационных двигателей (СССР, Россия, Украина)

Символы	Расшифровка	Символы	Расшифровка
АИ	Александр Ивченко	М	от "мотор"
АЛ	Архип Люлька	НК	Николай Кузнецов
АМ	Александр Микулин	ПС	Павел Соловьев
АШ	Аркадий Швецов	Р	от "реактивный"
ВД	Вячеслав Добрынин	РД	от "реактивный двигатель"
ВК	Владимир Климов	ТВ	от "турбовальный" или "турбовинтовой"
ГТД	от "газотурбинный двигатель"	ТВД	от "турбовальный двигатель"
Д	от "двигатель"	ТР	от "турбореактивный"

Число отражало порядковый номер проекта и для разных предприятий одной отрасли (в данном случае МАП, авиационное двигателестроение) практически никогда не повторялось для избегания путаницы. Число "XX" всегда присутствовало в технической документации и использовалось в обозначениях деталей, узлов и систем двигателя. По иронии "открытое" название являлось фактически секретным и предназначалось для затруднения воз-

можности быстро идентифицировать разработчика иностранным спецслужбам.

"Закрытое" название получали практически только те двигатели, которые запускались в серию, т.е. применялись на серийных самолетах, вертолетах и других ЛА. Опять же по иронии такое название получали двигатели, информация о которых официально (на выставках, показах, демонстрациях, в ходе установления рекордов, в печати) или неофициально

попадала на Запад. В "закрытом" названии уже присутствовала определенная информация о работчике или назначении двигателя.

Ниже приводятся примеры "закрытых" обозначений авиационных ГТД в СССР.

Д - 25 В 2-й серии

АЛ - 31 Ф

(1) (2) (3) (4)

Одно-, двух- или трехбуквенный код (1) обозначал либо инициалы (первые буквы имени и фамилии) Генерального конструктора двигателя, если это было оформлено соответствующим постановлением, либо краткое описание типа двигателя. В табл. 2 приводится известный список кодов названий авиационных двигателей.

Число (2) обозначало модель двигателя, причем (1) и (2) отделялись символом "тире", но в ряде случаев писались слитно (например, Р11Ф-300 или ТВ2-117). Модель двигателя в пределах одного ОКБ по годам возрастала и могла иметь постоянную величину в качестве слагаемого (например "21", "31", "41" в ОКБ А.М. Люльки).

Одно- или многосимвольный код (3) представлял собой чаще всего модификацию двигателя. В ряде случаев использовались символы, обозначающие назначение или тип двигателя. Далее приводится список наиболее часто используемых кодов (с примерами) модификаций авиационных двигателей:

– В – "вертолетный" (Д-25В), для СВВП или "вертикальный" (Р27В-300), высотный (Р11В-300) или "водный", т.е. для эксплуатации над морем (ТВ3-117В);

– Д – "доработанный" (АИ-20Д);

– К – "корабельный" (РД-33К) или для ракет, специальный, "краткоресурсный" (РД-500К);

– М – "модифицированный" (РД-3М);

– П – "пассажирский" (Д-20П);

– С – с отбором воздуха в систему СПС (Р11Ф2С-300);

– Т – "транспортный" (Д-18Т);

– У – "усовершенствованный" или "универсальный" (НК-8-2У), управляемый вектор тяги (АЛ-31ФУ);

– Ф – "форсированный" (РД-45Ф) или "форсажный" (АЛ-7Ф).

Необязательный код (4) может обозначать самую разнообразную информацию. Это может быть номер предприятия/КБ (ОКБ-117 в названии ТВ7-117 или ОКБ-300 в названии Р25-300), модификация если код (3) обозначает тип двигателя или его нет совсем (Д-36 серии 1). Возможно использование сочетания "комплектровка N" или "комплектация N", где буквенный символ "N" описывает ЛА или КБ,

для которого предназначается двигатель (например ТРДФ АЛ-21ФЗ "комплектации Т" – двигатель для фронтового бомбардировщика Су-24/Т-6 ОКБ П.О. Сухого) и т.д.

В соответствии с вышесказанным приведенные ранее примеры расшифровываются следующим образом:

– Д-25В 2-й серии ("открытое" название – изделие 23) – серийный ТВ ГТД ОАО "Авиадвигатель" (ранее ОКБ-19), "В" – вертолетный, серия/модификация 2 для тяжелого транспортного вертолета Ми-6А;

– АЛ-31Ф ("открытое" название – изделие 99В) – серийный ТРДДФ ОАО "НПО "Сатурн" (бывшее название — НПО "Сатурн", основатель фирмы и Генеральный конструктор – А.М. Люлька) для тяжелого истребителя-перехватчика Су-27.

После распада СССР большинство предприятий и ОКБ авиадвигательной отрасли достались России и Украине. Схема обозначений двигателей при этом практически не изменилась, хотя в ряде случаев были восстановлены традиционные названия. Например двигатели ОАО "Климов" (г. Санкт-Петербург, Россия) снова стали называть "ВК", а ЗМКБ "Ивченко-Прогресс" (г. Запорожье, Украина) – "АИ".

3. Обозначение авиационных ГТД на отдельных фирмах

Большинство крупных западных авиадвигательных фирм используют свою собственную систему обозначений авиационных ГТД. В большей степени это справедливо для гражданских двигателей. В настоящее время для обозначения последних применяются несколько общих принципов, значительно облегчающих точную идентификацию ГТД и ЛА:

– двигатели могут иметь собственное имя или содержат сокращенное название фирмы-разработчика;

– как правило, цифрами обозначается семейство двигателя;

– цифрами обозначается класс тяги или мощности;

– буквами или цифрами обозначается модель ЛА или фирма-разработчик ЛА.

Ниже приводятся основные сведения об обозначении гражданских авиационных ГТД на отдельных фирмах.

Дженерал Электрик

До конца 1980-х годов фирма Дженерал Электрик все свои гражданские авиационные ГТД

обозначала с использованием префикса "С" (Commercial – "коммерческий"). В ряде случаев бралось военное обозначение, а к нему добавлялся указанный префикс. Так военный ТРДД TF34 превратился в гражданский CF34, а военный ТВ ГТД T700 – в гражданский CT7. Специально разработанный мощный гражданский ТРДД CF6 сразу получил такое обозначение еще в середине 1960-х годов, а в ВВС США он имеет стандартное название F103. На этом двигателе, точнее семействе двигателей, остановимся подробнее.

Первые варианты ТРДД CF6 не включали в себя ни класса тяги, ни типа ЛА. Все это было скрыто в названии семейства. CF6-6 использовались на самолетах Макдоннелл-Дуглас DC-10, CF6-32 – на Боинг 757 (планировалось), CF6-50 – на Эрбас А300В. Последующее семейство CF6-80А стало более "универсальным", хотя и предыдущее – CF6-50 – использовалось на нескольких типах пассажирских самолетов, а в его названии появились цифры, обозначающие тип ЛА и класс тяги. Отсутствие цифры или цифра "2" (например CF6-80А2) являлись признаком установки на самолете Боинг 767, а нечетные цифры "1" и "3" (например CF6-80А3) – на самолете Эрбас А310. Сама цифра косвенно указывала на величину тяги (чем больше – тем выше). Несколько усложнилось обозначение последующего семейства CF6-80С2: CF6-80С2XYZ. Буква X обозначает фирму (А – Эрбас, В – Боинг, D – Дуглас, L – Локхид), а цифра Y – класс тяги, причем цифра не всегда возрастала с ростом тяги. На месте Z ставили букву F, означавшую наличие цифровой САУ типа FADEC, но в 1990-х годах она практически отпала, т.к. все двигатели стали оснащаться такой САУ.

Один из последних гражданских двигателей фирмы Джeneral Электрик – ТРДД GE90 – получил самую современную систему обозначения модификаций, которая выглядит следующим образом: GE90-YB, где GE – фирма Джeneral Электрик; 90 – класс тяги (90000 фунтов); Y – приблизительное значение сертификационной тяги в тыс. фунтов (например 77, 94 или 115); B – для самолета Боинг 777-200/300, хотя на ранних стадиях программы встречались и другие буквы.

Самый современный ТРДД фирмы Джeneral Электрик GENx имеет несколько иную схему обозначений: GENx-XYZZ, где X – тип самолета (1 – Боинг 787, 2 – Боинг 747-8), Y – фирма (В – Боинг), а ZZ – сертификационная тяга в тыс. фунтов (64, 67 и т.д.).

Пратт-Уитни

В 1978 г. фирма Пратт-Уитни разработала и приняла новую "внутреннюю" систему обозначения

своих авиационных двигателей [2]. Шаблон этой системы выглядит следующим образом: PWXYZZ, где PW – фирма Пратт-Уитни; X – цифра, обозначающая модель или семейство двигателя, причем военные двигатели имеют нечетную цифру, а гражданские – четную; Y – цифра с кодом самолетной фирмы или модели ЛА, для которого предназначен двигатель; ZZ – приблизительное значение сертификационной тяги в тыс. фунтов (52, 56, 60, 64, 74, 90 и т.д.). После цифр ZZ возможно наличие буквы (A, C, D), обозначающей вариант исполнения. Ниже приводятся примеры обозначения двигателей фирмы Пратт-Уитни:

– PW1129 – опытный ТРДДФ с форсажной тягой 29000 фунтов, получивший при запуске в серийное производство военное обозначение F100-PW-229, предназначенный для истребителя Локхид-Мартин F-16;

– PW2037 – серийный ТРДД семейства PW2000 ("0" – для самолета Боинг 757) с сертификационной тягой 37000 фунтов;

– PW4168 – серийный ТРДД семейства PW4000 ("1" – для самолета Эрбас А330) с сертификационной тягой 68000 фунтов;

– PW4460 – серийный ТРДД семейства PW4000 ("4" – для самолета Макдоннелл-Дуглас MD-11) с сертификационной тягой 60000 фунтов.

Аналогичная система принята для ТРДД, ТВД и ТВ ГТД дочерней фирмы Пратт-Уитни – Пратт-Уитни Канада. Отличие состоит в том, что после символов PW идет набор не из четырех, а из трех цифр: 1-я обозначает семейство, а остальные две – приблизительную сертификационную мощность в сотнях л.с. или тягу в сотнях фунтов (например, PW120, PW535). У этой системы есть вариации. Так название ТРДД PW306В расшифровывается следующим образом: PW – фирма Пратт-Уитни Канада; 3 – семейство ТРДД PW300; 0 – исходное назначение неизвестно; 6 – класс тяги (около 6000 фунтов); В – модификация для ближнемагистрального пассажирского самолета Ферчайлд-Дорнье 328-300.

Ханивелл

Компания Ханивелл унаследовала практически всю гамму продукции "поглощенных" Эллайд Сигнал (бывшая Гэрритт) и отделения ГТД фирмы Лайкоминг. Поэтому названия ГТД, доставшихся в "наследство", были сохранены практически без изменений.

Два крупных семейства авиационных ГТД фирмы Эллайд Сигнал – ТВД TPE331 и ТРДД TFE731 – производятся и совершенствуются уже более 30 лет. Сокращения в их названиях обозначают тип ГТД: TPE (TurboProp Engine) – ТВД, TFE (TurboFan En-

gine) – ТРДД. В полном названии двигателя присутствует обозначение серии (там скрыта тяга или мощность), модификации и тип ЛА. Например TFE731-3CR-100S расшифровывается следующим образом: ТРДД TFE731 серии 3, модель CR (R – с цифровой САУ типа DEEC), “-100S” – для административных самолетов Цессна 650 “Сайтэйшн” III/VI.

Подобная система используется для обозначения двигателей бывшей фирмы Лайкоминг, например ТРДД LF507-1F расшифровывается как LF – Licoming turboFan, модель 507, где 7 – среднее значение взлетной тяги в тыс. фунтов, вариант 1 для ближнемагистрального пассажирского самолета Авро RJ, “F” – с цифровой САУ типа FADEC.

Разработанные в последние годы двигатели получили новые обозначения. Например, бывший ТРДД AS907-1 (7 – среднее значение взлетной тяги в тыс. фунтов) для административного самолета “Челленджер” 300 стал называться HTF7000, где HTF – это Honeywell TurboFan.

Роллс-Ройс

Вот уже более 50 лет фирма Роллс-Ройс дает своим авиационным ГТД собственные имена из названий малых рек Англии. Эта традиция сохранена и в настоящее время, хотя имена стали повторяться. Трижды использовано название “Трент” (Trent). В последнем случае “Трент” воплотился в семействе мощных гражданских ТРДД и стал своеобразной “визитной карточкой” фирмы на рынке двигателей для широкофюзеляжных пассажирских самолетов. Эксплуатируются двигатели “Трент” серий 500, 700, 800 и 900, заканчивается доводка серии 1000, практически “законсервирована” серия 600. И если вначале серии 600, 700 и 800 примерно соответствовали классу тяги в сотнях фунтов, то в процессе совершенствования и повышения требований к мощности двигателей со стороны самолетостроительных фирм это разделение стало более размытым. Реально серии ТРДД “Трент” различаются размерностью газогенератора и диаметром вентилятора. В общем виде схема обозначения ТРДД “Трент” выглядит следующим образом: “Трент” ХУУ-ZZ, где Х – номер серии (5, 7, 8, 9 и т.д.); УУ – примерное значение сертификационной тяги в тыс. фунтов (53, 56, 60, 68, 72, 77, 84, 92 и т.д.); ZZ – тип самолета (17 – Боинг 777, 60 – Эрбас А330, 61 – Эрбас А340-500/600).

Подобную схему обозначений или ее элементы фирма Роллс-Ройс использует уже достаточно давно. Так все двигатели имеют обозначение модели в форме RBXXX, где RB – проектное отделение фирмы Роллс-Ройс в г. Бристоль, а XXX – двух- или

трехцифровой порядковый номер, например ТРДДФ RB199. Модификация двигателя и тип самолета могут быть представлены двумя способами. В 1950–1960 гг. использовалось сокращение Mk.YXX, где YXX – трехцифровой код, причем если Y – 1, 2 или 3, то это был военный самолет, а если 5 или 6 – гражданский; например ТРДД RB40 “Конвей” Mk.101 – двигатель для дальнего бомбардировщика Хэндли-Пэйдж HP.80 “Виктор”, а RB40 “Конвей” Mk.550 – двигатель для пассажирского самолета Веккерс Super VC-10. Начиная с 1970-х годов для гражданских двигателей от такой схемы отказались и стали использовать RBXXX-YYY-ZZ, где YYY – буквенно-цифровое обозначение серии и модификации, а ZZ – состоящий из двух цифр код типа самолета; например RB211-524G-19 – трехвальный ТРДД RB211, серия 524, модификация G, 19 – для пассажирского самолета Боинг 747-400.

Другие фирмы

Известные французские производители авиационных силовых установок – фирмы SNECMA и Турбомека – используют для обозначения своих двигателей достаточно простую схему: XZZZ или X.ZZZ, где X – “М” для SNECMA (М от французского Moteur – мотор) и “Т” для Турбомека, а ZZZ – двух- или трехцифровой номер модели. Например военный ТРДДФ SNECMA M53 и малогабаритный ТРДД Турбомека Т61 “Обиск”. Для обозначения серийных двигателей фирма Турбомека применяет различные имена собственные: “Ариэль”, “Бастан”, “Тюρμο” и др.

Шведская фирма Вольво Аэро для обозначения своих авиационных двигателей использует аббревиатуру RMXX, где RM – это “Reaktions Motor”, по шведски “реактивный двигатель”, причем без учета типа, а XX – состоящий из одной или двух цифр номер модели.

Например: RM12 – модифицированный военный ТРДДФ Джeneral Электрик F404 для истребителя SAAB JAS-39.

4. Обозначение авиационных двигателей в Китае

Большой интерес представляет система обозначений авиационных двигателей, принятая в Китае. В последнее время появился ряд источников, которые приоткрыли завесу тайны в этом вопросе [3]. Необходимо отметить тот факт, что большинство китайских авиационных двигателей имеют иностранное, в основном советское, происхождение, но строятся и модифицируются на национальных предприятиях.

Таблица 3
Список сокращенных названий
авиационных двигателей, принятых в Китае

Аббревиатура	Пиньинь (*)	Тип
HS	Хвосай	Поршневой
WJ	Воцзянг	ТВД
WP	Вопен	ТРД
WS	Вошан	ТРДД
WZ	Вочжоу	ТВ ГТД

*) Фонетическая расшифровка выполнена с использованием системы романизации китайского языка "пиньинь" и принятой в России транскрипции Палладия.

В англоязычном представлении обозначение состоит из двухбуквенного кода, означающего тип двигателя (табл. 3), одной или двух цифр, означающих модель, и необязательной буквы, означающей модификацию.

Примеры обозначений:

– HS-6 – поршневой звездообразный двигатель, аналог советского АИ-14Р, для учебного самолета CJ-6/Y-11;

– WZ-8 – лицензионный вариант французского ТВ ГТД Турбомека "Ариэль" для вертолета Z-9;
– WP-7 – аналог советского военного ТРДФ Р11Ф-300 для истребителей семейства J-7/F-7;
– WS-9 – лицензионный вариант британского ТРДДФ Роллс-Ройс RB168-25R "Спей" Mk.202 для истребителя-бомбардировщика JH-7/B-7.

Литература

1. Air Force MIL-HDBK-1812: Type Designation, Assignment And Method For Obtaining. Publication Date: Feb 14, 1997. SDO: AIR FORCE: Aeronautical Systems Center.
2. Пономарев, Б.А. Настоящее и будущее авиационных двигателей [Текст] / Б.А. Пономарев. – М.: Воениздат, 1976. – 240 с.
3. Chinese Aero-Engines and Unmanned Aerospace Vehicles [Электронный ресурс] / Anreas Gehrs-Pahl. – Режим доступа к ресурсу: <http://designation-systems.net/non-us/china-agp.html>. - 23.06.2001 г.

Поступила в редакцию 30.05.2011

Рецензент: канд. техн. наук, доцент С.И. Суховой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ПРО СИСТЕМИ ПОЗНАЧЕННЯ ТА ПРАВИЛА НАЙМЕНУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

В.В. Нерубаский

Докладно описані існуючі системи позначення та правила найменування авіаційних газотурбінних двигунів військового та цивільного призначення. Подані тлумачення різноманітних символів, сполучень та скорочень, що використовуються для позначення авіаційних газотурбінних двигунів. Наведені приклади позначень серійних та експериментальних двигунів. Розглянуто характерні риси позначень авіаційних газотурбінних двигунів на різних фірмах. Подано інформацію про системи позначення двигунів, що використовуються у різних країнах світу, у тому числі у Росії, США та Китаї.

Ключові слова: газотурбінний двигун, система означення, військовий стандарт, сімейство двигунів, тип двигуна, модифікація двигуна, клас тяги.

SOME ABOUT AVIATION TURBINE ENGINE DESIGNATION SYSTEMS AND NAMING CONVENTIONS

V.V. Nerubaskyi

Military and civil aviation turbine engine actual designation systems are described in detail. Several encoding signs, groups of signs and abbreviations, used for aviation turbine engine designating are given. Samples of some serial and experimental engines designations are depicted. Characterful features of turbine engine designation, used by some companies are viewed. Information about engine designation systems, used in some countries e.g. Russia, USA, China is submitted.

Key words: gas turbine engine, designation system, military standard, engine's family, engine's type, engine's model, thrust class.

Нерубаский Вадим Владимирович – старший научный сотрудник кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

УДК 389.6:629.7.01

С.М. СТЕПАНЕНКО, В.Г. ХАРЧЕНКО*ГП “Ивченко-Прогресс”, Запорожье, Украина*

СТРУКТУРИРОВАНИЕ СТАНДАРТА ОРГАНИЗАЦИИ ПО УПРАВЛЕНИЮ ПРОЕКТИРОВАНИЕМ С ЦЕЛЬЮ ЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПРИ СЕРТИФИКАЦИИ

Разработка новых стандартов, пригодных для использования во время оценки соответствия (сертификации), требует структурирования их содержания в соответствии со схемой проводимых оценок соответствия. В статье рассматриваются требования международного стандарта авиакосмической отрасли AS/EN/JISQ 9100 к проектированию и разработке авиационной техники. Предлагается в стандарте организации по управлению проектированием описывать процессы проектирования, следуя схеме оценки соответствия, заданной стандартом AS/EN/JISQ 9100. При этом для каждого процесса проектирования требования располагать в последовательности: сущность процесса – входные данные – нормативные управляющие документы – результаты – исполнители процесса и ресурсы.

Ключевые слова: структурирование, стандарт организации, управление, проектирование, процесс, входные и выходные данные, авиационные правила.

1. Задача создания стандартов, пригодных для оценки соответствия

Международная организация по стандартизации ISO совместно с Международной электротехнической комиссией ИЕС определили приоритетные направления в создании новых стандартов, в числе которых есть положение о том, что современные стандарты должны быть пригодные для использования во время оценки соответствия (сертификации) и должны способствовать качеству и надежности на всех уровнях производства и торговли при условии конкурентоспособных цен и для конечного удовлетворения потребителя. С этой целью разработан специальный стандарт ISO/IEC, в котором изложены методические указания по разработке нормативных документов, предназначенных для применения при оценке соответствия [1]. Особенное значение это положение имеет для стандартов организаций в отраслях, продукция которых является наукоемкой и подлежит обязательной сертификации на соответствие специальным нормативным требованиям этих отраслей. К таким отраслям относятся авиастроение, атомное машиностроение, электроника и другие.

Обязательная сертификация авиационной техники, и в частности авиадвигателей, занимает особое место, поскольку она проводится авиационными администрациями и специально уполномоченными организациями разных стран и межгосударственных объединений (американской FAA, европейской EASA, Авиационным регистром Межгосударственного авиационного комитета стран

СНГ – AP МАК и др.) в зависимости от того, где будет эксплуатироваться сертифицируемое изделие. Сертификация проводится на соответствие хотя и гармонизированным, но все же кое в чем отличающимся авиационным правилам. Поэтому предприятиям, которые разрабатывают, изготавливают и поставляют авиационную технику в разные регионы планеты нужно приспособить свои стандарты к наиболее общим требованиям авиационных правил, чтобы эффективно использовать их в процессе сертификационных проверок.

2. Анализ состояния нормативной базы сертификации авиационной техники

Для предприятий-разработчиков авиационной техники наибольшую важность в первую очередь представляют нормативные документы (авиационные правила), регламентирующие процедуры, выполнение которых необходимо для получения документов, удостоверяющих летную годность авиационной техники (сертификата типа), а также процедуры, устанавливающие взаимоотношения организаций, участвующих в сертификации авиационной техники. К таким документам относятся авиационные правила, имеющие обозначения JAR-21 и АПУ-21 (используются при сертификации Госавиадминистрацией Украины), Часть 21 Директивы ЕС №1702/2003 (используется при сертификации Европейским Агентством Безопасности Полетов EASA), АП-21 (используется при сертификации Авиационным Регистром Межгосударственного Авиационно-

го Комитета). Во всех случаях предусматривается также получение сертификата организации-разработчика, организации-изготовителя и организации-эксплуатанта, подтверждающих наличие функционирующей на предприятиях системы менеджмента качества, соответствующей требованиям стандартов серии ISO 9000. Применительно к авиастроению требования указанной серии стандартов ISO отражены в специальных нормативных документах различного уровня, применяемых для сертификации предприятий авиакосмической отрасли. Одному из вопросов создания соответствующих стандартов организации посвящена данная статья.

Наиболее детальную степень проработки требований к системам менеджмента качества авиационных предприятий содержит серия стандартов AS/EN/JISQ 9100. Это международный гармонизированный набор стандартов, разработанный Международной Группой по вопросам Качества Аэрокосмической Промышленности (IAQG), которые определяют требования, предъявляемые к качеству в аэрокосмической промышленности. Необходимо уточнить, что AS 9100 является американским стандартом, в то время как в Европе действует его аналог EN 9100, а в Японии, Азии и Тихоокеанском регионе – JISQ 9100. По своему содержанию эти стандарты абсолютно идентичны. Установленные в них требования к системе качества дополняют законодатель-

ные, регламентные и контрактные требования для аэрокосмической промышленности. Сертификация в соответствии с требованиями AS/EN/JISQ 9100 может быть применена практически в любой области этой индустрии [2]. Для темы данной статьи указанная серия стандартов интересна тем, что стандарты включают вопросник EN 9101, предназначенный для проведения оценки соответствия систем качества. В соответствии с этим вопросником целесообразно и структурировать стандарт организации по управлению проектированием.

3. Анализ требований к управлению проектированием

Для примера рассмотрим возможность структурирования стандарта по управлению проектированием в соответствии с требованиями стандарта EN 9100 и с вопросником EN 9101. В проектировании и разработке авиационной техники стандарт EN 9100 выделяет семь основных процессов и детализирует требования к ним. Схематически это изображено на рис. 1.

К каждому из указанных на схеме процессов в стандарте предоставляется набор требований, которые предприятие должно удовлетворять, выполняя соответствующие процессы (функции) в пределах своей системы управления качеством.

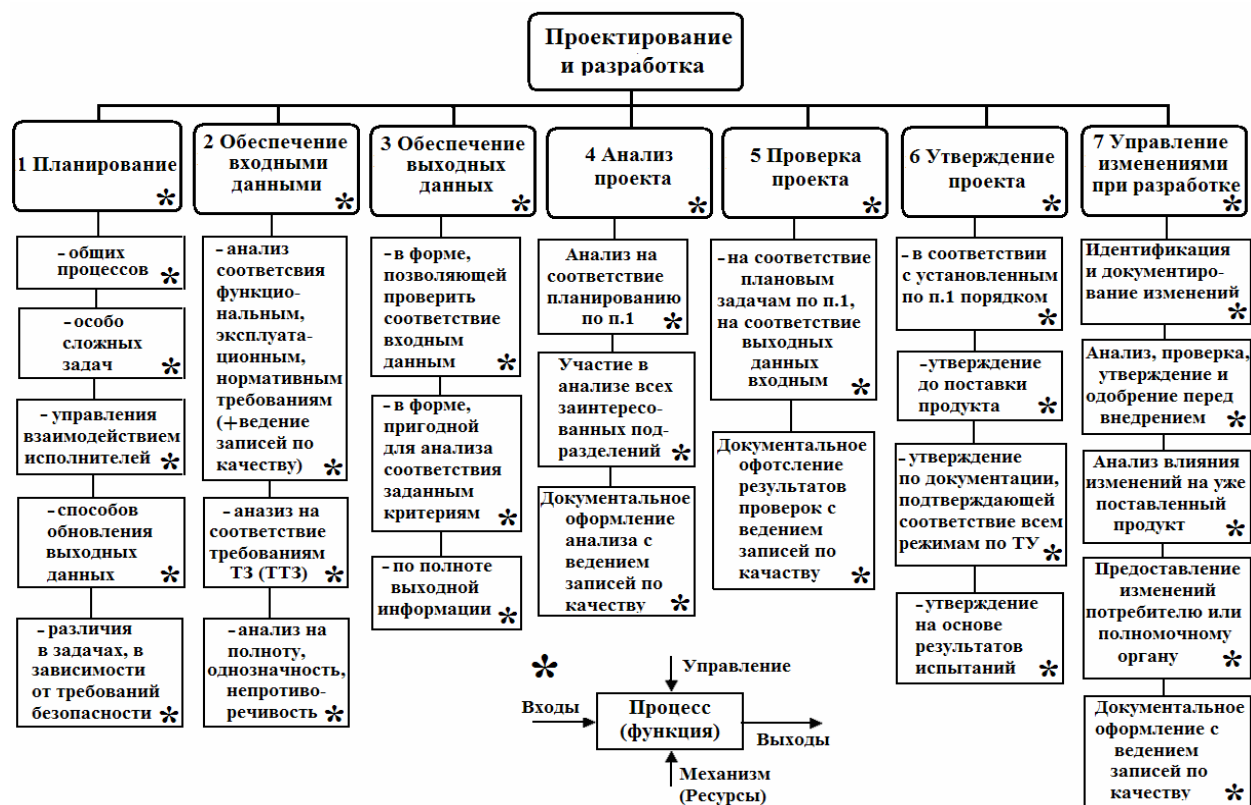


Рис. 1. Схема требований к проектированию и разработке авиационной техники при оценке соответствия организации-разработчика

Как правило, общий процесс управления проектированием на предприятии определяется стандартом организации. Если такой стандарт создавался еще до начала проведения регулярных сертификаций, то в нем не в полной мере охватываются все требования стандарта EN 9100. Для целей эффективного использования стандарта организации при сертификациях, целесообразно структурировать его содержание так, чтобы последовательность процессов (функций) в нем подавалась в том порядке, который определяется приведенной структурой требований стандарта EN 9100. А для каждого процесса (функции) в структурированном стандарте следует ввести одинаковую последовательность описания каждого процесса: сущность процесса (функции) – входные данные для выполнения процесса – нормативные документы, требованиями которых необходимо руководствоваться при выполнении процесса – результаты выполнения процесса, которые необходимо получить, – исполнители процесса и необходимые ресурсы.

На примере этапа «Эскизный проект» продемонстрируем как может выглядеть начальный фрагмент соответствующего раздела структурированного стандарта организации по управлению проектированием.

1 Этап эскизного проектирования

1.1 Эскизное проектирование является первым этапом опытно-конструкторских работ по созданию двигателя. Эскизный проект (ЭП) разрабатывается по решению Генерального конструктора.

Основание для принятия решения и входные данные – ТТЗ Заказчика (если оно есть), технические требования разработчика объекта, на который устанавливается двигатель, или протокол рассмотрения технического предложения на научно-техническом совете (НТС) предприятия; одобренные Заказчиком материалы технического предложения (ТП). В отдельных случаях, по решению Генерального конструктора ЭП может быть выполнено, минуя стадию разработки ТП. *Нормативные документы* – ГОСТ 2.119-73, настоящий стандарт. *Результат* – решение, утвержденное Генеральным конструктором. *Разработчик текста решения (исполнитель)* – отдел перспективных разработок.

1.2 Эскизный проект выполняется по плану.

Входные данные для планирования – требования ТТЗ Заказчика, технические требования разработчика объекта, материалы ТП. *Нормативные документы* – решение Генерального конструктора, ГОСТ 2.119-73, EN 9100. *Выходные данные* – В плане должны быть определены: последовательность выполнения задач ЭП, обязательные действия, основные стадии и методы управления конфигурацией разрабатываемого изделия; наименования

разделов, объем представляемых в этих разделах материалов для ЭП; сроки исполнения, ответственные исполнители, форма отчетности по выполненной работе. План должен быть согласован с руководителями подразделений предприятия, участвующих в выполнении ЭП, и утвержден Генеральным или Главным конструктором.

Ввиду возможных сложностей задач ЭП в плане должны быть предусмотрены: структурирование работ по проектированию и выделение основных элементов; анализ задач и необходимых ресурсов для проектирования и разработки по каждому элементу; способ управления взаимодействием между различными подразделениями, вовлеченными в ЭП.

В плане должны быть предусмотрены способы обновления планируемых выходных данных по мере выполнения ЭП и определены конкретные задачи по проектированию в соответствии с установленным уровнем безопасности или функциональным назначением проектируемого изделия.

Исполнитель плана ЭП – отдел перспективных разработок. *Соисполнители* – подразделения предприятия, участвующие в выполнении ЭП.

Следуя приведенной здесь структуре изложения требований, содержащихся в каждом пункте стандарта, можно сформировать требования всех остальных пунктов и разделов стандарта организации по управлению проектированием, охватив все процессы, предусмотренные схемой, приведенной на рис. 1.

На схемы, приведенной на рис. 1, для ряда процессов указывается необходимость вести записи по качеству. Требования к таким записям также содержатся в стандарте EN 9100. Это:

- подтверждение в таких записях по данному процессу соответствия требованиям функционирования системы менеджмента качества и анализ её эффективности;

- обеспечение удобочитаемости, простоты идентификации и доступности записей по качеству;

- наличие разработанной документированной процедуры, описывающей средства управления, необходимые для идентификации, хранения, защиты, поиска, определения сроков хранения и уничтожения записей по качеству;

- определение в данной документально оформленной процедуре метода управления записями по качеству, разработанными и/или используемыми поставщиками;

- обеспечение доступа потребителей и представителей полномочных органов к записям по качеству для анализа их соответствия требованиям контракта или законодательным требованиям.

Наличие таких требований к ведению записей по качеству должно содержаться в стандарте органи-

зации по управлению проектированием отдельно, со ссылкой на разделы и пункты, при выполнении которых необходимо осуществлять подобные записи.

Выводы

Стандарт организации по управлению проектированием, структурированный таким образом, будет как можно лучше отвечать требованиям его пригодности как для эффективного управления проектированием, так и для целей сертификации.

Литература

1. *Conformity assessment — Guidance for drafting normative documents suitable for use for conformity assessment: ISO/IEC 17007:2009.* — [First edition 2009-09-15]. — Published in Switzerland, 2009. — 20 p. — (International Standard).

2. *Системы менеджмента качества для авиационной промышленности (AS 9100/EN 9100) [Электронный ресурс].* — Режим доступа: <http://www.tuv.com/ru/as9100.html>. — 31.05.2011 г.

Поступила в редакцию 31.05.2011

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., заведующий кафедры В.В. Погосов, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина.

СТРУКТУРИЗАЦІЯ СТАНДАРТУ ОРГАНІЗАЦІЇ ПО УПРАВЛІННЮ ПРОЕКТУВАННЯМ З МЕТОЮ ЙОГО ВИКОРИСТАННЯ ПРИ СЕРТИФІКАЦІЇ

С.М. Степаненко, В.Г. Харченко

Розробка нових стандартів, придатних для використання під час оцінки відповідності (сертифікації), вимагає структуризації їх змісту відповідно до схеми оцінок відповідності, що проводяться. У статті розглядаються вимоги міжнародного стандарту авіакосмічної галузі AS/EN/JISQ 9100 до проектування і розробки авіаційної техніки. Пропонується в стандарті організації по управлінню проектуванням описувати процеси проектування, дотримуючись схеми оцінки відповідності, заданої стандартом AS/EN/JISQ 9100. При цьому для кожного процесу проектування вимоги розташовувати в послідовності: суть процесу – вхідні дані – нормативні документи, що управляють процесом, – результати – виконавці процесу і ресурси.

Ключові слова: структуризація, стандарт організації, управління, проектування, процес, вхідні і вихідні дані, авіаційні правила.

ORGANIZATION'S STANDARD STRUCTURIZATION ON DESIGN MANAGEMENT FOR USE AT CERTIFICATION

S.M. Stepanenko, V.G. Kharchenko

The development of new standards adopted for use at the estimation of compliance (certification) requires a structurization of their content in accordance with the sequence of compliance estimations fulfilled. The article describes the requirements specified in the International Aerospace AS/EN/JISQ 9100 Standard related to the design and development of aviation products. Description of design processes in accordance with the sequence of compliance estimation specified in the AS/EN/JISQ 9100 Standard is supposed in the Organization's standard on design management. The requirements specified for every design process should be arranged in the following succession: process essence-inputs-standard management documents-results-process executors and resources.

Key words: structurization, Organization's standard, management, design, process, inputs and outputs, aviation rules.

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.

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 629.735.083 (045)

О.А. ТАМАРГАЗИН, І.І. ЛІННІК, Т.Ю. КРАМАРЕНКО, М.В. ОЛЕГ

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ІНФОРМАЦІЙНА СИСТЕМА ПІДТРИМКИ ПІСЛЯПРОДАЖНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Розглянуто базові принципи побудови інформаційної системи, основне призначення якої є створення післяпродажної підтримки в експлуатації авіаційних двигунів. Для цього пропонується об'єднання інформаційного поля навколо конкретного екземпляру авіаційного двигуна у вигляді електронного формуляра цього двигуна. Цей підхід є життєво необхідним для виживання авіадвигунобудівного підприємства у сучасних умовах ринкової економіки, особливістю якої є глобалізація виробництва поєднана з намаганням задовольнити потреби кожного конкретного споживача та можливістю якомога швидше реагувати на зміну потреб окремих груп споживачів при одночасному зниженню витрат на розробку нової техніки.

Ключові слова: авіаційний двигун, експлуатація, сервіс, авіадвигунобудування.

1. Постановка проблеми

Науково-технічне, організаційне, або інше забезпечення сучасних суб'єктів авіадвигунобудівного комплексу, які зорієнтовані на перспективу, повинні базуватись на тих фундаментальних змінах у процесах виробництва, відношеннях між людьми при рішенні виробничих задач, організаційних структурах, відношеннях між підприємствами та оточуючою їх середовищем, які відбуваються в останні роки у передових країнах і фірмах.

Бурхливий розвиток індустрії сервісу привів до небаченого до цього рівню інформаційного забезпечення суспільства, широкому розповсюдженню інформаційних комп'ютерних, телекомунікаційних і телефонно-сотових мереж і систем, автоматизованих банків та баз знань.

У зв'язку з цим практично з кожним днем для користувачів становиться все більш доступним сама різноманітна інформація про вироби і послуги, фірми і умови сервісного обслуговування після виконання покупки. Телебачення, Інтернет, гнучкі телефонні технології, інші засоби змінили форму торгівлі, методи купівлі-продажу. Все більш відчутна демасифікація споживчого ринку. Ще вчора цей ринок був монолітним, масштабним і одноманітним, а вже сьогодні він інтенсивно трансформується в систему невеликих фрагментарних сегментів, які сформовані виходячи з індивідуальних потреб споживача.

Ці зміни в інформаційному і ринковому просторі, а також інші фактори призвели до того, що в світовому авіадвигунобудівництві, як і взагалі в виробництві в цілому в останні роки другого тисячоліття намітились ознаки глобальної науково-технічної революції, яка значно змінює обличчя світової цивілізації. А це значить – зміни неминучі у всіх

сферах життя і діяльності людини: в процесах виробництвах; у виробничих відношеннях між людьми; в організаційних структурах; у відношеннях між підприємствами і середовищем, яке їх оточує; в менеджменті, маркетингу і методах їх реалізації.

Сутність цих змін полягає в наступному.

У сфері виробництва у зв'язку з демасифікацією споживчого ринку спостерігається відхід від масового, витратного виробництва і розвиток принципово нового виробництва "lean production" [1, 2]. До найбільш характерних ознак нового типу виробництва відносяться: переосмислення ролі людини в діяльності підприємства, логіки, технології і оснащення виробництва на основі наукових досягнень, рекомендацій; командну роботу всіх без винятку співробітників підприємства; принципове зниження об'єму нетворчої праці людини на виробництві; постійний обмін інформацією, причому не тільки вітчизняною, але й міжнародною; ефективне використання всіх видів ресурсів і забезпечення безвідходності і малоопераційності технологічних процесів і виробництва в цілому; безперервне самовдосконалення, здатність до швидкого адекватного реагування на потреби споживача, які відбуваються з все зростаючою швидкістю зміни товарного ринку.

Таким чином, основними задачами сучасної авіаційної промисловості є: забезпечення завантаження виробництва підприємств вітчизняної авіаційної промисловості з метою переоснащення парку повітряних суден для забезпечення пасажирських і вантажних перевезень та авіаційних робіт; підтримка і розвиток науково-технічного та виробничого потенціалів вітчизняної авіаційної промисловості.

Рішення цих задач на сучасному етапі розвитку суспільства можливе лише з використанням кібернетичного підходу.

2. Вирішення проблеми

Інформаційна система підтримки експлуатації двигуна, побудована на кібернетичному підході, дозволяє істотно підвищити ефективність інженерно-авіаційної служби авіакомпанії, а також скоротити витрати на підтримку льотної придатності повітряних суден незалежно від розміру парку повітряних суден авіакомпанії та їх типу.

Пропонуємо інформаційна система підтримки експлуатації двигуна являє собою комплекс рішень, розроблених для відстеження основних параметрів льотної придатності двигунів у складі повітряних суден, серед яких: керування використанням парку двигунів; контроль технічного стану двигунів; постачання агрегатів та комплектуючих для заміни; керування процесами та засобами технічного обслуговування.

Система повинна реалізовуватися як єдина структура даних (рис. 1), що гарантує однократне введення інформації з відповідного робочого місця і яка забезпечує доступ до неї зацікавлених користувачів. Базовим елементом побудови системи є електронний формуляр двигуна, як основного експлуатаційного документа авіаційного двигуна, що засвідчує його початковий і поточний технічний стан (рис. 2). Електронний формуляр повинен стати невід'ємною частиною двигуна, у якому повинні відображатися: всі зміни, які відбулись у складі двигуна та його обладнання; основні експлуатаційні параметри двигуна, контрольовані в процесі експлуатації; параметри наробітку та вироблення ресурсів двигуна; терміни служби двигуна та комплектуючих, відмітки про їх продовження в процесі експлуатації; записи про проведення регламентних робіт, ремонтів і доробок, передбачених діючими керівництвами з технічної експлуатації, бюлетенями та вказівками.

Електронний формуляр має очевидні переваги в порівнянні з паперовим, тому що дозволяє зберігати в ньому набагато більший обсяг даних, зокрема тих які раніше не могли бути відображені у паперовому формулярі через обмежений його обсяг і непристосованість деякої інформації для її використання в такому вигляді. Так додатково до записуваної в паперовому формулярі інформації в електронному формулярі повинні накопичуватися: параметрична інформація, яка реєструється в процесі випробувань двигуна; параметрична інформація, яка реєструється за допомогою бортових пристроїв реєстрації польотних даних; результати обробки зареєстрованої параметричної інформації та наземних пристроїв обробки польотної інформації.

Таким чином, електронний формуляр повинен стати складовою і ключовою частиною програмного і інформаційного забезпечення експлуатації двигуна, значно розширюючи функції паперового форму-

ляра, оскільки власне кажучи він повинен стати єдиною інформаційною базою даних про технічний стан конкретного двигуна протягом усього його життєвого циклу.

Вхідна інформація про двигун після його виготовлення формується в електронному формулярі на двигунобудівному підприємстві.

Інформація таких розділів формуляра як: основні технічні дані; індивідуальні особливості; комплект поставки й зміни в комплектації; ресурси, терміни служби й строки зберігання; результати приймально-здавальних випробувань; перелік додатків, вводяться в електронний формуляр з використанням даних АСУ технологічних процесів заводу виготовлювача.

Розділ "Дані приймально-здавальних випробувань" повинен заповнюватися автоматично в процесі випробувань двигуна на стенді з використанням інформаційних систем двигунобудівного підприємства. При цьому в електронний формуляр повинні записуватися параметри двигуна, зафіксовані в процесі приймально-здавальних випробувань, а також початкові діагностичні характеристики технічного стану двигуна. Таким чином, створюється початковий портрет справного стану конкретного екземпляра двигуна, який потім використовується при оцінці та прогнозуванні його технічного стану.

Аналогічні дані вносяться в електронний формуляр і після ремонту двигуна при приймально-здавальних випробуваннях на ремонтному заводі з метою формування нового портрета справного стану двигуна. Використовуючи інформаційні системи ремонтного підприємства в електронний паспорт повинні вноситися дані про всі дефекти та несправності виявлені на даному екземплярі двигуна, і так само про всі виконані роботи з ремонту і регулюванню.

Електронний паспорт конкретного двигуна повинен зберігатися на сервері розташованому в спеціалізованому центрі післяпродажного обслуговування двигунів.

На літакобудівному підприємстві після встановлення двигуна на літак у процесі його випробування на землі та при обльоті в електронному формулярі робиться додатковий запис про результати приймально-здавальних випробувань літака. Дані про параметри двигуна, зареєстровані за допомогою бортових пристроїв при обльоті літака, вводяться в електронний формуляр за допомогою наземних пристроїв обробки польотної інформації.

На сервері спеціалізованого центра післяпродажного обслуговування двигунів так само повинні розташовуватися бази даних у яких зберігаються і підтримуються в актуальному стані наступні документи: конструкторська типова документація; технологічна типова документація; пономерна документація двигуна; експлуатаційна документація.

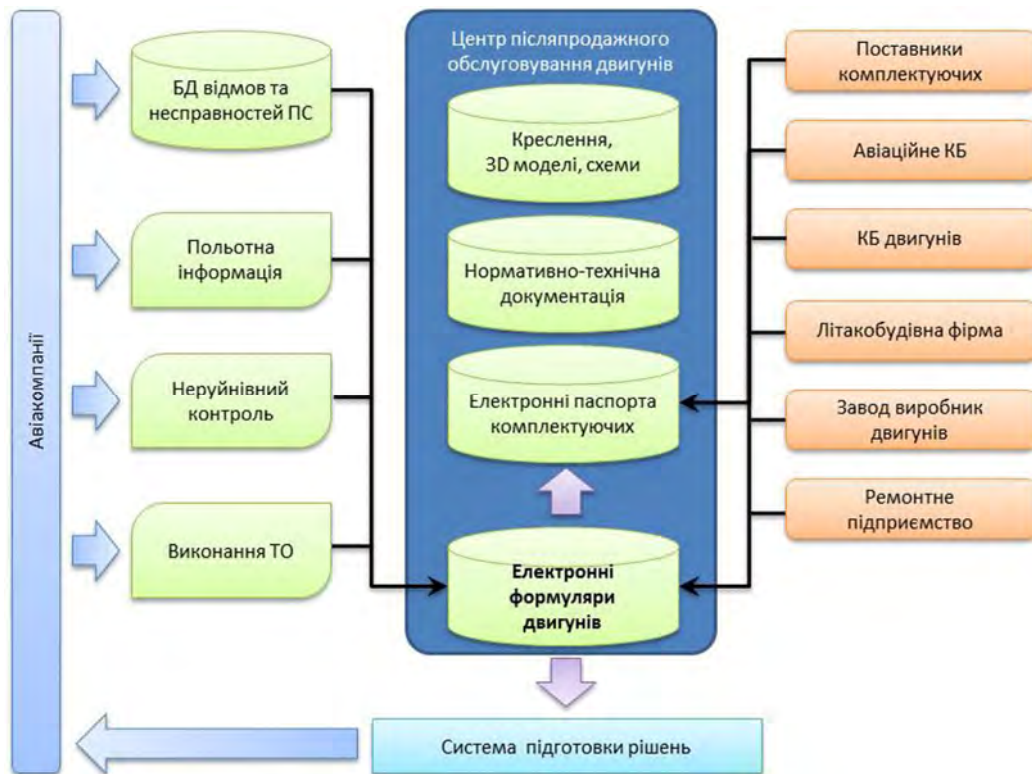


Рис. 1. Основні бази даних, які використовуються при післяпродажному обслуговуванні авіаційних двигунів

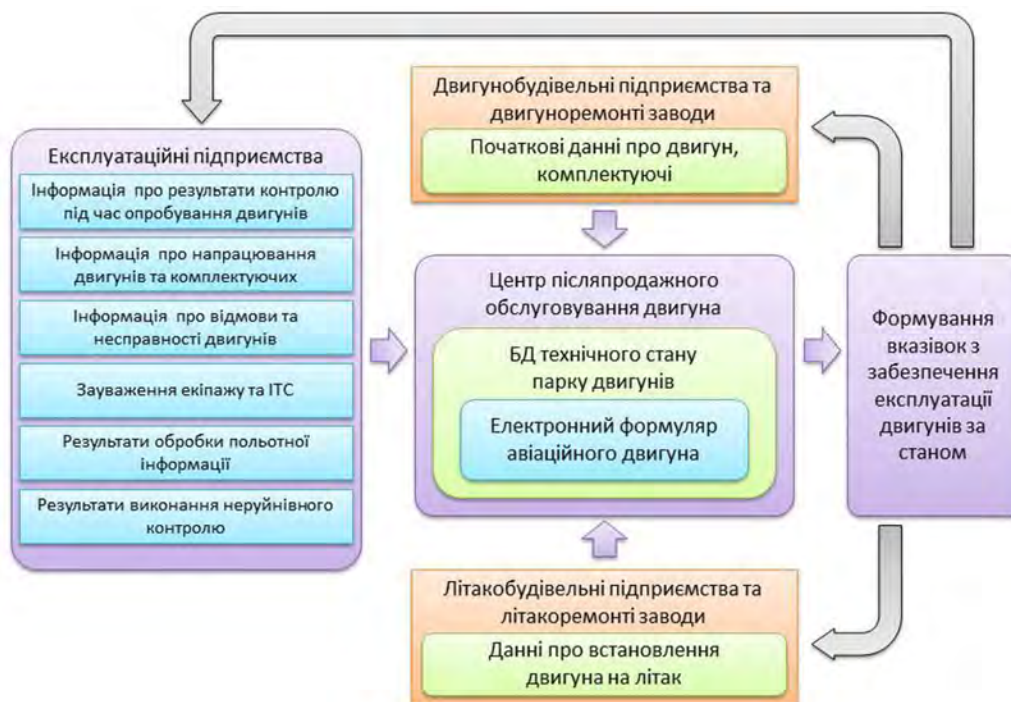


Рис. 2. Місце і функції електронного формуляру в процесі експлуатації авіаційного двигуна

В експлуатуючій організації електронний формуляр заповнюється автоматично або оператором за допомогою спеціалізованого програмного забезпечення та наземних пристроїв обробки польотної ін-

формації. При цьому ведеться облік: відпрацювання ресурсу двигуна, агрегатів і обладнання встановленого на ньому; параметрів технічного стану двигуна, контрольованих у процесі експлуатації; виконання

регламентних робіт, бюлетенів або вказівок; результатів з усунення несправностей; результати обробки польотної інформації та гонок двигуна.

Як складову частину бази даних електронних формулярів двигунів треба розглядати базу даних паспортів комплектуючих. Спочатку ця база даних формується постачальниками відповідних комплектуючих. Робота з нею всіх інших користувачів здійснюється винятково через електронний формуляр двигуна.

Вся інформація про відмови та несправності конкретного двигуна повинна формуватися через базу даних про відмови та несправності літака. Інформація із цієї бази даних повинна автоматично заноситися в електронний формуляр двигуна, формуючи базу даних про відмови та несправності двигунів конкретного типу.

При роботі з електронним формуляром двигуна повинна бути передбачена можливість звернутися до будь-якої нормативно-технічної документації пов'язаної з експлуатацією двигуна даного типу та літака, на який він встановлюється.

Висновок

Використовуючи інформацію, яка накопичується в спеціалізованому центрі післяпродажного обслуговування двигунів повинні вирішуватися завдання подовження термінів служби, матеріально-технічного забезпечення, а також удосконалювання системи експлуатації двигунів. Зокрема, за результатами обробки даних електронних формулярів парку експлуатованих двигунів повинні формуватися бази знань про причинно-наслідкові зв'язки між базами даних про технічний стан конкретних зразків двигунів та їх діагностичними ознаками характерних відмов і несправностей.

Література

1. *Lean Production. Эффективное производство [Электронный ресурс].* – Режим доступа: <http://www.1000ventures.com>. – 27.05.2011 г.
2. *Lean Production [Электронный ресурс].* – Режим доступа: <http://kinsmark.com>. – 27.05.2011 г.

Надійшла до редакції 27.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедри авіаційних двигунів Ю.М. Терещенко, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

ИНФОРМАЦИОННАЯ СИСТЕМА ПОДДЕРЖКИ ПОСЛЕПРОДАЖНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.А. Тамаргазин, И.И. Линник, Т.Ю. Крамаренко, М.В. Олег

Рассмотрены базовые принципы построения информационной системы, основное назначение которой состоит в создании послепродажной поддержки в эксплуатации авиационных двигателей. Для этого предлагается объединить информационное поле вокруг конкретного экземпляра авиационного двигателя в виде электронного формуляра этого двигателя. Этот подход является жизненно необходимым для выживания авиадвигателестроительного предприятия в современных условиях рыночной экономики, особенность которой состоит в глобализации производства при одновременном стремлении удовлетворить потребности каждого конкретного потребителя и возможностью как можно быстрее реагировать на изменение потребностей отдельных групп потребителей при одновременном снижении затрат на разработку новой техники.

Ключевые слова: авиационный двигатель, эксплуатация, сервис, авиадвигателестроение.

INFORMATION SYSTEM OF POST-SALE TECHNICAL SUPPORT AIRCRAFT ENGINES MAINTENANCE

A.A. Tamargazin, I.I. Linnik, T.U. Kramarenko, M.V. Oleh

This article deals with basic principles of information system design and its main function is to create modern support in aircraft engines employment. For this purpose an information field pool around specific type of aircraft engine in the form of electronic log book of this engine is suggested. this approach is vital for surviving of aircraftenginebuilding enterprise in modern conditions of market economics and its peculiarity is extension of manufacture, united with an attempt to satisfy every concrete consumer need and feasibility react as quickly as possible to change of separate consumer groups need in simultaneous decrease of expenses on new engineering working out.

Key words: aircraft engine, maintenance, service, propulsion engineering

Тамаргазін Олександр Анатолійович – д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: avia_icao@mail.ru.

Лінник Іван Іванович – канд. техн. наук, доцент, завідувач кафедри технічної експлуатації авіаційної техніки Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: ivanlinnik@hotmail.com.

Крамаренко Тетяна Юрійвна – аспірант кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: tanya_ssv@mail.ru.

Олег Михайло В'ячеславович – аспірант кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, Київ, Україна.

УДК 629.735.017.1(045)

О.Г. КУЧЕР, П.О. ВЛАСЕНКО

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

ЕКСПЛУАТАЦІЙНА НАДІЙНІСТЬ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ. ЇЇ КОНТРОЛЬ ТА АНАЛІЗ В АВІАКОМПАНІЇ

Розглянута Програма надійності авіакомпанії. Приведений зв'язок між системами збору даних, аналізу даних, робочих стандартів, коригувальних дій та відображення даних. Наведені показники надійності двигунів, що використовуються при контролі, моніторингу та аналізі стану надійності функціональних систем, підсистем та агрегатів двигунів, при визначенні технічної готовності двигуна до польоту. Розглянутий контроль стану надійності функціональних систем, підсистем та комплектуючих виробів двигунів по відмовам, виявленим в польоті, на землі та в експлуатації. Проаналізовано стан надійності повітряних суден B737-300/400/500, що експлуатуються авіакомпанією за 2010 рік. Проведений індивідуальний контроль та аналіз стіну надійності повітряних суден за системами та підсистемами двигунів.

Ключові слова: надійність, безпека польотів, показники надійності, контрольний рівень надійності, аналіз надійності.

Введення

Стан надійності двигунів повітряних суден (ПС) безпосередньо впливає на безпеку польотів та льотну придатність авіаційної техніки (АТ). З кожним роком вимоги з льотної придатності та безпеки польотів підвищуються, що пояснюється бажанням міжнародних організацій звести кількість інцидентів до мінімуму і зробити авіаційні перевезення безпечними для життя і здоров'я людини. Тому дотримання вимог з льотної придатності та безпеки польотів є необхідною умовою для отримання дозволу на проведення рейсів. Для забезпечення цих вимог необхідно постійно проводити моніторинг, контроль та аналіз стану надійності повітряних суден, а особливо двигунів.

1. Програма Надійності авіакомпанії

Для ефективної експлуатації авіаційної техніки в авіакомпаніях використовуються Програма надійності та Програма технічного обслуговування. Вони дозволяють оптимізувати ресурсні та кошторисні витрати авіакомпанії шляхом постійного контролю за станом надійності АТ, проведенням своєчасного технічного обслуговування ПС та матеріально-технічного забезпечення авіакомпанії.

Програма надійності авіакомпанії знаходиться в тісному зв'язку з процесом експлуатації ПС. В залежності від змін в експлуатації АТ вносяться зміни до Програми надійності і навпаки, при внесенні змін до Програми надійності змінюється і мо-

дель експлуатації ПС. Програма Надійності авіакомпанії складається з систем збору даних, аналізу даних, робочих стандартів, корегувальних дій та системи відображення даних (рис. 1).

Система збору даних призначена для збору даних про відмови, несправності та напруження ПС, що беруться з бортових журналів, звітів пілотів, звітів з проведення оперативного та періодичного технічного обслуговування, записів планово-диспетчерського відділу. Зібрані дані систематизуються для зручності подальшої роботи з ними. В системі обробки та аналізу даних проводиться оцінка, контроль, моніторинг, та прогнозування даних про відмови та наробітки. Розраховані значення показників надійності порівнюються із гранично-допустимими рівнями, проводиться моніторинг та аналіз стану надійності АТ в часі для різних підконтрольних структурних елементів ПС. Система робочих стандартів призначена для встановлення контрольних рівнів для літаків в цілому, основних виробів, видів обладнання, систем, підсистем та агрегатів ПС та визначення оптимальних формул для розрахунку показників надійності АТ. В системі корегувальних дій при виявленні небезпечних трендів або виходів значень показника надійності за допустимі межі формується список робіт, що необхідно виконати для підвищення стану надійності ПС. На основі даного списку та розрахованих значень показників надійності в системі відображення даних формуються звіти про стан надійності літака в цілому, за видами обладнання, системами, підсистемами і агрегатами ПС. Дані звіти надаються до відділу з на-

дійності експлуатанта, заводам-виробникам АТ, Центру експлуатаційної надійності авіаційної техніки, Державіадміністрації, де приймаються рішення по наданню сертифікату на проведення ПС авіаційних перевезень, внесенню змін до Програми надійності та Програми ТО, зміні ресурсів АТ або переводу компонентів АТ на обслуговування за технічним станом. Взаємодія Розробників, Виробників та

Експлуатантів АТ забезпечують поточний рівень надійності ПС, їх конструктивно-технологічне удосконалення в процесі серійного виробництва та експлуатації, збільшення ресурсу, якості та стабільності виробництва і ремонту, удосконалення процесів технічного обслуговування та діагностування, матеріально технічного постачання.



Рис. 1. Програма Надійності авіакомпанії

2. Показники надійності двигунів

Згідно Програми надійності авіакомпанії для проведення контролю та моніторингу стану надійності двигунів, як одного з основних складових ПС, використовуються спеціальні показники надійності (табл. 1). Для визначення стану надійності функціональних систем (АТА), підсистем та агрегатів ПС, які входять до складу двигунів, використовуються напрацювання на відмову (Т) та показник K_{1000} . Для визначення технічної готовності двигунів до польоту використовуються показники запланованих та незапланованих знімів двигуна та вимкнення двигуна в польоті.

Контроль та моніторинг стану надійності проводиться на основі інформації про відмови та несправності, які були виявлені в польоті (PIREP) та при проведенні технічного обслуговування на землі (MAREP). Всі відмови можна класифікувати на ті, що були виявлені в польоті, на землі, в експлуатації (PIREP+MAREP), що призвели до затримки, або відміни рейсів та інцидентів. В залежності від того, який вид відмов використовується, мета аналізу відрізняється. Так, аналіз по відмовам, виявленим в польоті, визначає стан безпеки польотів, по відмо-

вам, зареєстрованим при ТО - якість виконання технічного обслуговування, а по відмовам, виявленим в експлуатації (в польоті і на землі) – ефективність експлуатації авіаційних двигунів (АД).

3. Контроль та аналіз стану надійності двигунів

Для оцінки, контролю, моніторингу та аналізу стану надійності АД дані про відмови (дата, код, місце виявлення, тип і бортовий номер ПС, опис відмови та прийняті міри), напрацювання (в годинах, польотних циклах), розраховані значення показників надійності заносяться до таблиці (рис. 2). Такий вид запису даних є найбільш зручним для подальшої роботи з ними та проведення аналізу кожної відмови окремо. Записи таблиці можуть бути проіндексовані в хронологічному порядку дата+борт або борт-дата та структурному – код АТА+дата. Користуючись інформацією з таблиці для кожної відмови можна визначити місце її виявлення з точністю до функціональної системи, функціонального модуля або комплектуючого виробу (агрегата), проаналізувати прийняті міри по її усуненню.

Таблиця 1

Показники надійності двигунів

Кількість відмов, виявлених в польоті на 1000 годин напрацювання	$K_{1000П} = \frac{\text{Кількість відмов, виявлених в польоті}}{FH} 1000,$ де FH – напрацювання в годинах
Кількість відмов, виявлених в польоті на 100 польотних циклів	$K_{100П} = \frac{\text{Кількість відмов, виявлених в польоті}}{FC} 100,$ FC – кількість польотів
Кількість відмов, виявлених на землі на 1000 годин напрацювання	$K_{1000З} = \frac{\text{Кількість відмов, виявлених на землі}}{FH} 1000$
Кількість відмов, виявлених на землі на 100 польотних циклів	$K_{100З} = \frac{\text{Кількість відмов, виявлених на землі}}{FC} 100$
Кількість відмов, виявлених в експлуатації на 1000 годин напрацювання	$K_{1000Е} = \frac{\text{Кількість відмов, виявлених в експлуатації}}{FH} 1000$
Кількість відмов, виявлених в експлуатації на 100 польотних циклів	$K_{100Е} = \frac{\text{Кількість відмов, виявлених в експлуатації}}{FC} 100$
Кількість відмов, що призвели до затримки рейсів на 100 польотних циклів	$K_{100ЗР} = \frac{\text{Кількість відмов, що призвели до затримки рейсів}}{FC} 100$
Показник незапланованих зніманий двигуна на 1000 годин напрацювання	$URR = \frac{\text{Кількість незапланованих зніманий двигуна} \cdot 1000}{Qty \cdot FH},$ де Qty – кількість однотипних агрегатів на повітряному судні
Напрацювання на незаплановане зняття двигуна	$MTBUR = \frac{Qty \cdot FH}{\text{Кількість незапланованих зніманий двигуна}}$
Показник планових зніманий двигуна на 1000 годин напрацювання	$SRR = \frac{\text{Кількість планових зніманий двигуна} \cdot 1000}{Qty \cdot FH}$
Напрацювання на планове зняття двигуна	$MTBSR = \frac{Qty \cdot FH}{\text{Кількість планових зніманий двигуна}}$
Показник вимкнень двигуна в польоті на 1000 годин напрацювання	$IFSD = \frac{\text{Кількість вимкнень двигуна в польоті} \cdot 1000}{Qty \cdot FH}$
Середній показник вимкнень двигуна в польоті	$IFSD \text{ Aver} = 1/12 \sum_{i=1}^{12} IFSD_i, \text{ де } \sum_{i=1}^{12} IFSD_i - \text{сума показників вимкнень}$ двигуна в польоті за останні 12 місяців
Напрацювання на вимкнення двигуна в польоті	$MTBIFSD = \frac{Qty \cdot FH}{\text{Кількість вимкнень двигуна в польоті}}$
Показник заміни двигуна на 1000 годин напрацювання	$ERR = \frac{\text{Кількість заміни двигунів} \cdot 1000}{Qty \cdot FH}$
Напрацювання на заміну двигуна	$MTBER = \frac{Qty \cdot FH}{\text{Кількість заміни двигунів}}$

Визначення стану надійності двигунів проводиться за допомогою автоматизованої системи контролю стану надійності парку ПС авіакомпанії. Моніторинг, контроль і аналіз стану надійності пропонується проводити для чотирьох структурних рівнів (літак в цілому і основні виробни, функціональні системи, підсистеми (функціональні модулі), та агрегати) для чотирьох видів реєстрації відмов (виявлених

в повітрі, на землі, в експлуатації, та тих, що призвели до затримки або відміни рейсів). Окремо проводиться аналіз повторних відмов, відмов, що призвели до інциденту та контроль проведення відкладеного технічного обслуговування (DTI).

При проведенні контролю стану надійності двигунів розраховані значення показника надійності порівнюються з контрольними рівнями. Верхня кон-

де

$$m = \frac{1}{12} \sum_{i=1}^{12} k_{1000i} ;$$

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{12} (k_{1000i} - m)^2}{12}};$$

k_{1000i} – показник надійності k_{1000} за i -й місяць.

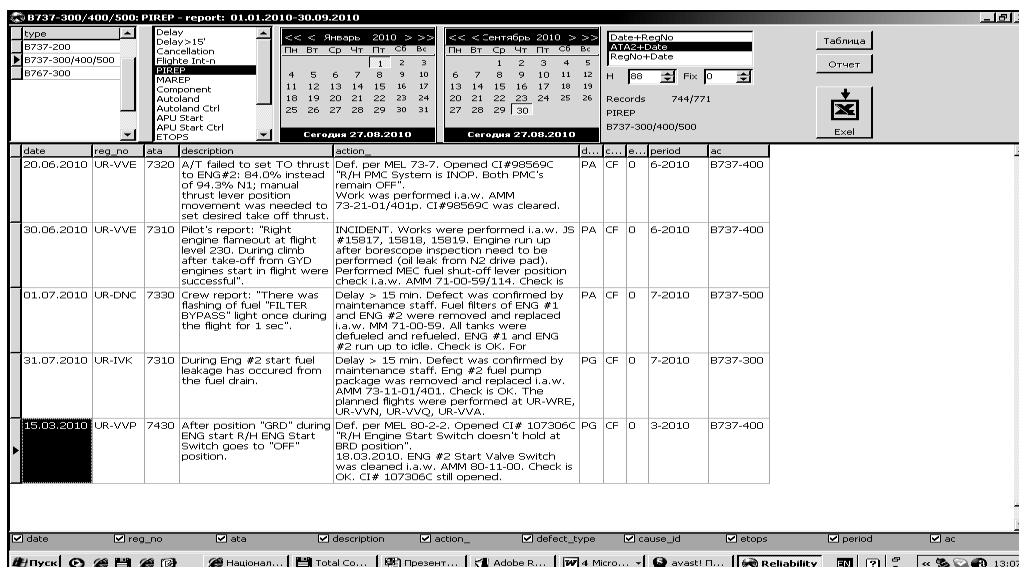


Рис. 2. Дані про відмови, виявлені в експлуатації ПС В737–300/400/500 за 2010 рік

На рис. 3 наведена таблиця контролю стану надійності двигунів ПС В737–300/400/500 за функціональними системами за 2010 рік. Для кожної функціональної системи двигуна по місяцям та за весь контрольований період (зазвичай береться квартал, півріччя або рік експлуатації) визначається кількість відмов та показник надійності K_{1000} що порівнюється з контрольним рівнем надійності UCL за попередній рік експлуатації. В результаті автоматичного аналізу виділяються системи та періоди в яких зна-

чення розрахованого показника надійності перевищує значення контрольного рівня. Якщо така подія відбулася один раз за період, в останньому стовпчику таблиці вписується «Yel», якщо більше двох разів – «Red». З рисунку видно, що для систем 71 (силова установка), 72 (газотурбінний двигун), 75 (система відбору повітря) за 2010 рік перевищення контрольного рівня відбулося в одному місяці, для 74 (система запалювання) в двох місяцях, 80 (система запуску) – трьох.

		Янв. 2010	Февр. 2010	Март. 2010	Апр. 2010	Май. 2010	Июнь. 2010	Июль. 2010	Авг. 2010	Сент. 2010	Окт. 2010	Нояб. 2010	Дек. 2010	Гор.				УСЛ	Техни.																				
Сек.	Назначение	Ц 712	Ц 673	Ц 715	Ц 671	Ц 1295	Ц 1439	Ц 1586	Ц 1549	Ц 1434	Ц 1202	Ц 1080	Ц 1202	Ц 13838					Ср-с																				
		NR	Perf	NR	Perf	NR	Perf	NR	Perf	NR	Perf	NR	Perf	NR	Perf	CF	AC	MF																					
49	ВОРТОВАЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИСТЕ	1	0.14	5	0.74	3	0.42	7	0.72	9	0.69	2	0.14	4	0.25	9	0.58	6	0.42	2	0.17	5	0.28	15	1.25	6	0.05	1	1	5	0.13	Yel							
51	СИТОВАЯ УСТАНОВКА					1	0.10																									0.24	Yel						
62	ГАЗОТУРБУИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ	11	1.54					5	0.21		1	0.06		1	0.08																	0.14	Yel						
73	ТОПЛИННАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ	1	0.14					1	0.07		1	0.07		1	0.08																	0.47	Cl						
74	СИСТЕМА ЗАЖИГАНИЯ			1	0.14																											0.11	Red						
75	СИСТЕМА ОТБОРА ВОЗДУХА																															0.08	Yel						
76	СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ	1	0.14																													0.18	Cl						
77	ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ			1	0.14	1	0.10	1	0.08	1	0.07	3	0.13	2	0.13																		0.38	Cl					
78	СИСТЕМА ВЫХОПА	1	0.14			1	0.14	1	0.10	1	0.08	2	0.14	1	0.06	5	0.21																0.54	Cl					
79	МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА							1	0.07	1	0.06																						0.09	Cl					
80	СИСТЕМА ЗАПУСКА	2	0.28					5	0.23		5	0.13	4	0.26	1	0.07																	0.19	Red					
Всего	Сек. 21-49	56	7.87	59	9.77	46	6.43	59	6.08	124	9.58	108	7.51	143	9.02	138	8.91	117	8.16	79	6.57	119	11.02	124	10.32	1172	8.46					641	369	162	11.56	Cl			
Всего	Сек. 51-57	5	0.42	4	0.59	5	0.42	5	0.31	8	0.62	5	0.21	9	0.57	10	0.65	6	0.42	5	0.17	5	0.19	10	0.83	63	0.45					19	40	4	1.09				
Всего	Сек. 71-80	16	2.23			5	0.42	5	0.31	6	0.46	11	0.76	6	0.57	12	0.77	5	0.35	5	0.58	5	0.28	5	0.25	78	0.56					47	11	20	1.24				
Всего		75	10.52	63	9.36	52	7.27	65	6.69	138	10.66	122	8.48	161	10.15	160	10.33	128	8.93	88	7.32	124	11.48	137	11.40	1312	9.47					707	420	186	12.70				
																																			547	252	143		

Рис. 3. Контроль стану надійності функціональних систем двигунів ПС В737–300/400/500 в польоті за 2010 рік

Для проблемних систем пропонується проводити моніторинг стану надійності за тривалий період часу, щоб можна було відстежити, як змінювався стан на-

дійності систем двигуна з плином часу. На рис. 4 наведений моніторинг стану надійності систем двигуна ПС В737–300/400/500. В якості періоду було обрано 7 ро-

ків (2004-2010). На графіках наведені фактичні значення показника надійності (суцільна лінія), згладжені значення за квартал (штрих-пунктирна лінія), згладжені значення за рік (пунктирна лінія) і два контрольних рівні – встановлений експлуатантом на основі даних за попередній рік (пунктирна лінія) та встановлений фір-

мою-розробником АД (суцільна лінія). Значне погіршення стану надійності фіксується при перевищенні згладженою (за квартал) кривою контрольного рівня. Для 72 (газотурбінний двигун) та 73 (паливна система двигуна) систем це спостерігається відповідно на початку 2010 та в середині 2009 років.

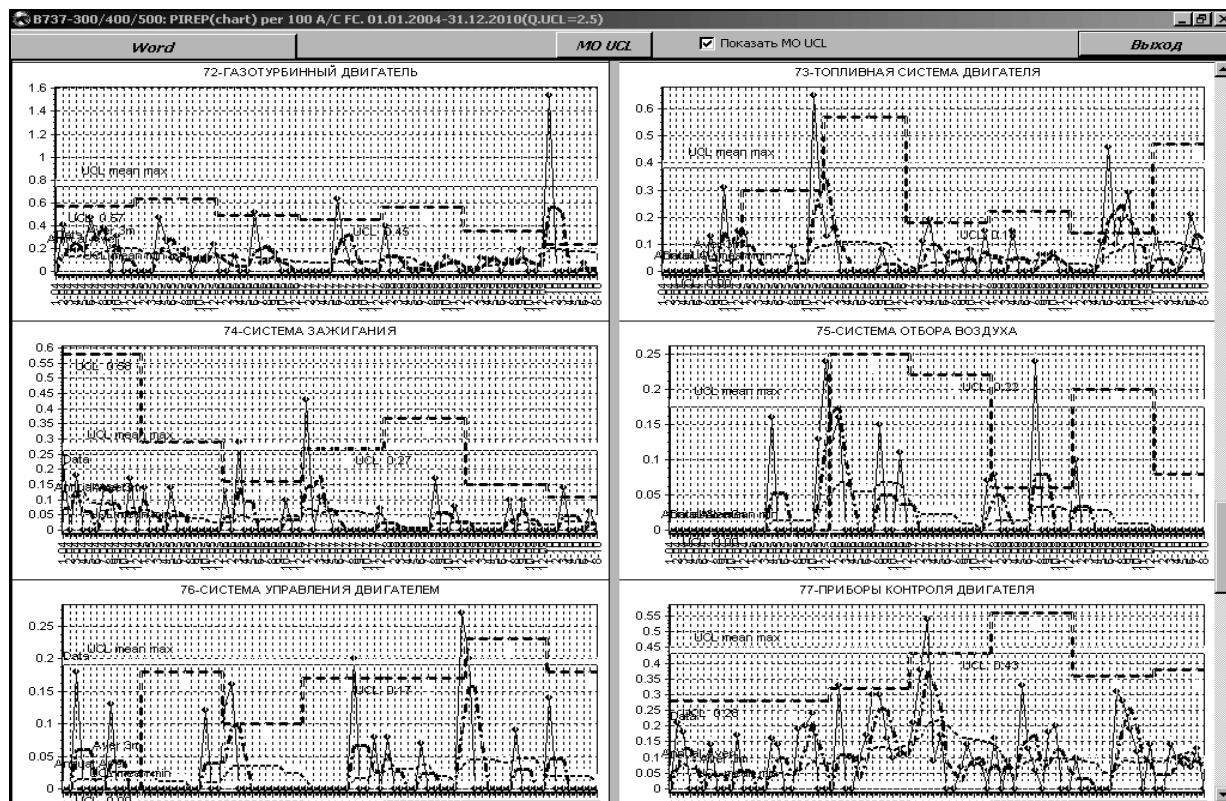


Рис. 4. Моніторинг стану надійності функціональних систем двигунів ПС B737–300/400/500 за 2004-2010 роки

Для більш глибокого структурного аналізу зміни стану надійності двигунів проводиться контроль та моніторинг надійності за підсистемами.

На рис. 5 наведена загальна таблиця контролю стану надійності підсистем двигунів ПС B737–300/400/500 по відмовам в польоті за 2010 рік. Для підсистеми (п/с) 7110 (капот) 71 системи (силова установка) значення контрольного рівня було перевищено два рази в квітні та червні місяцях, для п/с 7410 (електроживлення) – 1 раз, для п/с 8010 (розкручування двигуна) виявлена підвищена кількість відмов в різних місяцях експлуатації, в п/с 7220, 7230, 7241 та 7430 відмови виявлені вперше, що також свідчить про погіршення стану надійності. За календарем значиме погіршення стану надійності відмічено в січні.

Останнім етапом при аналізі є визначення агрегатів, відмова яких призвела до зміни стану надійності підсистем, систем, а як результат і двигуна в цілому.

На рис. 6 наведена таблиця контролю та аналізу стану надійності агрегатів, що входять до складу

двигунів. В останньому стовпчику таблиці в комірку вписується літера "N", якщо перевищення значення показника надійності відбулося один раз за розглянутий період, "Y" – два рази, "R" – більше двох разів, "New" – нова відмова в останньому році, що спостерігається вперше за підконтрольний період.

Список агрегатів, що відмовили можна упорядкувати за кількістю відмов або показником надійності. З наведеної таблиці можна виділити список агрегатів, що відмовили, провести розслідування по виявленню відмов цих агрегатів, запропонувати корегувальні дії для підвищення їх стану надійності і попередженню відмов в майбутньому.

Для аналізу стану надійності конкретного борту, на рівні систем, підсистем чи агрегатів, пропонується використовувати карти надійності ПС. На рис. 7 наведена карта надійності бортів ПС B737–300/400/500 по функціональним системам, що входять до складу двигуна. В карті наводяться розраховані значення показника надійності по системам для кожного борту, значення контрольного рівня і результати автоматичного аналізу стану надійності бортів.

Рис. 5. Контроль стану надійності підсистем двигунів ПС В737–300/400/500 в польоті за 2010 рік

Для визначення технічної готовності АД до польоту дані про відмови, напрацювання, планові, незаплановані зняття двигунів, вимкнення двигунів в польоті і розраховані значення показників надійності заносяться до таблиці, наведеної на рис. 8. На основі даної статистики будуються графіки моніторингу – вимкнення двигунів в польоті, планових і незапланованих знімачів двигуна.

Висновки

Розглянутий аналіз стану надійності двигунів дозволяє виявити проблемні функціональні системи, підсистеми і агрегати та визначити причини погіршення їх стану. Запропонований аналіз можна використовувати для проведення робіт по підвищенню стану надійності, льотної придатності та безпеки польотів, попередження виникнення небезпечних відмов, планування ТО та формування пропозицій щодо внесення змін до Програми надійності та Програми ТО авіакомпанії.

Сист	Part Name	FN	ASN	QFA	Сух	2008	F	2009	F	2010	F	MTBF	MTBUR	URR	Стат	Стат	Стат	URR_F	URR_2008	URR_2009	URR_2010	Кат
49	GENERATOR:	976498-1;	24-22-250-031	2	2					2	2	76608	76608	0.013	0.067	14933	40520				0.040	
49	GENERATOR:	976498-1;	24-22-250-131	2	2					2	2	76608	76608	0.013							0.040	
49	APU FUEL SOV	106788A144	28-25-008-081	1	1					1	1	76608	76608	0.013	0.010	10002					0.040	N
49	APU FUEL SOV	106788A144	28-25-576-551	1	1					1	1	76608	76608	0.013							0.040	
49	APU OTCPS-129K:	380428-10-1;	49-00-688-011	1	14	8	8	1	1	5	5	5472	5472	0.183	0.140	7150	17875	0.175	0.252	0.050	0.200	N
49	Actuator Rotary	R6200ME-11	49-15-008-021	1	1	1	1					76608	76608	0.013				0.038	0.031			
49	APU COMBUSTION	3604524-45;	49-24-102-041	1	2					2	2	38304	38304	0.026							0.080	
49	APU	3605384-3;	49-24-314-011	1	2	1	1	1	1			38304	38304	0.026				0	0.025	0.031	0.050	
49	Atomizer:	3601193-4;	49-22-350-011	1	2	1	1			1	1	38304	38304	0.026	0.032	30921					0.040	N
49	VALVE, Valve	16789A144;	49-32-576-061	1	2	2	2					38304	38304	0.026				0	0.025	0.063		N
49	Fuel Control and	4503653A;	49-32-675-011	1	19	10	10	2	2	7	7	4032	4032	0.248	0.149	6669	18780	0.213	0.315	0.101	0.280	N
49	APU STARTER:	3603281-6;	49-42-686-011	1	7	4	4	2	2	1	1	10944	10944	0.091				0.100	0.126	0.101	0.040	
49	Starter, APU	3605812-22-1;	49-43-502-011	1	15	5	5	6	6	4	4	5107	5107	0.196	0.131	7636	11671	0.163	0.157	0.302	0.160	N
49	COOLING FAN	698427-18	49-51-210-011	1	1					1	1	76608	76608	0.013				0.050			0.040	
49	3-way solenoid;	320362-2-1;	49-52-576-121	1	25	20	20			5	5	3064	3064	0.326	0.306	3268	7038	0.313	0.629		0.200	N
49	Valve;	3605239-2;	49-52-576-551	1	8	4	4			4	4	9576	9576	0.104	0.043	23279	13967	0.050	0.126		0.160	
49	APU CTRL	65-52801-31; 65-	49-60-340-011	1	8	4	4	1	1	3	3	9576	9576	0.104				0.075	0.126	0.050	0.120	N
49	Speed Switch;	307130-7;	49-61-144-031	1	12	8	8			4	4	6384	6384	0.157	0.203	4925	14298	0.188	0.252		0.160	
49	APU CU, FADEC;	171256-100A;	49-61-144-071	1	3	3	3					25336	25336	0.039	0.040	25152	15091	0.038	0.094			
49	APU MASTER	111AT-25;	49-61-522-031	1	2	2	2					38304	38304	0.026				0	0.025	0.063		N
49	APU LOW OIL	698430-1;	49-61-522-041	1	8	5	5			3	3	9576	9576	0.104					0.063		0.120	N
49	APU LOW OIL	698430-1;	49-61-522-231	1	8	6	6			2	2	9576	9576	0.104	0.069	14490		0.098	0.189		0.080	N
49	Generator	2CM9AB47	49-73-250-011	1	1	1	1					76608	76608	0.013			0	0.013	0.031			
49	APU OIL COOLER	168661-3	-168661-3	1	1	1	1					76608	76608	0.013				0.013	0.031			
49	Sensor	179427-2	-179427-2	1	1	1	1					76608	76608	0.013				0.013	0.031			
49	LOW OIL PRES	179431-1	-179431-1	1				1	1			76608	76608	0.013				0.013		0.050		
49	FUEL CONTROL	4103-008	-4103-008	1						1	1	76608	76608	0.013							0.040	New
49	Fuel control and	4103-008 (016)	-4103-008-	1	1	1	1					76608	76608	0.013				0.013	0.031			
49	FUEL CONTROL	4103-008016	-4103-008016	1						1	1	76608	76608	0.013							0.040	New
49	APU PROBE	4951351;	-4951351	4				1	1	3	3	19132	19132	0.052				0.025		0.050	0.120	
49	APU PROBE	4951352	-4951352	1						1	1	76608	76608	0.013				0.013			0.040	
49	PROPORTIONAL	65503-100081	-65503-100081-	1						1	1	76608	76608	0.013							0.040	New
49	APU	9250168840	-9250168840	1						1	1	76608	76608	0.013							0.040	New
71	ENGINE INLET	314X010-10;	71-11-160-011	2	2	2	2					76608	76608	0.013				0.013	0.031			
71	FWD ENG MOUNT	96019-02; 96019-	71-23-295-041	4	2	1	1			1	1	15321	15321	0.007				0.003	0.008		0.010	
71	ENGINE, Engine 1:	CFM56-3B-2;	72-00-202-011	2	5	5	5					30643	30643	0.033				0.006	0.079			
72	ENGINE	CFM56-3B-2	72-00-202-011	2	1					1	1	15321	15321	0.007							0.020	
72	FAN BLADE, FAN	1663M24P01;	72-31-052-051	100	13	5	5			8	8	58929	58929	0.002				0.002	0.002		0.003	
72	FRONT SPINNER	335-106-402-0	-335-106-402-0	1	1	1	1					76608	76608	0.013				0.013	0.031			
73	FUEL PUMP	708600-5;	73-11-402-011	2	3			1	1	2	2	51072	51072	0.020				0.006		0.025	0.040	
73	POWER	7139M91001	73-21-144-021	2	1			1	1			15321	15321	0.007				0.019		0.025		
73	CIT SENSOR	8901-274	73-21-460-031	2	1					1	1	15321	15321	0.007				0.006			0.020	N
73	MEC, MEC, MEC	8065-215-8063;	73-21-675-011	2	3					3	3	51072	51072	0.020	0.075	13315	49250	0.019			0.060	N
73	FUEL FLOW	87T124G0M1;	73-11-556-011	2	3			1	1	2	2	51072	51072	0.020				0.019	0.016	0.050		
73	FUEL FILTER DIFF	218N04-209A	73-35-522-271	2	1			1	1			15321	15321	0.007				0.006		0.025		N
73	Eng. 2 fuel supply	-109003-2		1	1	1	1					76608	76608	0.013				0.013	0.031			
74	ENGINEIGNITER	39501-9072215-	74-21-382-011	4	8	3	3	2	2	3	3	38304	38304	0.026				0.022	0.024	0.025	0.030	N
74	LEAD IGNITION	9043185-13;	74-21-602-031	2	12	3	3	4	4	5	5	12768	12768	0.078				0.063	0.047	0.101	0.100	N
75	HPT CLEARANCE	7061M1005;	75-25-576-471	2	4	1	1	2	2	1	1	38304	38304	0.026				0.025	0.016	0.050	0.020	N
75	VARLAB STATOR	3289630-2	80-11-576-081	2	1					1	1	15321	15321	0.007				0.031			0.020	
77	Indicator, 1 RPM	W1101EED3;	77-12-284-021	2	7	6	6	1	1			21888	21888	0.046				0.044	0.094	0.025		N
77	AVM SIGNAL	6670M2230;	77-31-342-011	1	7	5	5	2	2			10944	10944	0.091	0.081	12276	59377	0.150	0.157	0.101		N
77	RES Secondary	312EDP-2;	77-41-284-111	1	15	6	6	1	1	8	8	5107	5107	0.196	0.198	5041	34462	0.163	0.189	0.050	0.320	N
77	RES Secondary	312EDP-1;	77-41-284-121	1	2	1	1	1	1			38304	38304	0.026				0.025	0.031	0.050		N
77	SENSOR RPT. BULB	1122314	79-34-460-011	2	1			1	1			15321	15321	0.007				0.006		0.025		N
78	PROXIMITY	10-61226-28	27-89-460-021	50	1			1	1			15321	15321	0.001					0.002			
78	ACCESSORY UNIT	65-73006-149	78-30-670-011	1	1			1	1			76608	76608	0.013				0.038				
78	THRUST REVERSE	315A1701-84	78-31-770-011	1	1	1	1	1	1			15321	15321	0.007			0	0.006	0.016		0.010	N
78	TR LOCKING	315A1801-22	78-34-008-092	1	1					1	1	50643	50643	0.003				0.006				
78	Actuator, TR NON-	315A1800-6;	78-34-008-351	1	5	1	1			1	1	50428	50428	0.005	0.010	99820	13913	0.005	0.004		0.010	
78	ENG THRUST	2-8020-24	78-34-241-011	1	1					1	1	5964	5964	0.002							0.007	
78	THRUST REVERS	3810036-106	78-34-687-021	1	1			1	1			15321	15321	0.007				0.006		0.025		N

Рис. 6. Контроль стану надійності агрегатів двигунів ПС В737-300/400/500 за 2008-2010 роки

Сис.	Название	UR-DNC	UR-DND	UR-IVK	UR-VVA	UR-VVE	UR-VVL	UR-VVM	UR-VVN	UR-VVP	UR-VVQ	UR-VVS	UR-VVU	Всего	UCL
49	БОРТОВАЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ	4.6574	3.2586	5.0617	6.7879	8.4487	6.6595	0.8387	7.9577		2.1880	2.4032	3.5722	5.2441	8.6400
71	СИЛОВАЯ УСТАНОВКА	1.3307	1.3035	0.5624	1.1313	1.2070				0.7272	1.3128		0.3969	0.9207	1.6173
72	ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ	1.9960		1.1248			1.0515	1.6774		2.1815	1.7504		0.7938	1.2810	2.5221
73	ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ	0.6653	1.3035	0.5624	0.7542	1.2070	1.0515			0.3636				0.4804	2.5895
74	СИСТЕМА ЗАЖИГАНИЯ				1.1313				0.5684	1.0908				0.5204	1.1827
75	СИСТЕМА ОТБОРА ВОЗДУХА			0.5624			0.7010							0.1201	1.0480
76	СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ					0.6035	0.7010			0.7272				0.2002	0.9862
77	ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ		1.3035		1.1313		0.3505		0.5684		0.4376		0.3969	0.4804	2.2267
78	СИСТЕМА ВЫКЛОПА		1.3035	1.6872	0.3771	0.6035	1.4020			0.3636		0.4005	0.3969	1.1609	3.4117
79	МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА				0.3771				1.1368			0.8011	0.3969	0.2402	1.2539
80	СИСТЕМА ЗАПУСКА		0.6517	1.1248		0.6035	1.4020		0.5684	0.7272	0.8752	0.4005	0.3969	0.9607	1.4593
	Ч	1503	1534	1778	2652	1657	2853	1192	1759	2750	2285	2497	2519	24981	19840
	Всего	17.2987	4.6092	4.7763	4.6872	2.3016	3.1727	0.7593	1.4736	2.3191	1.2021	0.8904	0.6405	11.6090	

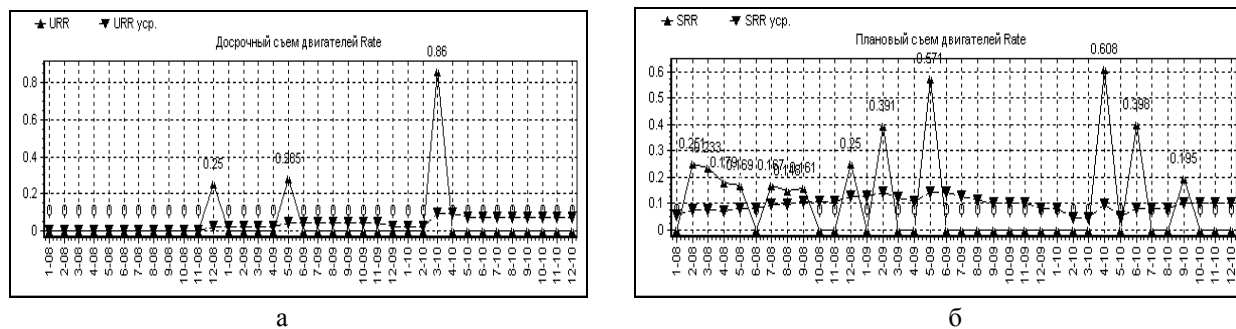


Рис. 9. Моніторинг показників:
а – незапланованого і б – планованого знімання двигунів ПС В737–300/400/500 за 2010 рік

Література

1. *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.
2. *Новожилов Г.В. Безопасность полета самолета. Концепция и технология* / Г.В. Новожилов, М.С. Неймарк, Л.Г. Цесарский. – М.: Машиностроение, 2003. – 144 с.
3. *Кучер О.Г. Контроль та аналіз стану надійності систем і агрегатів повітряних суден в експлу-*

атації / О.Г. Кучер, П.О. Власенко // *Наукоємні технології*. – 2010. – № 3. – 2009. – С. 20-28

4. *Кучер О.Г. Управління надійністю парку повітряних суден авіакомпанії* / О.Г. Кучер, П.О. Власенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 4 (61). – С. 88-95.

5. *Автоматизированная система контроля надежности парка воздушных судов авиакомпании "АЭРОСВИТ". Руководство пользователя* / Науч. рук. А.Г. Кучер, отв. исп. А.С. Якушенко, исп. П.А. Власенко, А.Ю. Сухоруков. – К: НАУ, 2008. – 167 с.

Надійшла до редакції 31.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри технологій аеропортів О.А. Тамаргазін, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ НАДЕЖНОСТЬ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ. ЕЁ КОНТРОЛЬ И АНАЛИЗ В АВИАКОМПАНИИ

А.Г. Кучер, П.А. Власенко

Рассмотрена Программа надежности авиакомпании. Показана связь между системами сбора данных, анализа данных, рабочих стандартов, корректирующих действий и отображения данных. Приведены показатели надежности двигателей, которые используются при контроле, мониторинге и анализе состояния надежности функциональных систем, подсистем и агрегатов двигателей, при определении технической готовности двигателя к полету. Рассмотрен контроль состояния надежности функциональных систем, подсистем и комплектующих изделий двигателей по отказам, выявленным в полете, на земле и в эксплуатации. Проанализировано состояние надежности воздушных судов В737-300/400/500, которые эксплуатируются авиакомпанией за 2010 год. Проведен индивидуальный контроль и анализ состояния надежности воздушных судов по системам и подсистемам двигателей.

Ключевые слова: надежность, безопасность полетов, показатели надежности, контрольный уровень надежности, анализ надежности.

AIRCRAFT ENGINES OPERATION RELIABILITY. ITS CONTROL AND ANALYSIS BY AIRLINE CARRIERS

O.G. Kucher, P.O. Vlasenko

An Airline Reliability Program has been studied. The connection between Data collection system, Data analysis system, Performance standards, Corrective action system and Presentation of Data has been showed. Reliability data of engines under control, monitoring and reliability analysis of functional systems, subsystems and engine components when evaluating a flight technical readiness of an engine has been presented. Reliability control of functional systems, subsystems and components of an engine based on PIREP, MAREP and operation has been examined. B737-300/400/500 aircrafts (exploited by the company in 2010) reliability has been analyzed. An individual control and aircraft reliability based on engine systems and subsystems analysis applied.

Key words: reliability, flight safety, reliability data, upper control limit, reliability analysis

Кучер Олексій Григорович – д-р техн. наук, професор, професор кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: kucher@nau.edu.ua.

Власенко Павліна Олександрівна – аспірантка кафедри авіаційних двигунів Національного авіаційного університету, канд. наук НАУ, Київ, Україна e-mail: pavlino4ka@yandex.ru; pavlinushka@bigmir.net.

УДК 621.01:629.7.01

А.В. ТОМАШЕВСКИЙ, А.А. ТЕВС

Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина

АНАЛИЗ СТАТИСТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Рассмотрены статистические методы, используемые для обеспечения надежности сложных технических систем (СТС) на всех этапах жизненного цикла – при проектировании, производстве и эксплуатации. Определена общая схема расчета надежности СТС на основе статистической оценки показателей надежности элементов системы по результатам испытаний. Обращено внимание, что такие СТС, как летательные аппараты, авиадвигатели, относятся к классу стохастических динамических систем, и при их эксплуатации в любой момент времени возможно возникновение отказа. Предложено, для обеспечения надежности функционирования СТС на этапе эксплуатации, осуществлять мониторинг значений параметров состояния элементов системы и строить по получаемым данным контрольные карты с помощью программного пакета STATISTICA. Как пример мониторинга надежности построены контрольные карты для параметра «Вибрация левого двигателя», на основе информации с бортового устройства регистрации полётных данных.

Ключевые слова: сложная техническая система, летательные аппараты, авиадвигатель, стохастические динамические системы, мониторинг, контрольные карты.

Введение

Надежность – одно из важнейших свойств, характеризующих сложную техническую систему (СТС).

Согласно [1], понятие надежности определяется как «збірний термін, який вживають для описування характеристики готовності та чинників, що її зумовлюють. характеристик безвідмовності, ремонтпридатності і забезпеченості технічного обслуговування». Данное определение соответствует международным стандартам и несколько отличается от определения надежности, сделанного в более ранних нормативных документах [2], где понятие надежности определяется как «свойство объекта сохранять во времени в установленных пределах значения всех параметров, характеризующих способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения, технического обслуживания, хранения и транспортирования». По данному определению надежность характеризует изделие (объект) так же, как и другие конструктивно-технологические параметры, такие как габариты, вес и т.п. В определенной степени это справедливо, однако большинство СТС, в частности, такие, как летательные аппараты, авиадвигатели относятся к классу стохастических динамических систем. При эксплуатации такого класса СТС в любой момент времени возможно возникновение непредвиденных внешних или внутренних воздействий, что может привести к мгновенному отказу.

Обеспечение эксплуатационной надежности (надежности функционирования) особо актуально для летательных аппаратов, авиадвигателей, где отказ системы в целом или её отдельных элементов может привести к катастрофическим последствиям. Для обеспечения надежности функционирования необходимо непрерывно осуществлять мониторинг значений параметров состояния элементов СТС и анализировать получаемые данные с помощью статистических методов.

В данной работе ставится задача – сделать анализ статистических методов, используемых при оценке надежности СТС, как готового изделия, и при обеспечении надежности функционирования СТС по результатам мониторинга.

1. Материалы исследования и анализ полученных результатов

Проблема обеспечения надежности СТС решается на всех этапах жизненного цикла системы – при проектировании, изготовлении и эксплуатации. Соответственно этапу жизненного цикла отказы классифицируются по видам как: конструкционные отказы, к которым относят отказы, обусловленные ошибками в проектировании, в определении условий эксплуатации; производственные отказы – отказы, связанные с несовершенством или нарушениями технологического процесса; эксплуатационные отказы – отказы, возникающие при эксплуатации.

Каждый из видов отказов имеет свои особенности, что и определяет используемые методы оценки надежности.

На этапе проектирования осуществляется проектная оценка надежности, для чего используются методы прогнозирования. После изготовления СТС производятся разнообразные испытания для проверки соответствия объекта заданным требованиям к надежности. При этом проверяются результаты прогнозирования, и оценивается технология изготовления СТС. Для расчетов надежности СТС удобно использовать структурно-логические схемы надежности, которые отображают взаимосвязь элементов СТС и их влияние на надежность системы в целом. Структурно-логическая схема представляет собой совокупность выделенных элементов, соединенных последовательно или параллельно. Критерием для определения вида соединения элементов является влияние их отказа на надежность.

Оценка надежности элементов СТС основана на статистической обработке данных, получаемых при испытаниях или эксплуатации объекта. Получаемые при этом показатели надежности (безотказность, срок службы, технический ресурс и др.) используются при расчете надежности СТС. Результаты расчетов отражаются в нормативно-технической документации и характеризуют, в общем, надежность СТС.

Определение показателей надежности элемента СТС основано на статистической обработке результатов испытаний.

Наиболее важная составляющая надежности – это безотказность. Количественно безотказность можно оценить такими показателями, как вероятность безотказной работы, интенсивность отказов, средняя наработка до отказа, гамма-процентная наработка до отказа. Оцениваются эти показатели для элемента определенного вида на основании испытаний n элементов как статистические характеристики двух случайных величин – наработка до отказа t и количества элементов, которые отказали на протяжении времени испытаний. Возникновение отказа является случайным событием, поэтому время появления отказа (наработка до отказа t) и количество отказавших элементов – также случайные величины.

Вероятность безотказной работы изделия $P(t)$ – это вероятность того, что при заданных режимах и условиях работы в заданном интервале времени отказ не возникает.

Средняя интенсивность отказов $\lambda(t, \Delta t)$ – это количество элементов, которые отказали, отнесенное к количеству элементов, которые непрерывно работали к началу испытаний, и к времени, на протяжении которого происходило испытание:

$$\bar{\lambda}(t, \Delta t) = \frac{\Delta n}{(N - n)\Delta t}, \quad (1)$$

где Δn – количество элементов, которые отказали на протяжении времени испытаний Δt ; n – количество элементов, которые отказали к началу испытаний; N – это количество элементов на начало испытаний, на время $t = 0$.

Введем понятие мгновенной интенсивности отказов $\lambda(t)$:

$$\lambda(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \bar{\lambda}(t, \Delta t) = -\frac{P'(t)}{P(t)}. \quad (2)$$

Из (2) после преобразований получим:

$$P(t) = \exp \left[-\int_0^t \lambda(t) dt \right]. \quad (3)$$

Если $\lambda(t) = \text{const} = \lambda$, то $P(t) = \exp(-\lambda t)$.

Средняя наработка до отказа $\bar{T}$ – это оценка математического ожидания наработки до отказа:

$$M(t) = \int_0^{\infty} t f(t) dt = -\int_0^{\infty} t \frac{dP(t)}{dt} dt = -\int_0^{\infty} t dP(t). \quad (4)$$

Оценивается величина $\bar{T}$ средним арифметическим выборочных значений $t_1, t_2, t_3, \dots, t_n$, где t_i – наработка до отказа i -го элемента системы, n – число испытываемых элементов.

Аналогично средней наработки до отказа, определяется срок службы, технический ресурс.

Используемые статистические методы для оценки основных показателей надежности относятся к методам описательной статистики. Получаемые показатели надежности позволяют оценивать надежность непосредственно на момент испытаний и используются для характеристики надежности СТС как свойства готового изделия.

При эксплуатации СТС надежность каждого конкретного изделия, как способность выполнять свои функции в соответствии с назначением, будет изменяться со временем, так как каждое изделие имеет только ему присущие особенности, и в любой момент времени возможно возникновение непредвиденных воздействий, которые могут привести к отказу. Для летательных аппаратов отказ может привести к катастрофическим последствиям. Для уменьшения вероятности отказа необходимо непрерывно осуществлять наблюдения за параметрами СТС, определяющими её надежность, т.е. необходим мониторинг надежности функционирования СТС. Суть мониторинга заключается в систематических измерениях параметров состояния СТС, определяющих надежность функционирования. Так как параметры состояния стохастической системы являются случайными величинами, то для оценки на-

дежности функционирования требуется использование статистических методов. Отказ СТС наступает, когда значения какого-либо параметра состояния системы превысят критическое значение.

Предположим, что некоторый показатель состояния x подчиняется нормальному закону распределения $N(x, \mu, \sigma)$, где μ - математическое ожидание, σ^2 - дисперсия. Зададимся значениями $\mu = \mu_0$ и $\sigma = \sigma_0$ для характеристики нормального функционирования СТС (система в работоспособном состоянии). Если значения μ и/или σ изменятся до значений μ_1 , σ_1 одновременно или изменится хотя бы один из параметров при неизменности другого, то будем считать, что произошло существенное изменение надежности функционирования СТС.

Для обнаружения существенных изменений со временем показателя состояния x нашли применение контрольные карты Шухарта и кумулятивных сумм (ку-сумм) [3,4]. На контрольных картах Шухарта отображается изменение значений x со временем, они более наглядны. Контрольные карты ку-сумм более чувствительны к малым сдвигам $\delta = \mu_1 - \mu_0$. Особенности мониторинга надежности функционирования СТС с использованием контрольных карт ку-сумм детально рассмотрены в [5].

В качестве исходных данных для статистического исследования выбран параметр «Вибрация левого двигателя», регистрируемый бортовым устройством регистрации полётных данных. Значения параметра взяты с 18-ой по 46-ую минуты полёта, это такой промежуток времени, когда самолёт находился на наибольшей высоте над уровнем моря.

С помощью модуля Quality Control Charts программного пакета Statistica [6] для параметра «Вибрация левого двигателя» реактивного самолёта построены контрольные карты - Шухарта (X-карта) и ку-сумм (рис. 1, 2). Время снятия информации пронумеровано от 1 до 37. Границы на обоих картах определены соответственно доверительной вероятности 99% для получения сигнала о существенном сдвиге μ при $\mu_0 = 13$ мм/с и $\sigma_0 = 5$.

Из представленных результатов наглядно видно, что если по X-карте сдвиг уровня контролируемого параметра не наблюдается, то при использовании карты ку-сумм явно наблюдается существенные изменения μ во время полета.

Заключение

Рассмотрены статистические методы, используемые для обеспечения надежности сложных технических систем (СТС) на всех этапах жизненного цикла - при проектировании, производстве и экс-

плуатации. Показаны особенности статистической оценки вероятности безотказной работы, интенсивности отказов, наработок до отказа, для элементов СТС.



Рис. 1. Контрольная карта Шухарта для параметра «Вибрация левого двигателя»

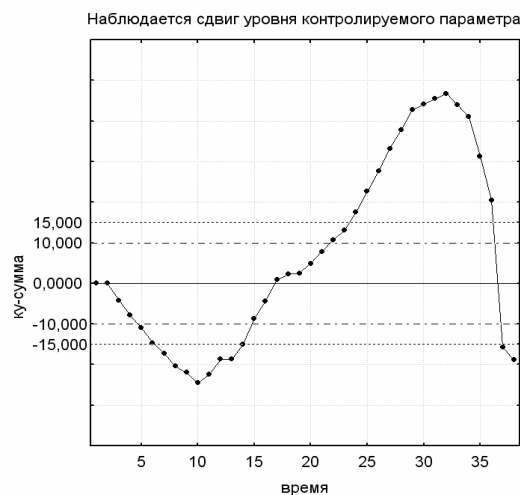


Рис. 2. Контрольная карта ку-сумм для параметра «Вибрация левого двигателя»

На этапе эксплуатации СТС, как стохастической динамической системы, в любой момент времени возможно возникновение непредвиденных воздействий, которые могут привести к мгновенному отказу. Для обеспечения надежности функционирования СТС на этапе эксплуатации предложено осуществлять мониторинг значений параметров состояния элементов СТС и строить по получаемым данным контрольные кумулятивных сумм как более чувствительные к изменению контролируемых параметров. Как пример, мониторинга надежности функционирования самолёта построены контрольные карты для параметра «Вибрация левого двигателя».

Література

1. ДСТУ ISO 9000-2001 (ISO 9000:2000, IDT). Системи управління якістю. Основні положення та словник. – Чинний від 27.06.2001. – К.: Держстандарт України, 2001. – 32 с.
2. ДСТУ 2860-94. Надійність техніки. Терміни та визначення [Електронний ресурс]. – Режим доступу до ресурсу: <http://www.dnaop.com/html/2273.html>. – 10.05.2011.
3. ГОСТ Р ИСО/ТО 10017-2005. Статистические методы. Руководство по применению в соответствии с ГОСТ Р ИСО 9001. – Введен впервые. –

М.: Изд-во стандартов, 2005. – 26 с.

4. ГОСТ Р 50779.45-2002. Статистические методы. Контрольные карты кумулятивных сумм. Основные положения. – Введен впервые – М.: Госстандарт России, 2002. – 14 с.

5. Томашевский А.В. Мониторинг надежности функционирования технических систем / А.В. Томашевский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 7 (74). – С.150-154.

6. Боровиков В. STATISTICA: искусство анализа данных на компьютере. Для профессионалов / В. Боровиков. – СПб: Питер, 2001. – 656 с.

Поступила в редакцию 26.05.2011

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф., зав. кафедрой В.В. Погосов, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина.

АНАЛІЗ СТАТИСТИЧНИХ МЕТОДІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ СКЛАДНИХ ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ

О.В. Томашевський, А.О. Тевс

Розглянуто статистичні методи, використовувані для забезпечення надійності складних технічних систем (СТС) на всіх етапах життєвого циклу – при проектуванні, виробництві й експлуатації. Визначено загальну схему розрахунку надійності СТС на основі статистичної оцінки показників надійності елементів системи за результатами випробувань. Звернено увагу, що такі СТС, як літальні апарати, авіадвигуни належать до класу стохастичних динамічних систем і при їхній експлуатації в будь-який момент часу можливе виникнення відмови. Запропоновано, для забезпечення надійності функціонування СТС на етапі експлуатації, здійснювати моніторинг параметрів стану елементів системи й будувати за одержуваним даними контрольні карти за допомогою програмного пакета STATISTICA. Як приклад моніторингу надійності побудовані контрольні карти для параметра «Вібрація лівого двигуна» на підставі інформації з бортового пристрою реєстрації польотних даних.

Ключові слова: складна технічна система, літальні апарати, авіадвигун, стохастичні динамічні системи, моніторинг, контрольні карти.

ANALYSIS OF STATISTICAL METHODS OF ENSURING COMPLEX TECHNICAL SYSTEMS RELIABILITY

A.B. Tomashevskiy, A.A. Tevs

The statistical methods used for ensuring the reliability of complex technical systems (CTS) at all stages of life cycle such as designing, manufacture and operation are considered. The general scheme of CTS reliability calculation based on a statistical estimation of indicators of reliability of elements of system by results of tests is defined. The attention is paid that such CTS as aircrafts, aircraft engines belong to the class of stochastic dynamic systems and while their operation the occurrence of failure is possible at any moment. For maintenance the CTS functioning reliability at the operation phase it is offered to carry out monitoring of values of parameters of the system elements condition and to build control charts by means of software package STATISTICA based on the received data. As an example of reliability monitoring control cards for parameter «Vibration of the left engine» were built on the basis of the information from the flight recorder.

Keywords: complex technical system, aircrafts, aircraft engine, stochastic dynamic systems, monitoring, control charts.

Томашевський Александр Владимирович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри микро- і наноелектроніки Запорожського національного технічного університету, Запорожье, Україна, e-mail: tmsh@mail.ru

Тевс Анастасія Александрівна – студентка 5 курсу радіоприборостроїтельного факультету Запорожського національного технічного університету, Запорожье, Україна.

УДК 681.518.5

В.М. ГРУДИНКИН¹, В.Ф. МИРГОРОД¹, В.А. КАЧУРА²¹ОАО «Элемент», Одесса, Украина²ОАО «Мотор Сич», Запорожье, Украина

СРЕДСТВА МОДЕЛЬНОЙ ПОДДЕРЖКИ ПРОЦЕССОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ И ПРОГРАММНО-ТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В работе предлагается усовершенствование известных и создание новых математических моделей процессов управления и контроля параметров таких сложных нелинейных многорежимных объектов, какими являются газотурбинные двигатели и силовые установки на их основе. Путем линеаризации в окрестностях рабочей точки получена линейная математическая модель пространства состояний, являющаяся моделью приближенной динамики в отклонениях. Математическая модель процесса управления и контроля параметров исследуемого объекта создается как модель динамических отклонений от перемещающейся рабочей точки на его статической характеристике и является следящей системой с астатизмом первого порядка относительно семейства статических характеристик.

Ключевые слова: математическая модель пространства состояний, статическая характеристика, модель процесса управления и контроля параметров, следящая система, ряд Тейлора.

Введение

Проблемным вопросом создания средств модельной поддержки (СМП) процессов стендовых испытаний газотурбинных двигателей (ГТД) является выбор такой совокупности математических моделей (ММ) изменения их состояния, которая позволила бы получать оценки непосредственно неизмеряемых параметров (выходных переменных), таких как мощность, тяга запас газодинамической устойчивости и других, для формирования электронного формуляра двигателя, определения характеристик объекта в широком диапазоне условий эксплуатации, замещая трудоемкие этапы стендовых испытаний компьютерным моделированием. Важные научно-практические задачи состоят в обосновании компромисса между точностью оценок и вычислительной сложностью компьютерно реализуемых моделей изменения состояния ГТД в установившихся и переходных режимах.

Известные теоретические ММ термогазодинамических процессов превращения энергии в ГТД [1, 2] обеспечивают высокую точность получения требуемых оценок, однако требуют задания множества входных параметров и значительных вычислительных ресурсов для численной реализации таких моделей. Феноменологические кусочно-линейные динамические модели (КЛДМ) пространства состояний [1, 3 – 5] в большей степени соответствуют требованиям реализации в реальном времени, однако ошибки моделирования при использовании таких ММ

существенно превышают ошибки измерительных каналов (ИК) для непосредственно измеряемых параметров ГТД.

Целью настоящей работы является структурно-параметрическое обоснование ММ управляемых процессов изменения состояния ГТД в форме, соответствующей требованиям численной реализации непосредственно в составе ПТК испытаний.

Основные результаты

Первым этапом получения ММ процессов управления ОЭ является линеаризация в окрестностях k -ой рабочей точки нелинейной модели пространства состояний [1, 4] в виде векторно-матричных уравнений к линейной математической модели пространства состояний (ММПС)

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\bar{x}_m}{dt} &= A_k \bar{x}_m + B_k \bar{u}_m; \\ \bar{y}_m &= C_k \bar{x}_m + D_k \bar{u}_m, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где A_k, B_k, C_k, D_k – матрицы Якоби в выбранной рабочей точке, зависящие от

$$\bar{x}_k, \bar{u}_k, \bar{v}_k, \bar{x}_m = \bar{x} - \bar{x}_k, \bar{u}_m = \bar{u} - \bar{u}_k, \bar{y}_m = \bar{y} - \bar{y}_k.$$

ММПС [4] является моделью приближенной динамики в отклонениях. Ее достоинства определяются универсальностью применения и удачной формой, т.к. основные методы современной теории управления ориентированы именно на такую исходную форму ММ процессов управления и позволяют решать задачи оптимальной оценки состояния,

идентификации, а также оптимального синтеза законов управления по различным критериям. Однако указанная ММПС имеет ряд недостатков. Статическая точность ММПС определяется уравнением

$$A_k \bar{x}_{st} + B_k \bar{u}_{st} = 0, \quad (2)$$

откуда следует $\bar{x}_{st} = A_k^{-1} B_k \bar{u}_{st} = S_k \bar{u}_{st}$.

Условие (2) удовлетворяется лишь в точках заранее заданных установившихся режимов. Наибольшая ошибка статики ММПС будет в том случае, если установившийся режим возникает ранее в точке $\bar{u}_{st} = \bar{u}_k - \delta \bar{u}$. При этом ММПС обуславливает искусственный гистерезис СХ, что является крайне неблагоприятным фактором. Так как в ММПС вид СХ не учитывается в явной форме, то результаты решения (2) могут не совпадать и на практике не совпадают с экспериментально полученными СХ.

Допустим, что семейство СХ получено экспериментально в функции от режимной переменной:

$$\bar{x}_{st} = \bar{x}_{st}(s) = \phi_1(s); \bar{y}_{st} = \bar{y}_{st}(s) = \phi_2(s).$$

Уравнения объекта в параметризованном и приведенном к стандартным атмосферным условиям виде могут быть представлены следующим образом

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\bar{x}}{dt} &= \bar{f}_1(\bar{x}, \bar{u}(s), s); \\ \bar{y} &= \bar{f}_2(\bar{x}, \bar{u}(s), s), \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где $\bar{x}$ – вектор состояния; $\bar{u}$ – вектор управления; $\bar{y}$ – вектор наблюдения; $\bar{f}_1$ и $\bar{f}_2$ – нелинейные вещественные векторные функции.

Будем полагать, что в окрестности исследуемого установившегося режима, соответствующего на СХ точке $s_k, \bar{x}_{st}(s_k), \bar{y}_{st}(s_k)$, отклонения $\Delta \bar{u}$ не имеют места.

Выполним линеаризацию (3):

$$\left. \begin{aligned} \bar{f}_1(\bar{x}, s) &\approx \bar{f}_1[\bar{x}_{st}(s_k), s_k] + J_{1xk}[\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k)] + \bar{j}_{1sk}(s - s_k); \\ \bar{f}_2(\bar{x}, s) &\approx \bar{f}_2[\bar{x}_{st}(s_k), s_k] + J_{2xk}[\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k)] + \bar{j}_{2sk}(s - s_k), \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

где $\bar{j}_{1sk}, \bar{j}_{2sk}$ – градиенты правых частей уравнений (3) по режимной переменной. Для установившегося

$$\begin{aligned} \bar{f}_1[\bar{x}_{st}(s_k), s_k] &= 0 \\ \bar{f}_2[\bar{x}_{st}(s_k), s_k] &= \bar{y}_{st}(s_k) \end{aligned} \quad \text{поэтому из (4)}$$

следует ММ пространства состояний:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\bar{x}}{dt} &= J_{1x}[\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k)] + \bar{j}_{1s}(s - s_k); \\ \bar{y} &= \bar{y}_{st} + J_{2x}[\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k)] + \bar{j}_{2s}(s - s_k). \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

Для существования стационарного режима требуется выполнение условия

$$\left. \frac{d\bar{f}}{ds} \right|_{s_k} = \left. \frac{\partial \bar{f}}{\partial s} \right|_{s_k} + \left. \frac{\partial \bar{f}}{\partial \bar{x}} \right|_{\bar{x}(s_k)} \cdot \left. \frac{d\bar{x}_{st}(s)}{ds} \right|_{s_k} = 0,$$

откуда следует соотношение:

$$\bar{j}_{1sk} + J_{1xk} \left. \frac{d\bar{x}_{st}(s)}{ds} \right|_{s_k} = 0,$$

позволяющее представить (4) следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\bar{x}}{dt} &= J_{1x}[\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k)] - \left. \frac{d\bar{x}_{st}(s)}{ds} \right|_{s_k} (s - s_k); \\ \bar{y} &= \bar{y}_{st}(s_k) + J_{2x}[\bar{x} - \bar{x}_{st}(s_k)] - \left. \frac{d\bar{x}_{st}(s)}{ds} \right|_{s_k} (s - s_k). \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

ММ в виде (6) является усовершенствованием известных моделей и имеет следующие достоинства: в явном виде учитывается вид СХ и их крутизна в рабочих точках; число идентифицируемых матриц сокращается наполовину; модель организована по принципу следящей системы, и при изменении положения рабочей точки на СХ, отслеживает такое изменение.

Следует заметить, что дополнительное слагаемое в скобках правой части является линейным приближением реальной функции СХ в виде ряда Тейлора, поэтому при задании СХ естественно заменить такое приближение истинным значением:

$$\frac{d\bar{x}}{dt} = J_{1x}[\bar{x} - \bar{x}_{st}(s)]; \quad (7)$$

$$\bar{y} = \bar{y}_{st} + J_{2x}[\bar{x} - \bar{x}_{st}(s)].$$

При учете дополнительных управляющих воздействий ММСС типа (7) имеет вид, представленный блок-схемой на рис. 1.

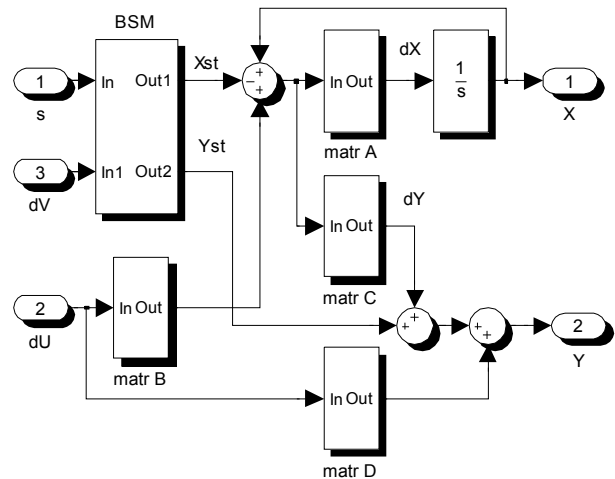


Рис. 1. Блок-схема ММСС

ММ (7) является параметризованной, линейной по координатам состояния и нелинейной по режимной переменной, поскольку выражение в квадратных скобках представляет собой разложение в ряд Тейлора функции СХ. Пренебрегая остатками ряда, из последнего выражения получаем ММ в виде следящей системы, которая описывается уравнениями в параметрической форме относительно s . Центральной идеей (гипотезой) построения новых ММ является динамическое слежение за СХ, т.е. ММ создается в виде ММ динамических отклонений от пере-

мещающейся рабочей точки на СХ. Блок-схема такой ММ приведена на рис. 1. Такая ММ является по своей структуре следящей системой с астатизмом первого порядка относительно семейства СХ и обозначается далее ММСС. На рис. 1 блок формирования СХ обозначен как BSM.

Важнейшей отличительной особенностью ММСС, является включение матрицы A не в обратную связь, как в ММПС и в КЛДМ, а в канал сигнала ошибки (невязки) между текущим значением, вычисленным по СХ, и выходным значением координаты состояния. В работе [6] приведено детальное обоснование ММ вида (7) на основе оценки нелинейных членов ряда Тейлора и условия ее применения, в частности, в виде полиномиальной аппроксимации СХ, для которой выполняются условия залегания первого и высших порядков вплоть до порядка полиномов аппроксимации.

Математическая модель (7), является обобщением ранее рассмотренных моделей. Если функция, описывающая статистические характеристики, разлагается в ряд Тейлора с удержанием линейных членов, то получается ММ вида (7). Если выполняются условия залегания первого порядка, то получается классическая ММПС вида (1). Если СХ заданы в табличном виде, являются кусочно-постоянными, то указанная функция является кусочно-постоянной, и, соответственно ММ (7) переходит в КЛДМ вида.

Для динамического контроля состояния в переходных режимах предлагаемая дифференциальная ММСС в виде (7) допускает решение задачи оценки состояния с помощью следующего наблюдателя

$$\frac{d\bar{x}_m}{dt} = A_m (\bar{x}_m - \bar{x}_{stm}) + B_m \Delta \bar{u} + K (\Delta \bar{y} - \Delta \bar{y}_m); \quad (8)$$

$$\Delta \bar{y}_m = \bar{y}_m - \bar{y}_{stm} = C_m (\bar{x}_m - \bar{x}_{stm}) + D_m \Delta \bar{u},$$

где индекс m обозначает принадлежность переменных и матриц наблюдателю.

При условии точного воспроизведения моделей статики и динамики, а также $\bar{x}_{stm} = \bar{x}_{st}, \bar{y}_{stm} = \bar{y}_{st}$, уравнение ошибки наблюдения записывается в виде, совпадающем с наблюдателями в классе ММПС

$$\frac{d}{dt}(\bar{x} - \bar{x}_m) = (A - KC)(\bar{x} - \bar{x}_m), \quad (9)$$

что дает возможность путем выбора матрицы K синтезировать наблюдатель с требуемым временем обучения.

Как это следует из (8), (9), характеристики наблюдателя определяются соответствием его параметров в виде ММСС реальным параметрам объекта (в особенности виду СХ). На практике такое отличие всегда имеется, т.к. СХ устанавливаются в процессе стендовых испытаний и их получению сопутствуют ошибки измерения, вариации режимной переменной и другие случайные факторы.

Результаты таких измерений допустимо представить в виде

$$\bar{x}_{st} = \bar{x}_{sts} + \delta \bar{x}_{st};$$

$$\bar{y}_{st} = \bar{y}_{st} + \delta \bar{y}_{st},$$

где $\bar{x}_{sts}, \bar{y}_{sts}$ – известные детерминированные функции режимной переменной; $\delta \bar{x}_{st}, \delta \bar{y}_{st}$ – независимые случайные компоненты, для которых предполагается справедливое допущение о нормальности распределения с известными дисперсиями.

Введя обозначения

$$\bar{v}_1 = -A \delta \bar{x}_{st};$$

$$\bar{v}_2 = -C \delta \bar{x}_{st} + \delta \bar{y}_{st},$$

получаем согласно (8) уравнения движения в виде

$$\frac{d\bar{x}}{dt} = A \Delta \bar{x} = B \Delta \bar{u} + \bar{v}_1;$$

$$\Delta \bar{y} = C \Delta \bar{x} + D \Delta \bar{u} + \bar{v}_2,$$

которые позволяют рассматривать оптимальный наблюдатель при коррелированных возмущениях, соответствующий фильтру Калмана-Бьюиси, со следующим решением

$$K(t) = [P(t)C^T + V_{12}]V_2^{-1},$$

где $P(t)$ – решение матричного уравнения Риккати:

$$\frac{dP(t)}{dt} = [A - V_{12}V_2^{-1}C]P(t) + P(t)[A - V_{12}V_2^{-1}C]^T - P(t)C^TV_2^{-1}CP(t) + V_1 - V_{12}V_2^{-1}V_{12}^T,$$

где V_1, V_2, V_{12} – матрицы дисперсий.

Так как матрицы, входящие в это уравнение, известны для каждой рабочей точки, то решение уравнения Риккати может быть получено заблаговременно. Рассматриваемый стохастический оптимальный наблюдатель реализуется в окрестности некоторого установившегося режима, для которого коэффициенты матриц модели принимаются постоянными.

Заключение

Предложенные в работе новые формы ММ процессов управления и контроля параметров ГТД представляют собой аппроксимационное преобразование ММПС и имеют предпочтение при получении оценок неизмеряемых и косвенно измеряемых параметров в бортовых и наземных средствах управления, контроля и диагностики.

Дальнейшее усовершенствование предлагаемых форм ММ может быть достигнуто путем применения соответствующих методов оценки матриц в моделях пространства состояний непосредственно по базам данных эксплуатации, а также путем повышения точности оценок статистических характеристик.

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. Оптимизация многомерных систем управления газотурбинных двигателей / А.А. Шемяков, Т.С. Мартынова и др. – М.: Машиностроение, 1989. – 256 с.
3. Гольберг Ф.Д. Математические модели газотурбинных двигателей как объектов управления / Ф.Д. Гольберг, А.В. Батенин. – М.: МАИ, 1999. – 80 с.
4. Лейбов Р.Л. Системы с неопределенными собственными значениями / Р.Л. Лейбов. – М.: Изд-во асс. строит. вузов, 2006. – 184 с.
5. Марковские модели сложных динамических систем: идентификация, моделирование и контроль состояния / Г.Г. Куликов, П.Дж. Флеминг, Т.В. Брейкин и др. – Уфа.: Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т, 1998. – 104 с.
6. Миргород В.Ф. Эквивалентные формы линейных математических моделей процессов управления объектами энергетики / В.Ф. Миргород, И.М. Гвоздева // Электромашинобудування та електрообладнання. – К., 2010. – Вип. 76. – С. 180-86.

Поступила в редакцию 16.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Положаенко, Одесский национальный политехнический университет, Одесса, Украина.

ЗАСОБИ МОДЕЛЬНОЇ ПІДТРИМКИ ПРОЦЕСІВ ПРОЕКТУВАННЯ ЕЛЕКТРОННИХ СИСТЕМ І ПРОГРАМНО-ТЕХНІЧНИХ КОМПЛЕКСІВ ДЛЯ ВИПРОБУВАНЬ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

В.М. Грудинкін, В.Ф. Миргород, В.А. Качура

У роботі пропонується удосконалення відомих і створення нових математичних моделей процесів управління і контролю параметрів таких складних нелінійних багаторежимних об'єктів, якими є газотурбінні двигуни та силові установки на їх основі. Шляхом лінеаризації в околицях робочої точки отримана лінійна математична модель простору станів, що є моделлю наближеною динаміки у відхиленнях. Математична модель процесу управління і контролю параметрів досліджуваного об'єкта створюється як модель динамічних відхилень від переміщається робочої точки на його статичної характеристики й є стежить системою з астатизмом першого порядку щодо сімейства статичних характеристик.

Ключові слова: математична модель простору станів, статична характеристика, модель процесу управління і контролю параметрів, слідкуюча система, ряд Тейлору.

MEANS OF MODELING SUPPORT FOR PROCESSES OF ENGINEERING OF ELECTRONIC SYSTEMS AND PROGRAMM-TECHNICAL COMPLEXES FOR GAS TURBINE ENGINES TESTING

V.M. Grudinkin, V.F. Mirgorod, V.A. Kachura

In work it is offered the improvement of known and creation of new mathematical models of management processes and the parameters control of such complex nonlinear multimode objects as gas turbine engines and power-plants on their basis. By linearization in neighborhood space of an operation point the linear mathematical model of state space which is model of approximate dynamics in deviation is received. Mathematical models of management processes and the parameters control of parameters of researched object is created as model of dynamic deviations from an moving operation point on its static characteristic and is the servo-mechanism with astaticism of the first order concerning family of static characteristics.

Key words: mathematical models, space states, static characteristic, models of management processes and the parameters control, servo-mechanism, Taylor series.

Грудинкін Вячеслав Михайлович – заступник головного конструктора ОАО «Елемент», Одесса, Україна, e-mail: odessa@element.od.ua.

Миргород Владимир Федорович – канд. техн. наук, доцент, заступник директора ОАО «Елемент» по науковій роботі, Одесса, Україна, e-mail: odessa@element.od.ua.

Качура Владимир Андреевич – заступник начальника цеха № 39 ОАО «Мотор Сич», Запоріжжє, Україна.

УДК 629.7.03.018

Б.Б. КОРОВИН¹, О.Н. БЫЛИНКИНА¹, М.В. КУЗЬМИН²¹Федеральное государственное унитарное предприятие РФ

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

²ОАО «Научно-производственное объединение «Сатурн» НТЦ им. А. Люльки, Москва, Россия

ВИБРОАКТИВНОСТЬ ТРДДФ С МЕЖРОТОРНЫМ ПОДШИПНИКОМ В ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ УСЛОВИЯХ

Проанализированы особенности виброхарактеристик ТРДДФ с межроторным подшипником в условиях эксплуатации на маневренном самолете. Показано, что основными источниками виброактивности двигателя в условиях его работы на самолете являются ротора низкого и высокого давления, межроторный подшипник и рессора выносной коробки агрегатов (ВКА), а наиболее вибронегруженными режимами полета – разгоны самолета на максимальных и форсированных режимах работы двигателя. Подтверждена представительность штатного места измерения вибраций и целесообразность использования при анализе вибраций широкой полосы частот. По широкополосному выходу датчиков вибраций в штатном месте измерений удалось зарегистрировать и идентифицировать не только роторные и кратные им составляющие, но и составляющие, генерируемые вибрационным горением, роторами ВКА, а также составляющие, позволяющие оценивать работу и техническое состояние межроторного подшипника. Ввиду большого числа значимых составляющих вибраций, помимо первых роторных гармоник в полосе частот оценки СКЗ вибраций двигателя, сделан вывод о невозможности эффективного бортового контроля его состояния только по СКЗ вибросигнала.

Ключевые слова: виброактивность, межроторный подшипник, вибрация, диагностический признак, составляющая спектра, сепаратор, гармоника, бортовой виброконтроль.

Введение

Как показывает практика, наличие в силовой схеме ГТД межроторных подшипников может стать источником дополнительной виброактивности двигателя и повышенных требований к системе его эксплуатационного виброконтроля. В частности, в процессе эксплуатации двигателя может потребоваться оценка составляющих вибраций, связанных с работой указанных подшипников [1, 2]. Настоящая публикация посвящена анализу виброактивности ТРДДФ, в котором межроторный подшипник используется в турбине рядом с задней опорой двигателя.

1. Цели и технология исследований

Целью настоящих исследований было:

- оценить вибрации ТРДДФ с межроторным подшипником в силовой схеме двигателя в эксплуатационных условиях;
- выявить наиболее значимые источники колебаний и особенности их проявления;
- уточнить требования к системе бортового виброконтроля и вибрационной диагностики таких двигателей.

При оценке виброактивности обследуемого ТРДДФ использовались методы вибрационной диагностики [3, 4] на основе спектрального анализа вибраций, измеренных в штатном месте на промежуточном корпусе двигателя. Замер вибраций осуществлялся с помощью трех миниатюрных пьезодатчиков ВДВ-19 по трем осям – X (направление полета), Y (вертикальное направление) и Z (горизонтальное направление), и с помощью датчика V-318 на изгибной керамике с встроенным ЧИП-ом (по оси Z).

Вибрации регистрировались в течение всего полета. При обработке вибропроцессов использовалась сопровождающая информация о режимах полета и работы двигателя, получаемая бортовой системой измерений. Детальному анализу подвергались фрагменты бортовых записей, содержащих номенклатуру эксплуатационных режимов полета и работы двигателя, включая взлет на форсаже, наборы высоты на «максимале», разгоны самолета, включения и выключения форсажа, а также запуски и выключения двигателя в воздухе, работу двигателя при выполнении самолетом маневров в горизонтальной и вертикальной плоскости с эксплуатационными перегрузками.

Цифровая обработка и анализ высокочастотной информации осуществлялись программно-аппаратным комплексом ЛИИ [5]. С его помощью выполнялись следующие основные процедуры:

- спектральный анализ вибропроцессов (с разрешением 1 Гц);
- фильтрация узкополосных составляющих вибраций (с разрешением 7 Гц.) и их идентификация (на основе использования частотных моделей виброактивности двигателя, полученных по передаточным коэффициентам его кинематики);
- корреляционный анализ между интенсивностью различных компонент и среднеквадратичными значениями (СКЗ) вибропроцессов;
- ряд других специфических процедур (каскады спектров, построение линий регрессии и пр.), позволяющих уточнить природу и проявление выявленных динамических эффектов в двигателе.

СКЗ вибропроцессов в настоящих исследованиях оценивалось в роторной полосе частот двигателя, составляющей 70....260 Гц.

2. Результаты исследований

2.1. Краткое описание силовой схемы двигателя, механизмов возникновения и передачи вибраций к штатному месту их измерения

В силовой схеме обследуемого двигателя (рис. 1) используется два радиально-упорных (шари-

ковых) и четыре радиальных (роликовых) подшипника. Два одинаковых, радиально-упорных подшипника установлены соответственно в задней опоре КНД и опоре КВД. Они служат для фиксации положения роторов относительно статора. Для дополнительной фиксации ротора ВД между двумя вышеуказанными шариковыми подшипниками установлен роликовый подшипник с неподвижным наружным кольцом на корпусе центральной конической передачи.

Подшипники передней опоры КНД, задней опоры ТНД, а также межроторный подшипник задней опоры ротора ВД – радиальные (роликовые). Подшипник передней опоры КНД имеет упругий элемент типа «белчье колесо». Подшипник передней опоры ротора ВД, помимо «белчьего колеса», имеет гидравлический демпфер с упругим кольцом. Подшипник задней опоры ТНД оснащен только гидравлическим демпфером с упругим кольцом.

Штатный замер вибраций размещен в наиболее жесткой части статора двигателя – на его промежуточном корпусе. Указанный элемент двигателя непосредственно воспринимает вибрации, вызываемые дисбалансами роторов ВД и НД (через неподвижные наружные кольца радиально-упорных подшипников), а также осевые силы с указанных роторов. Вибрации от задней опоры ТНД через упругое кольцо, задний стоечный узел и корпуса внутреннего контура также передаются на промежуточный корпус двигателя.

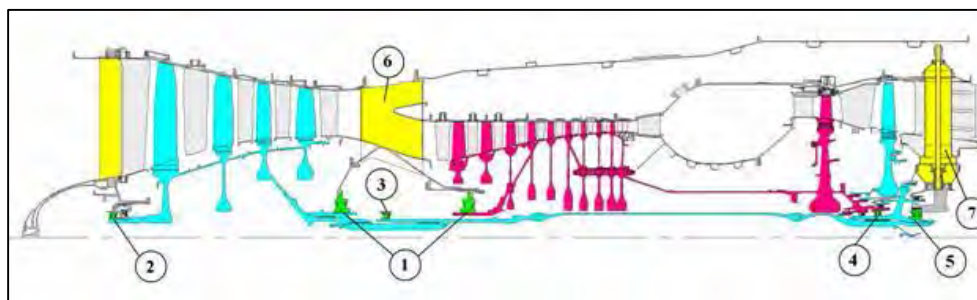


Рис. 1. Силовая схема двигателя: 1 – радиально-упорные (шариковые) подшипники; 2 – роликовый подшипник передней опоры КНД; 3 – передний роликовый подшипник вала НД; 4 – межроторный роликовый подшипник; 5 – роликовый подшипник задней опоры ТНД; 6 – промежуточный корпус; 7 – задний стоечный узел

Контакт роторов в районе задней опоры двигателя происходит в межроторном подшипнике. Вибрации с межроторной частотой передаются в штатное место замера тем же путем, что и вибрации со стороны задней опоры ТНД – через консоль статорной оболочки двигателя.

Вибрации с межроторной частотой, равной частоте вращения сепаратора межроторного подшипника возникают из-за дополнительного дисбаланса ротора ВД. Согласно [1, 2] это происходит при концентрации в одном месте роликов, имеющих

отличия в размере их диаметра от требуемых по ТУ. Априори подобного эффекта можно ожидать и в случае дефекта (местной выработки) беговых дорожек (колец) подшипника, а также при увеличении дисбаланса ротора ВД, вызванного деформацией ротора внешними силами, возникающими, например, при перегрузке в процессе выполнения маневров самолета либо из-за изменения посадок при неравномерном тепловом прогреве.

В последнем случае механизм возникновения вибраций с частотой вращения сепаратора может

быть связан как с усилением чувствительности к несовершенству изготовления элементов подшипника за счет повышенного дисбаланса, так и из-за чувствительности роликовых подшипников к местным деформациям вала.

2.2. Виброактивность двигателя в стартовых условиях

Для оценки виброактивности двигателя в наземных условиях, в том числе, при неблагоприятном воздействии на нее тепловых эффектов, связанных с неравномерным остыванием двигателя по завершении полета, выполнялись наземные гонки с интервалом между выключением и последующем запуском двигателя 40 минут. Результаты спектрального анализа вибраций, замеренных на указанных гонках, представлены в серии рис. 2 – 4.

Из рассмотрения диаграмм Кемпбелла на рис. 2 и 3 следует, что основными источниками вибраций обследуемого двигателя в рабочем диапазоне режимов, помимо роторов высокого (РВД) и низкого (РНД) давления, являются: межроторный подшипник с составляющей колебаний на частоте вращения его сепаратора (назовем ее МРС), а также вибрационное горение в камерах сгорания с фиксированны-

ми частотами 352 и 380 Гц в широком диапазоне режимов работы двигателя. В диаграмме Кемпбелла также присутствуют: значимая составляющая, генерируемая рессорой выносной коробки агрегатов (ВКА), комбинационная гармоника НД+ВД, а также вторые гармоники составляющих РНД и МРС (2РНД и 2МРС).

Вибрации, генерируемые РВД, имеют резонансный характер. Максимум вибраций с частотой первой роторной гармоники 1РВД наблюдался на $N2 = 81\%$ (для установившихся режимов) и на $N2 = 88\%$ при сбросе оборотов (перемещение РУД из положения «Максималь» в положение МГ за 15 секунд).

В отличие от характера протекания интенсивности составляющей 1РВД интенсивность гармоники 1РНД монотонно увеличивается с ростом частоты вращения. В целом же, как можно видеть из сопоставления одноименных составляющих вибраций на рис. 2 и 3, виброактивность двигателя при его холодном запуске и запуске через 40 минут после выключения практически одинаковы за исключением характерного скачка амплитуды составляющей 1РВД на малых режимах. Сказанное согласуется и с показаниями СКЗ вибраций в роторной полосе частот.

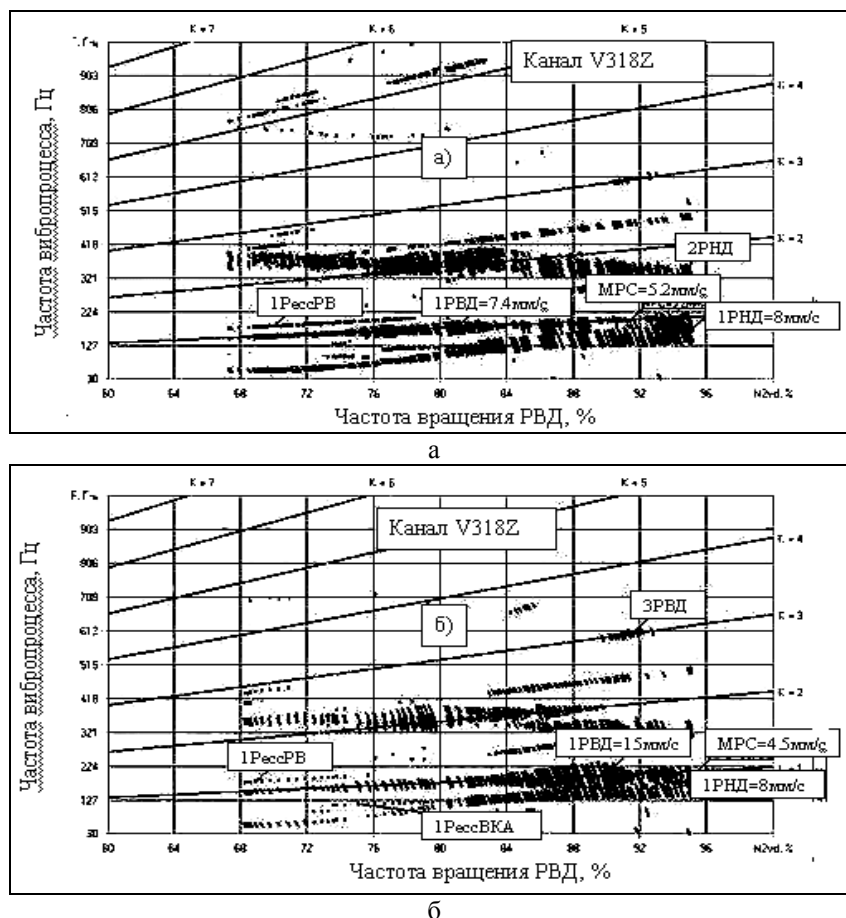


Рис. 2. Диаграммы Кемпбелла, полученные после холодного запуска двигателя при выполнении площадок через 2% по РВД (а) и при уходе с максимального режима на МГ (перемещение РУД за 15 сек.) (б)

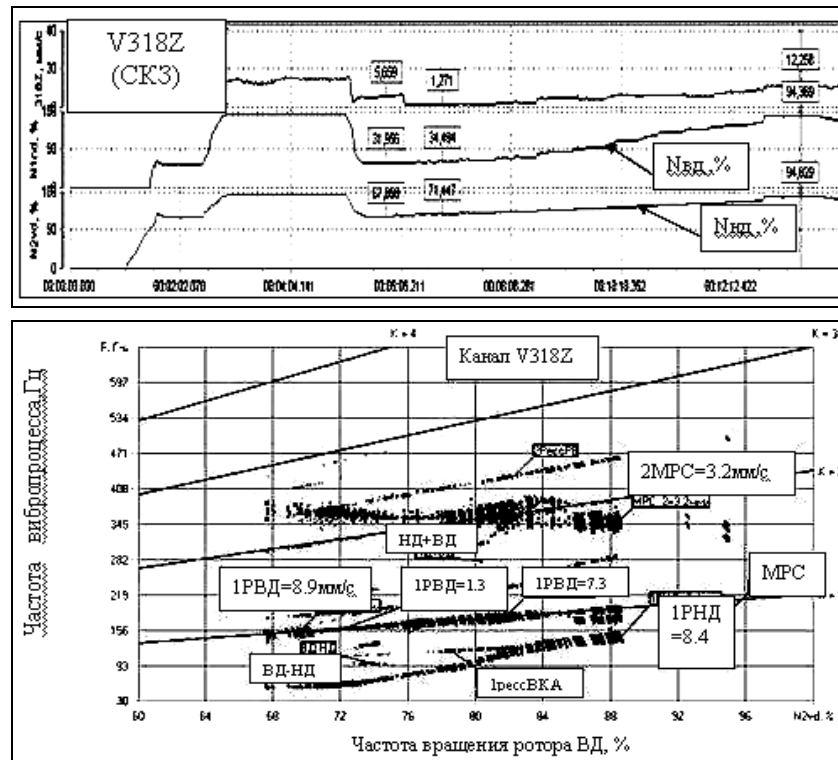
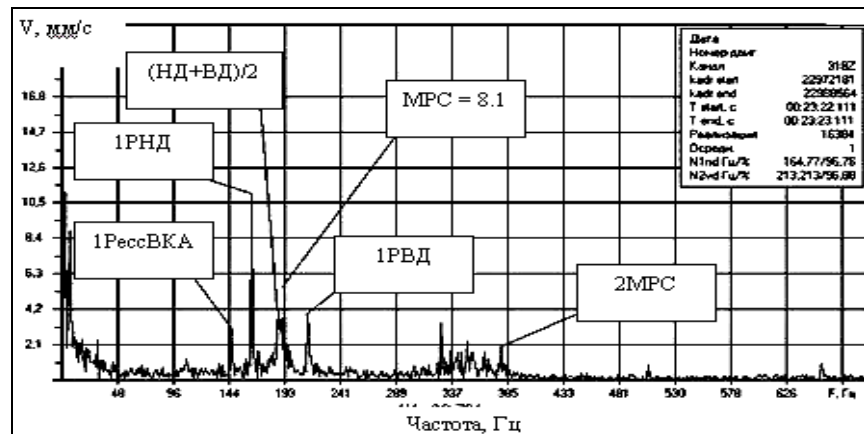
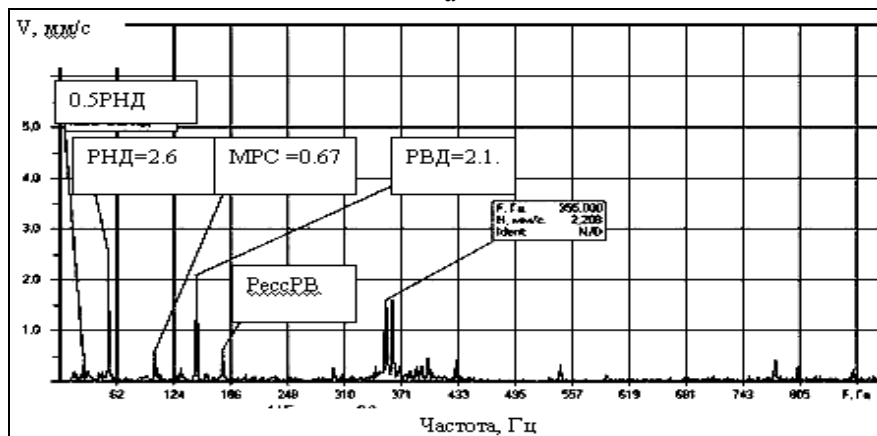


Рис. 3. Диаграмма Кемпбелла для канала измерений V-318, полученная при увеличении режима работы двигателя (площадки через 2% с МГ до $N_{ВД} = 94,4\%$) при запуске после 40- минутного останова



а



б

Рис. 4. Образцы спектров по каналу V-318 (Z) на режиме ПФ (а) и МГ (б) в стартовых условиях работы двигателя

Величина и характер проявления составляющей MPC на частоте вращения сепаратора межроторного подшипника F_{mc} заслуживает специального рассмотрения. Именно эта составляющая, как будет показано ниже, может существенно превышать роторные гармоники для двигателей рассматриваемой схемы, формируя повышенный уровень контролируемых вибраций в штатном месте их измерения.

Максимальное амплитудное значение MPC 8,3 мм/с, превышающее величину интенсивности одной из роторных гармоник (1РВД = 5,5 мм/с) кратковременно наблюдалось в процессе выхода на режим полного форсажа при $N_2 = 99\%$ (рис. 4, а и 5)

в то время, как на режиме МГ величина MPC не превышала 0,7 мм/с (рис. 4, б).

Из рис. 5 видно, что интенсивность MPC при увеличении оборотов двигателя начинает заметно увеличиваться по достижении частот вращения $N_2 \approx N_1 = 94\%$. Спустя 8 секунд после выхода на максимальные частоты вращения роторов $N_2 = N_1 = 99\%$ темп ее увеличения резко возрастает при четком отслеживании увеличения интенсивности гармоники 1РВД. Уменьшение же интенсивности MPC при сбросе газа начинается без задержки, строго отслеживая изменение 1РВД вплоть до достижения частот вращения, соответствующих режиму МГ.

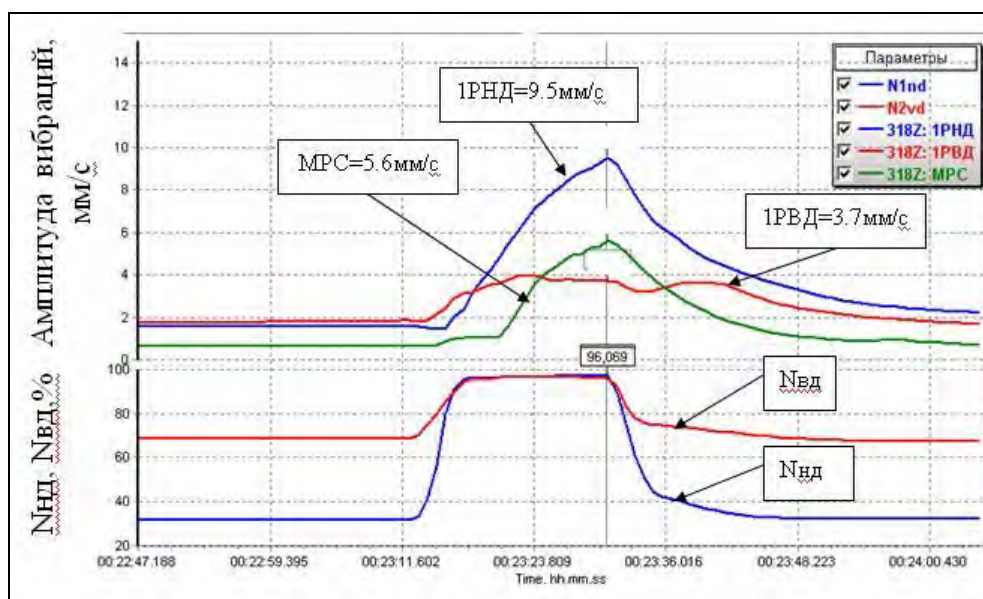


Рис. 5. Изменение составляющих вибрации 1РВД, 1РВД и MPC при выводе двигателя на режим ПФ в стартовых условиях

2.3. Особенности виброактивности двигателя при работе в высотноразгонных условиях полета

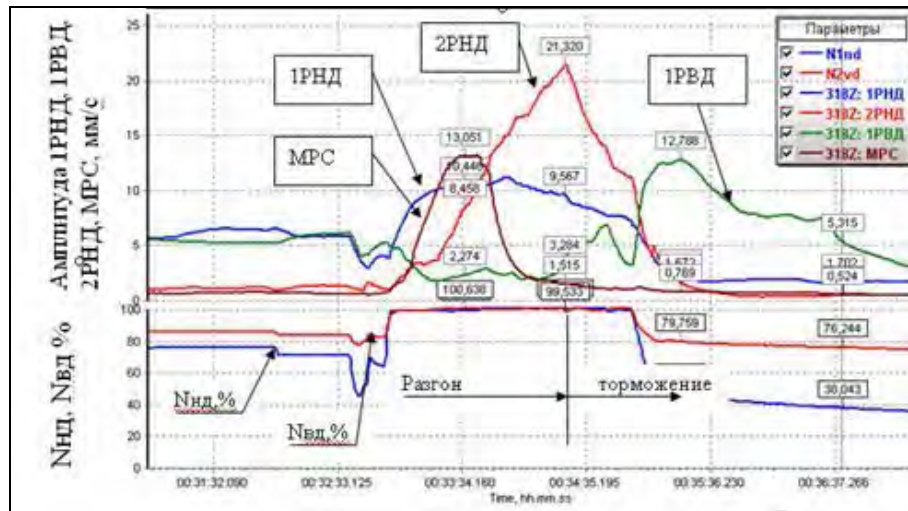
В процессе настоящих исследований выявлен ряд динамических эффектов, характеризующих особенности вибрационного состояния двигателя в высотноразгонных условиях полета. К наиболее важным из таких эффектов следует отнести кратковременное существенное увеличение составляющих, характеризующих работу межроторного подшипника с одновременной фиксацией перекоса ротора НД в разгонах самолета до чисел $\ddot{M} = 0,57, 0,67$ и $0,76$ на высотах 1 – 8 км.

Указанный перекося (деформация), идентифицировался по резкому увеличению величины второй роторной гармоники 2РВД, превышающей в ряде случаев интенсивность гармоники 1РВД. При этом, несмотря на постоянство частот вращения роторов, изменение во времени интенсивности MPC так же, как и интенсивности составляющей 2РВД,

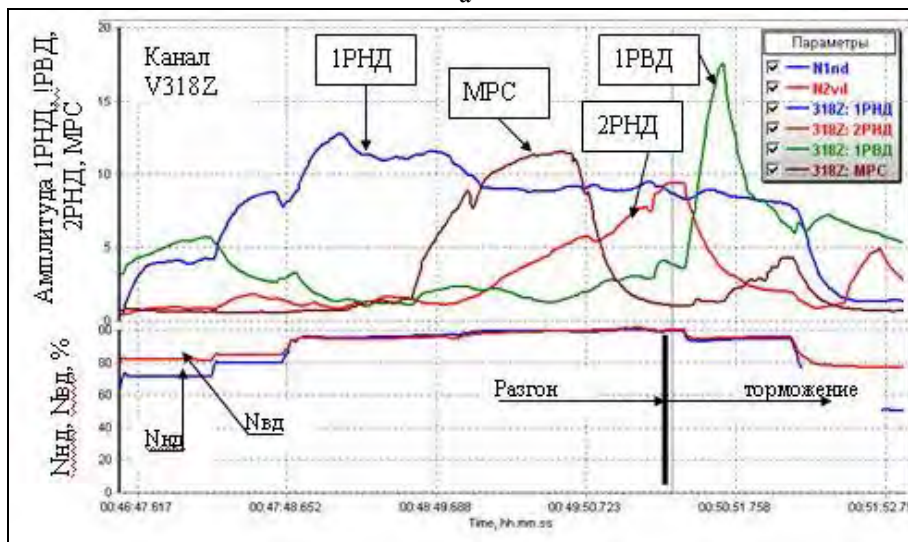
имели ярко выраженный максимум, который для MPC всегда наблюдался раньше, чем для 2РВД (рис. 6).

Как правило, режимы с проявлением MPC в разгонах самолета соответствовали максимальным вибрациям двигателя с доминированием указанной составляющей в спектре (рис. 7).

Заслуживает внимания скачкообразное увеличение интенсивности вибраций в направлении оси Z, генерируемых ротором высокого давления (гармоника 1РВД). Это происходило при постоянных значениях N_1 и N_2 вне критических частот вращения РВД, выявленных при наземных гонках (рис. 2 и 3), в наборе самолетом высоты после включения форсажа на высоте 4,9 км при числе $\ddot{M} = 0,36$ (рис. 8). Скачкообразное увеличение интенсивности составляющей 1РВД отмечалось также при сбросе газа двигателю в процессе торможения после разгонов самолета до числа $\ddot{M} = 0,67$ на высоте 8 км и до числа $\ddot{M} = 0,76$ на высоте 3 км (рис. 6).



а



б

Рис. 6. Изменение по времени амплитуд составляющих вибропроцесса по каналу V-318 (Z) в разгоне самолета на высотах 3 км (а) и 8 км (б)

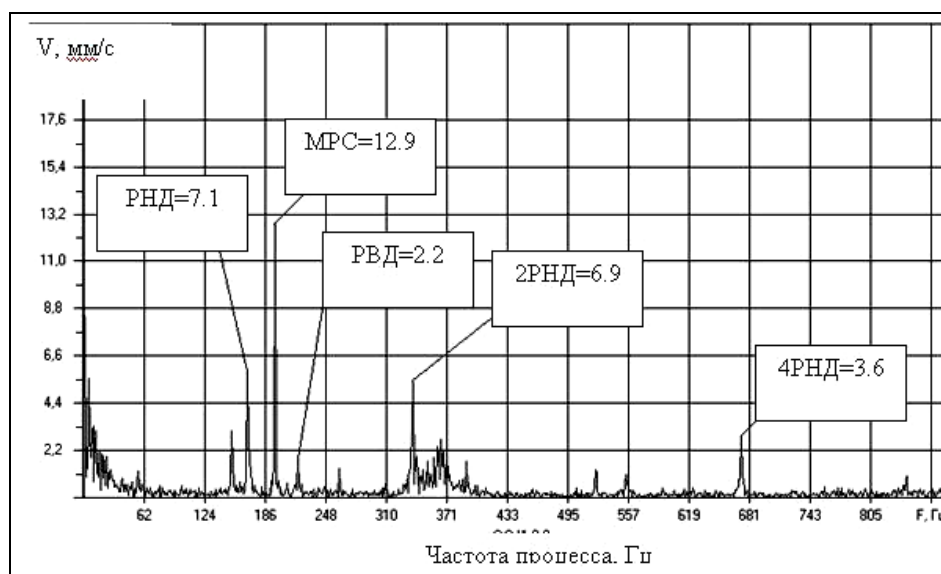


Рис. 7. Иллюстрация доминирования составляющей МРС в спектре вибраций при разгоне самолета на максимальном режиме работы двигателя

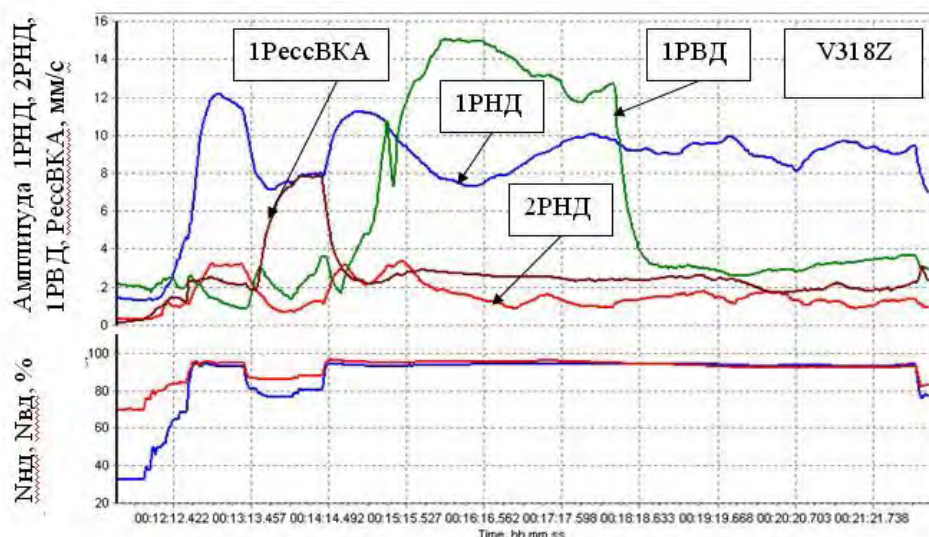


Рис. 8. Иллюстрация скачкообразного характера изменения интенсивности составляющей 1РВД и резонансного характера изменения составляющей, генерируемой рессорой ВКА на режимах взлета и набора высоты 12 км

При выполнении маневров самолета в вертикальной и горизонтальной плоскостях с перегрузкой n_y до 5 ед.г. обнаружен эффект противофазного вибрационно-го нагружения двигателя составляющими первых ро-

торных гармоник для РВД и РНД. Изменение по времени интенсивности указанных гармоник для каналов измерения вибраций V-318 и ВДВ-19(Z) при маневрах самолета на высотах 3 – 5 км показано на рис. 9.

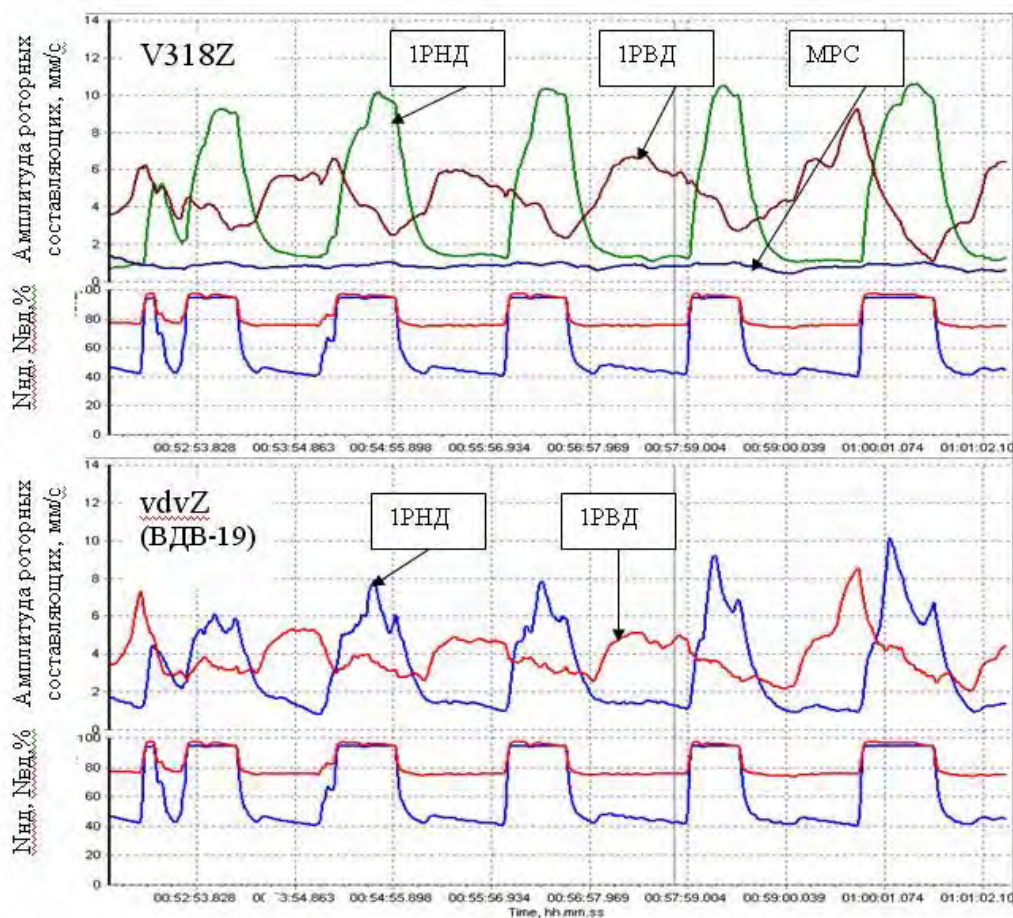


Рис. 9. Иллюстрация протекания амплитуд составляющих 1РНД, 1РВД по каналам измерения ВДВ-19(Z) и V-318 (Z) при выполнении маневров самолета в горизонтальной и вертикальной плоскостях с n_y до 5 ед. г на высотах 3,5 – 5,5 км

Из рассмотрения рисунка, в частности, видно, что размах изменения амплитуд вибраций для составляющих 1РНД и 1РВД может достигать при маневрах 15 – 17 мм/с при регулярном совпадении максимумов изменения амплитуд вибраций для одного из роторов с минимумом для другого.

В процессе сброса режима двигателю с «максимала» до полетного малого газа и восстановлении исходного режима при наборе высоты (рис. 8) выявлено существенное увеличение составляющей вибрации, генерируемой рессорой ВКА. Амплитудное значение этой составляющей, которая также, как и МРС, проявляется в полосе роторных частот

штатного контроля СКЗ вибраций, достигало величины 8 мм/с (V-318), на режиме $N1 = 81\%$ и $N2 = 88\%$.

В процессе проведения настоящих исследований попутно оценивалась возможность использования в системе бортового виброконтроля датчика V-318 на изгибной керамике с встроенным ЧИП. При выполнении запусков двигателя в полете (рис. 10) установлены не только идентичность взаимного протекания составляющих 1РНД и 1РВД для каналов записи вибраций V-318 и ВДВ-19(Z), но и одинаковый характер проявления составляющей МРС на этих режимах по сравнению с наземными запусками.

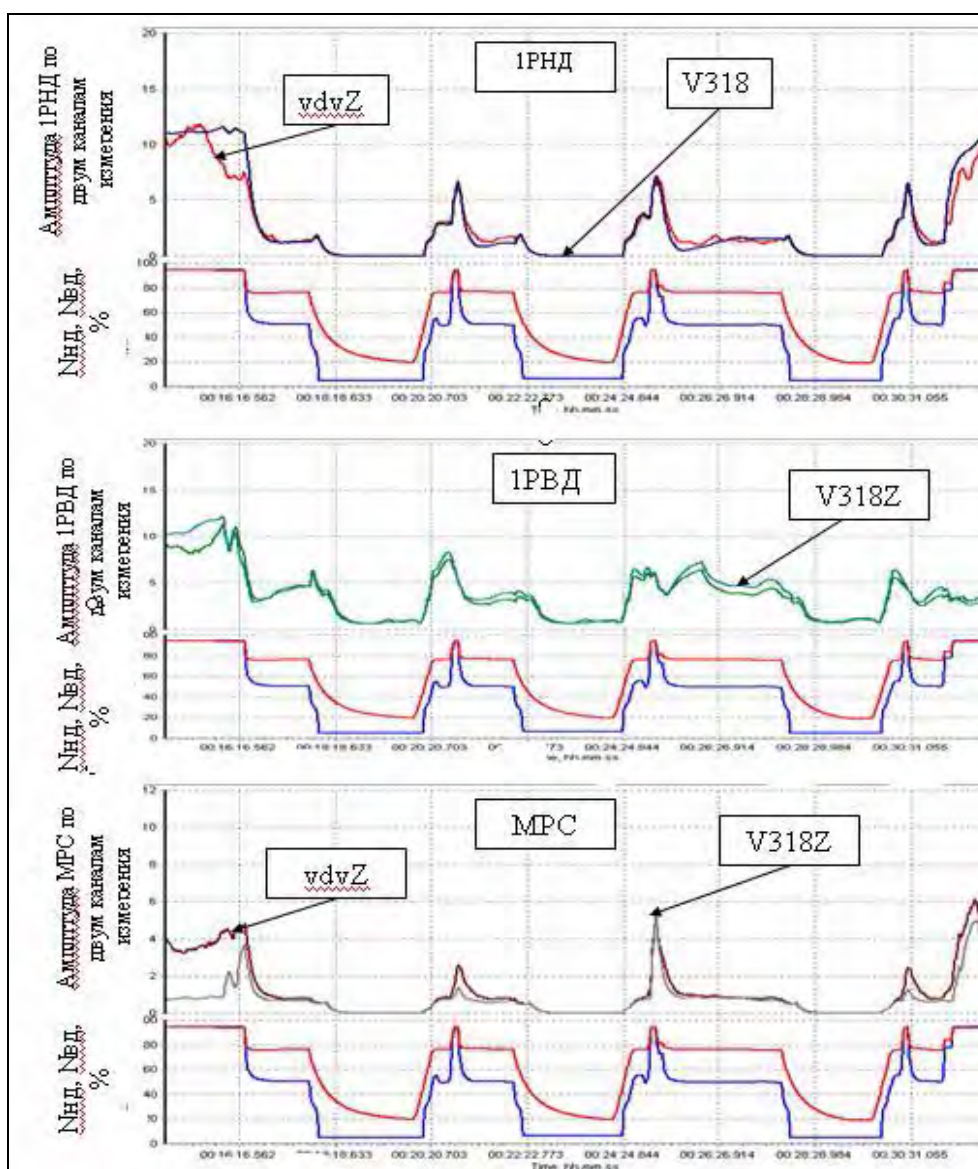


Рис. 10. Иллюстрация взаимного протекания амплитудных значений составляющих 1РНД, 1РВД и МРС, полученные по каналам ВДВ-19(Z) (vdvZ) и V-318 (Z) при запусках двигателя на высоте 8 км

В самом деле, из рассмотрения рис. 10 видно, что при запусках в полете так же, как и в стартовых условиях на земле, имеет место задержка ха-

рактерного всплеска составляющей МРС и четкое взаимное отслеживание протекания интенсивности МРС и 1РНД.

На рис. 11 показаны диаграммы Кемпбелла, рассчитанные для режимов работы двигателя при рулении, взлете, в наборе высоты и на площадках на высотах 5 и 8 км для трех каналов измерения вибраций V-318(Z), ВДВ19(Z) и ВДВ19(X). Рисунок иллюстрирует большую чувствительность канала измерений V-318 нежели измерения с помощью традиционного датчика ВДВ19 по оси Z в части идентификации вибрационного горения. В самом деле, лишь по каналу измерений в направлении X, априори более чувствительном к восприятию колебаний типа плоской волны, имеем похожую картину и для ВДВ19(X).

Резюмируя вышеизложенные результаты летных исследований обследуемого ТРДДФ, следует отметить, что, несмотря на высокую информативность штатного вибросигнала и доминирование в спектре вибраций на некоторых режимах полета и работы двигателя не роторных составляющих, в целом уровень виброактивности двигателя был невысоким: в два раза меньшей нормативного по СКЗ в роторной полосе частот.

Заключение

1. В результате проведенных летных исследований ТРДДФ с межроторным подшипником в задней опоре установлена достаточно низкая (в два раза меньше нормативной по СКЗ) виброактивность двигателя при высокой диагностической информативности сигнала с широкополосного выхода датчика V-318, смонтированного в штатном месте замера вибрации на промежуточном корпусе двигателя.

2. Основными источниками виброактивности обследованного двигателя в условиях работы на маневренном самолете являются ротора низкого и высокого давления, межроторный подшипник и рессора ВКА, а наиболее вибронегруженными режимами полета – разгоны самолета на максимальных и форсированных режимах работы двигателя.

3. Проведенные исследования подтвердили удачность выбора штатного места измерения вибраций на двигателе. Практически по всем каналам измерения удалось не только зарегистрировать и идентифицировать роторные и кратные им состав-

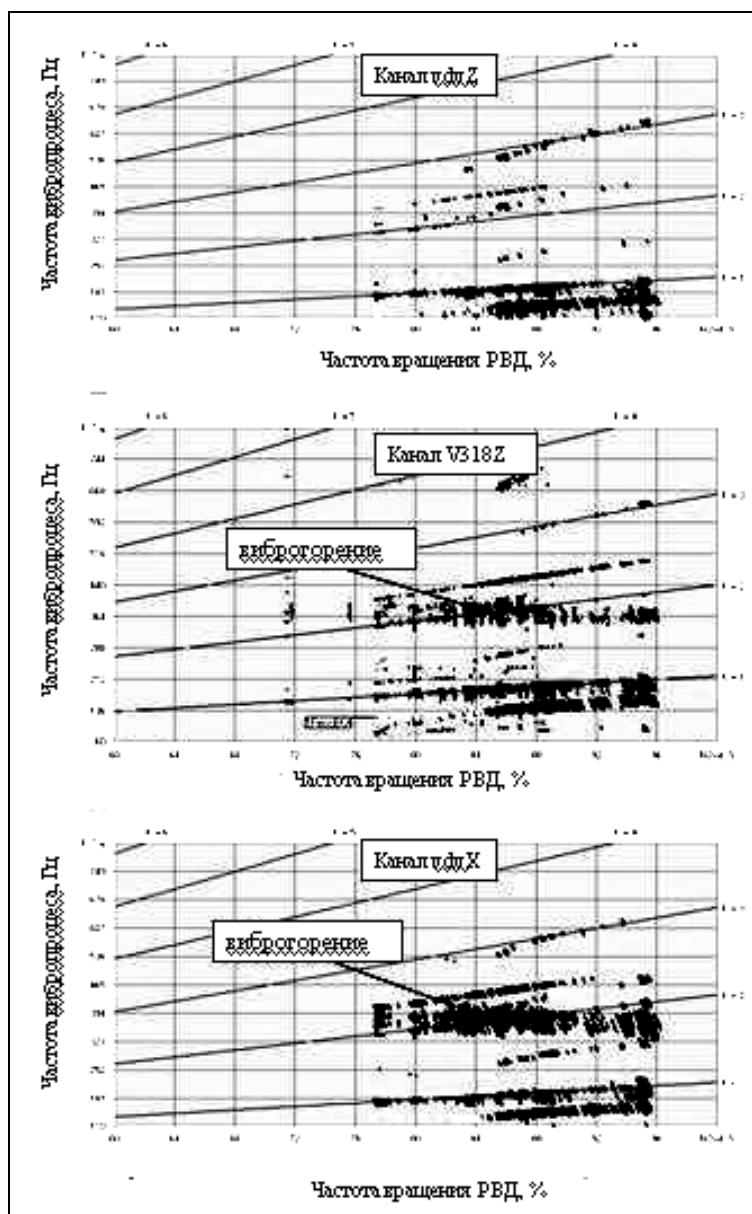


Рис. 11. Иллюстрация большей чувствительности канала измерения вибраций V-318 (Z) при идентификации вибрационного горения по сравнению с каналом ВДВ-19(Z)

ляющие, но и составляющие, генерируемые вибрационным горением, роторами самолетной коробки агрегатов (рессорой ВКА), а также составляющие, позволяющие оценивать нагружение и техническое состояние межроторного подшипника двигателя (МРС, 2МРС, 2РНД, 0,9РВД, 0,5РНД и др).

4. Большое число значимых составляющих вибраций, помимо 1РНД и 1РВД, в полосе роторных частот двигателя (ВКА, МРС, 0,5(ВД+НД), 0,9РВД) не позволяет осуществлять эффективный бортовой контроль его состояния только по СКЗ.

Литература

1. Назаренко Ю.Б. Диагностика роторов и межроторного подшипника по виброскоростям на

корпусах двухвальных турбореактивных двигателей / Ю.Б. Назаренко, Л.Ф. Светаилова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 9/66. – С. 172 – 175.

2. Динамика роторов двухвальных турбореактивных двигателей. Проблемы межроторного подшипника / М.Е. Колотников, Ю.Б. Назаренко, А.В. Иванов, Л.Ф. Светаилова // *Научно-технический конгресс по двигателестроению. НТДК. 2008. Десятый Международный салон: сборник тезисов*. – М., 2008. – С. 112.

3. Карасев В.А. Вибрационная диагностика газотурбинных двигателей / В.А. Карасев, И.П. Мак-

симов, М.К. Сидоренко. – М.: Машиностроение, 1978. – 132 с.

4. Коровин Б.Б. Идентификация опасных динамических процессов в ГТД по вибросигналу / Б.Б. Коровин, В.В. Червонюк // *Вибрационная прочность и надежность двигателей и систем летательных аппаратов*. – Куйбышев, 1984. – Вып. 11. – С. 155-158.

5. Былинкина О.Н. Программно-аппаратный комплекс для летно-прочностных испытаний авиационных ГТД нового поколения / О.Н. Былинкина, Б.Б. Коровин, А.А. Стасевич, В.Т. Дедеш // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 10/26. – С. 116 – 124.

Поступила в редакцию 1.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, Генеральный конструктор М.Е. Колотников, ФГУП «НПЦ газотурбостроения «Салют», Москва, Россия.

ВІБРОАКТИВНІСТЬ ТРДДФ З МІЖРОТОРНИМ ПІДШИПНИКОМ В УМОВАХ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

Б.Б. Коровін, О.М. Билинкіна, М.В. Кузьмін

Показано, що основними джерелами віброактивності двигуна в умовах його роботи на літаку являються ротори низького і високого тиску, міжроторний підшипник і ресора виносної коробки агрегатів (ВКА), а найбільш вібронавантаженими режимами польоту – розгони літака на максимальних і форсованих режимах роботи двигуна. Підтверджена показність штатного місця замірів вібрацій і доцільність використання при аналізі вібрацій широкої полоси частот. По широкополосному виходу датчиків вібрацій в штатному місці замірів вдалось зареєструвати і ідентифікувати не тільки роторні і кратні їм складові, але і складові, генеровані вібраційним горінням, роторами ВКА, а також складові, дозволяючи оцінювати роботу і технічний стан міжроторного підшипника. Беручи до уваги велике число значних складові вібрацій, зокрема перших роторних гармонік в полосі оцінки СКЗ вібрацій двигуна, зроблено підсумок про неможливість ефективного бортового контролю його стану тільки по СКЗ вібросигнала.

Ключові слова: віброактивність, міжроторний підшипник, вібрація, діагностичний признак, складова спектра, сепаратор, гармоніка, бортовий віброконтроль.

VIBRATION ACTIVITY OF AFTERBURNING TURBOFAN IN OPERATING CONDITIONS

B.B. Korovin, O.N. Bylinkina, M.V. Kuzmin

Vibration performance of the afterburning turbofan with intershaft bearing have being examined in high maneuver airplane operating conditions. It is shown that the main sources of the engine vibration activity are high power and low power engine rotors, intershaft bearing, airplane gearbox spring as well as the most engine vibration loading state of flight are the airplane drive away with the maximum mode of engine. Representative for the chosen vibration measurement place and expedience wide range frequency using for vibration analysis have being confirmed. Thus the registration as well as identification not only engine rotors components was succeeded but oscillatory combustion and vibration components that are produced by intershaft elements. Since large number of essential vibration components except first engine rotor harmonics in the frequency range of vibration RMS estimation are presented conclusion have being made about impossibility effective on board engine state vibration monitoring basing only on MRS parameter.

Key word: vibration activity, intershaft bearing, vibration, diagnostic sign, spectrum component, bearing cage, on board vibration monitoring.

Коровин Борис Борисович – д-р техн. наук, начальник лаборатории в НИО-3 ФГУП «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова», Жуковский, Россия, e-mail: kd3 @ aha.ru.

Былинкина Ольга Николаевна – начальник сектора в НИО-3 ФГУП «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова», Жуковский, Россия, e-mail: kd3 @ aha.ru.

Кузьмин Максим Владимирович – начальник отдела прочности, НТЦ им. А. Люльки ОАО «НПО «Сатурн», Москва, Россия, e-mail KyzminMax@yandex.ru.

УДК 629.7.03:681.5.03 (045)

В.В. ПАНИН¹, С.В. ЕНЧЕВ², А.В. ПОПОВ², А.Ю. СИДОРЕНКО²¹Киевская государственная академия водного транспорта, Киев, Украина²Национальный авиационный университет, Киев, Украина

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПОМПАЖА В КОМПРЕССОРАХ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ ВЕЙВЛЕТ-АНАЛИЗА

В статье рассматривается проблема идентификации помпажных явлений в компрессорах авиационных газотурбинных двигателей. Обосновывается применимость метода распознавания помпажа с помощью вейвлет-разложения сигналов датчиков давления двигателя. Определен способ вейвлет-обработки сигналов. Разработан алгоритм вейвлет-преобразования разрабатываемого устройства идентификации помпажных и предпомпажных состояний. Отмечен особый характер поведения дисперсии распределения вейвлет-коэффициентов за 1...2 с до начала помпажа, что может являться информативным признаком его наступления.

Ключевые слова: помпаж, вейвлет-коэффициенты, вейвлет-анализ, компрессор, авиационный газотурбинный двигатель, ортогональное разложение.

Введение

Газодинамическая устойчивость компрессоров авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) является одним из важнейших условий, которое определяет их надежность и уровень безопасности полетов. Неустойчивая работа компрессора в системе двигателя, так называемый помпаж, вызывает интенсивные колебания давления рабочего тела в проточной части или газодинамические удары. Помпаж является причиной выключения двигателей в полете, пожара или обгорания лопаток турбины [1, 2].

Анализ причин возникновения помпажа компрессоров авиационных ГТД свидетельствует о том, что в большинстве случаев в процессе развития этого явления происходят события, которые последовательно усложняют ситуацию в полете. За статистическими данными [1] более 70% авиационных событий возникает в результате совокупности нескольких неблагоприятных факторов. Обычно эта совокупность нескольких различных факторов связана с деятельностью экипажа, функциональной эффективностью ГТД и условиями полета.

Анализ исследований и публикаций. Результаты исследований представленных в источниках [1 – 4] показывают, что помпаж в авиационном ГТД приводит к потере тяги, сопровождается ростом температуры газов перед турбиной и повышением уровня вибраций в результате больших амплитуд пульсаций давления и массовых затрат по тракту двигателя. Наличие помпажа является серьезной преградой на пути увеличения надежности ГТД в частности и безопасности полетов в целом [1, 6]. На

сегодняшний день разработаны и широко применяются средства антипомпажной автоматики в которых реализованы следующие методы защиты от помпажных явлений:

- полная отсечка топлива (помпаж фиксируется по совокупности параметров работы двигателя);
- частичные воздействия одновременно на несколько управляющих органов силовых установок самолета;
- чередующиеся воздействия на управляющие органы ГТД;
- уменьшение амплитуды помпажных колебаний и увеличение запасов устойчивости с помощью санкционированных воздействий на проточную часть ГТД (поворот лопаток направляющих аппаратов, изменение величины радиального зазора, изменение сечений сопловых аппаратов первых ступеней турбины и т.д.);
- поддержка определенных законов управления.

Отдельную важную задачу составляют методы идентификации помпажа. В статье [1] предложен метод и устройство распознавания помпажа, а в работе [7] показана применимость использования ортогональных разложений в задачах идентификации помпажных явлений в компрессорах авиационных двигателей.

1. Постановка задачи

Вейвлеты стали необходимым математическим инструментом во многих исследованиях [8]. Их используют в тех случаях, когда результат анализа

сигнала должен содержать не простое перечисление его характерных частот, но и сведения об определенных локальных координатах, при которых эти частоты проявляют себя. Таким образом, обработка нестационарных (во времени) или неоднородных (в пространстве) сигналов разных типов представляют основную сферу применения вейвлет-анализа. Общий принцип построения базиса вейвлет-преобразования состоит в использовании масштабного преобразования и смещений. Любой из наиболее часто применяемых вейвлетов порождает полную ортонормированную систему функций с конечным носителем, построенных с использованием масштабного преобразования и сдвигов [8]. Именно за счет изменения масштабов вейвлеты способны выявить различия в характеристиках на разных шкалах, а путем сдвига проанализировать свойства сигнала в разных точках на всем изучаемом интервале. Так как, эта система вейвлетов является полной, возможно обратное преобразование. При анализе нестационарных сигналов за счет свойства локальности вейвлеты получают существенное преимущество перед преобразованием Фурье, которое дает нам только глобальные сведения о частотах исследуемого сигнала, поскольку используемая при этом система функций определена на бесконечном интервале. Таким образом, задачу исследований сформулируем в виде – исследование применимости метода вейвлет-анализа для задач идентификации предпомпажных и помпажных явлений в компрессорах авиационных ГТД.

2. Способ вейвлет-обработки сигналов

Решающими в выборе способа обработки сигналов для обнаружения предпомпажного состояния компрессора авиационного ГТД, являются следующие требования:

- быстроедействие системы принятия решений и его выполнения, соизмеримое со временем возникновения катастрофических последствий;

- однозначность, или надежность, то есть результат выполнения алгоритма должен дать однозначное решение для следующего шага в работе системы управления и сбой в его работе не должен возникнуть в процессе обработки. Неоднозначность не допустима;

- обеспечение достоверности и необходимой точности определения выходных параметров.

Вейвлет-анализ часто применяется в современной практике обработки сигналов. Существуют базовые функции, на основе которых выполняется разложение, все они имеют свои особенности.

Успешное применение вейвлет-анализа для конкретной задачи состоит в правильном выборе

типа вейвлета (Haar, Daubechies, Biorthogonal, Coiflets, Symlets, Morlet, Mexican Hat, Meyer, Shifting и др.), который хорошо подходит для разложения исследуемого сигнала, а также правильном определении числа уровней, на которые необходимо разложить сигнал для получения на одном из них искомого периодического сигнала. Анализ перечисленных способов показывает, что общее последовательное применение сначала вейвлет-анализа, а затем на основе его периодограммного и корреляционного анализа позволяет получить комбинированный алгоритм, что отвечает основным требованиям для обработки нестационарных сигналов давления с целью выявления предпомпажного состояния компрессора авиационного ГТД.

3. Алгоритм вейвлет-преобразования

Существуют две функции: масштабирующая функция $\phi(x)$ и вейвлет $\psi(x)$, если вейвлеты ортонормированные. Тогда для каждого $j \in \mathbb{Z}$ система функций

$$\phi_{j,n}(x) = \sqrt{2^j} \phi(2^j x - n), \quad n \in \mathbb{Z},$$

является ортонормированным базисом пространства $V \subset L^2(\mathbb{R})$. Система подпространств $V_j, j \in \mathbb{Z}$ создает бесконечную в обе стороны последовательность вложенных подпространств $\dots \subset V_{-1} \subset V_0 \subset V_1 \subset V_2 \subset \dots \subset V_j \subset \dots$, причем такую, чтобы

$$\bigcap_{j=-\infty}^{\infty} V_j = \{0\} \quad \text{и} \quad \overline{\bigcup_{j=-\infty}^{\infty} V_j} = L^2 \mathbb{R}.$$

Операторы проектирования дают приближения элементов, все более и более точные с увеличением j

$$P_j(f) = \sum_{n \in \mathbb{Z}} (f, \phi_{j,n}) \phi_{j,n}(x).$$

Число j характеризует уровень разрешения. Чем больше j , тем более мелкие носители имеют функции $\phi_{j,n}(x)$. Тогда коэффициенты более детально отображают свойства $f(x)$.

Символом sA_0 обозначается набор коэффициентов разложения:

$$sA_0 = \{a_{j,n}\}, \quad a_{j,n} = (f, \phi_{j,n}) = \int_{\mathbb{R}} f(x) \overline{\phi_{j,n}(x)} dx.$$

Коэффициенты $sA_0 = \{a_{j,n}\}$ дают информацию относительно функции $f \in L^2(\mathbb{R})$.

Дальше, чтобы исключить потерю информации $f(x)$ при переходе на низший уровень, каждое под-

пространство V_j разлагается в прямую сумму ортогональных подпространств

$$V_j = V_{j-1} \oplus W_{j-1}.$$

Это разложение позволяет вместо j -го уровня приближения $P_j(f)$ взять сумму

$$P_j(f) = P_{j-1}(f) + P_{j-1}^w(f).$$

Первое слагаемое является более грубым приближением в пространстве V_{j-1} , а второй отображает детали, которыми $P_{j-1}(f)$ отличается от $P_j(f)$, в базисах пространств V_{j-1} и W_{j-1}

$$P_j(f) = \sum_{k \in Z} a_{j-1,k} \varphi_{j-1,k}(x) + \sum_{k \in Z} d_{j-1,k} \psi_{j-1,k}(x),$$

где $a_{j-1,k}$ - коэффициенты аппроксимации $(j-1)$ -го уровня разрешения

$$a_{j-1,k} = (f, \varphi_{j-1,k}) \int f(x) \overline{\varphi_{j-1,k}(x)} dx$$

и $d_{j-1,k}$ - детализирующие коэффициенты

$$d_{j-1,k} = (f, \psi_{j-1,k}) = \int f(x) \overline{\psi_{j-1,k}(x)} dx.$$

Получены наборы коэффициентов обозначены символами cA_1 и cD_1 :

$$cA_1 = \{a_{j-1,k}\}, \quad cD_1 = \{d_{j-1,k}\}.$$

Таким образом, получаются два набора коэффициентов разложения. По построению коэффициенты cA_1 и cD_1 в совокупности дают ту информацию, что и начальный набор коэффициентов cA_0 . Преимущество коэффициентов cA_1 и cD_1 заключается в том, что они несут еще и качественную информацию. А именно, коэффициенты cA_1 описывают более грубое (сглаженное) приближение функции $f(x)$ в пространстве V_{j-1} , а коэффициенты cD_1 характеризуют колебание функции $f(x)$ относительно $P_{j-1}(f)$.

Второе преимущество набора коэффициентов cA_1 и cD_1 заключается в том, что данные, которые представляют сглаженную функцию, можно еще раз разложить на еще более сглаженную часть $P_{j-2}(f)$ и детализированную часть $P_{j-2}^w(f)$.

Здесь:

$$P_j(f) = P_{j-2}(f) + P_{j-2}^w(f) + P_{j-1}^w(f);$$

$$P_j(f) = \sum_{k \in Z} a_{j-2,k} \varphi_{j-2,k}(x) + \sum_{k \in Z} d_{j-2,k} \psi_{j-2,k}(x) + \sum_{k \in Z} d_{j-1,k} \psi_{j-1,k}(x);$$

$cA_2 = \{a_{j-2,k}\}$ - коэффициенты аппроксимации глубины разложения 2;

$cD_2 = \{d_{j-2,k}\}$ - коэффициенты, которые детализируют глубину разложения 2;

$cD_1 = \{d_{j-1,k}\}$ - коэффициенты, которые детализируют глубину разложения 1.

Повтор процедуры N раз приводит к вейвлет-разложению аппроксимации j -го уровня разрешения в виде серии коэффициентов

$$P_j(f) = \{cA_n, cD_n, cD_{n-1}, \dots, cD_1\},$$

где $cA_N = \{a_{j-N,k}\}$ - коэффициенты аппроксимации разложения глубины N ; $cD_N = \{d_{j-N,k}\}$ - детализирующие коэффициенты разложения глубины $m = 1, 2, \dots, N-1, 2, \dots, N$.

Графически данное вейвлет-разложение можно изобразить в виде диаграммы (рис. 1).

На уровне вейвлет-коэффициентов (рис. 2)

$$P_j(f) = cA_0 \rightarrow \{cA_1, cD_1\} \rightarrow \{cA_2, cD_2, cD_1\} \rightarrow \dots \rightarrow \{cA_n, cD_n, cD_{n-1}, \dots, cD_1\}.$$

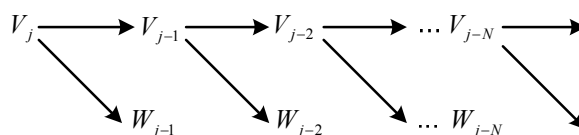


Рис. 1. Вейвлет-разложение пространства

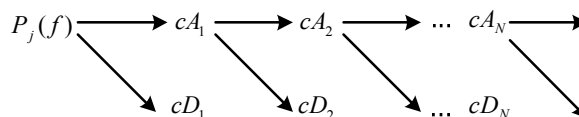


Рис. 2. Вейвлет-разложение сигнала

Вейвлет-превращающей функцией $f(x)$ называется нахождение коэффициентов $\{cA_n, cD_n, cD_{n-1}, \dots, cD_1\}$.

Вейвлет-анализ состоит из следующих шагов:

1. Выбирается достаточно высокий уровень разрешения j , такой, что аппроксимация с нужной точностью отображает функцию $P_j(f)$. Практически здесь проблем не возникает, поскольку функция $f(x)$ обычно задается массивом значений. Эти значения и берутся за начальное приближение $P_j(f)$.

2. Выбирается глубина разложения N и находим коэффициенты вейвлет-разложения:

$$\{cA_n, cD_n, cD_{n-1}, \dots, cD_1\}.$$

Эти коэффициенты анализируются и изменяются в случае необходимости.

3. Функция $f(x)$ восстанавливается с использованием (возможно измененных) коэффициентов разложения:

$$f(x) = \sum_{k \in \mathbb{Z}} a_{j-n,k} \varphi_{j-n,k}(x) + \\ + \sum_{k \in \mathbb{Z}} d_{j-n,k} \psi_{j-n,k}(x) + \dots + \sum_{k \in \mathbb{Z}} d_{j-1,k} \psi_{j-1,k}(x).$$

Остается проблема начальных коэффициентов $sA_0 = \{a_{j,n}\}$. Их непосредственное вычисление в виде интегралов

$$a_{j,n} = \int s(x) \overline{\varphi_{j,n}(x)} dx,$$

во-первых, представляет трудоемкую операцию, а во-вторых, может не обеспечить нужной точности, когда j достаточно большое (мелкий масштаб). Есть несколько способов решения этой проблемы.

Функция задается как массив значений $y_n = f(x_n)$ в точках, которые проходят область изменений параметра с некоторым постоянным шагом h . Тогда самый простой способ решения проблемы – взять в качестве начальных коэффициентов sA_0 массив значений функции $f(x)$, $a_{j,n} = y_n$. Такой подход используется в библиотеках для вейвлетов.

4. Выявления предпомпажного состояния компрессора авиационного ГТД

Для выявления факта появления предпомпажного состояния и создания системы антипомпажной защиты в реальном времени на компрессоре авиационного ГТД, необходимо иметь измерительную информацию о состоянии потока рабочей среды (газа) в его проточной части.

Для получения необходимой информации с целью определения состояния потока в проточной части компрессора достаточно провести анализ периодических составляющих пульсаций давления. При этом необходимо иметь в виду неминуемое существование сверхнизкочастотных колебаний (давления) из-за переходных процессов в топливной системе двигателя и флуктуации частоты вращения, а также хаотических пульсаций турбулентного типа и квазидетерминированных макропульсаций в областях (локальных) отрывов. Это обуславливает сложный, в общем случае, мультипликативный характер сигнала, используемого для исследования состояния центробежного компрессора.

Достаточно полную информацию о нестационарности пульсаций давления и состоянии компрессора можно получить в самом рабочем колесе (РК) или в неподвижных элементах, близких к РК, то есть в безлопаточном пространстве между РК и диффузором, в диффузоре или в поворотном колене. Поэтому для решения задачи выявления предпомпажного состояния рекомендуется получать информацию из датчиков, размещенных на входе в диффузор и на выходе из него.

Экспериментальная установка для исследования помпажных явлений должна представлять собой ступень компрессора, что состоит из входного патрубка, РК, лопаточного и безлопаточного диффузора, поворотного колена и направляющих аппаратов, выходной камеры и выходной трубы.

Многомасштабный вейвлет-анализ изменения давления в компрессоре авиационного ГТД позволяет обнаружить намного раньше проявляющие себя признаки неустойчивости и развития помпажа. Сигналы с восьми датчиков [8], расположенных в разных местах компрессора авиационного ГТД, были записаны, оцифрованы и затем проанализированы при трех режимах работы двигателя (76, 81 и 100% от номинальной скорости вращения) в стационарных условиях с интервалами 1 мс в течение 5...6 с перед началом помпажа. Неустойчивость вызывалась плавной инжекцией добавочного воздуха в компрессор. Выходные сигналы датчиков в интервал времени за 5...6 с перед помпажом были подвергнуты вейвлет-анализу. Так как, сигнал флуктуирует во времени, флуктуируют и вейвлет-коэффициенты. Естественной мерой этих флуктуаций служат дисперсии распределений на разных масштабах. На масштабе $j=5$ было обнаружено заметное резкое падение дисперсии распределения вейвлет-коэффициентов, происходящее за 1...2 с до того, как проявятся нарушения в работе двигателя. Дисперсия распределения вейвлет-коэффициентов вычисляется по формуле:

$$\sigma(j, M) = \sqrt{\frac{1}{M-1} \sum_{k=0}^{M-1} [d_{j,k} - \overline{d_{j,k}}]^2},$$

где M означает число вейвлет-коэффициентов на уровне j в заданном временном интервале.

Заключение

В результате проведенных исследований показана возможность применения метода идентификации основанного вейвлет-анализе сигналов с датчиков давления газа в компрессоре авиационного ГТД. Разработан алгоритм вейвлет-преобразования устройства протипомпажной защиты. Формирование информационного признака о предпомпажном состоянии производится на основании характера поведения дисперсии распределения вейвлет-коэффициентов – резкое падение, происходящее за 1...2 с до того, как проявятся нарушения в работе двигателя.

Литература

1. Волянська Л.Г. Методи і засоби підвищення газодинамічної стійкості компресорів газотурбінних двигунів : монографія / Л.Г. Волянська, В.В. Панин, Сунь Гаюнь. – К.: НАУ, 2005. – 200 с.

2. Казакевич В.В. Автоколебания (помпаж) в компрессорах / В.В. Казакевич. – М.: Машиностроение, 1974. – 264 с.

3. Автоматический контроль и диагностика систем управления силовыми установками летательных аппаратов / В.И. Васильев, Ю.М. Гусев, А.И. Иванов и др. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.

4. Письменный И.Л. Многочастотные нелинейные колебания в газотурбинном двигателе / И.Л. Письменный. – М.: Машиностроение, 1987. – 128 с.

5. Панин В.В. Метод и устройство распознавания предпомпажных явлений в компрессорах авиационных ГТД / В.В. Панин, И.Ф. Кинашук, В.И. Орланов // Актуальні проблеми автоматизації та інформаційних технологій. – 2001. – № 4. – С. 63-69.

6. Панін В.В. Аналіз методів побудови систем протипомпажного захисту авіаційних газотурбінних двигунів / В.В. Панін, С.В. Єнчев // Інтелектуальні системи прийняття рішень і проблеми обчислювального інтелекту. ISDMCI'2010: міжнар. наук.-техн. конф.: тези доп.; М-во освіти і науки України, Херсонський нац. техн. ун-т. – Херсон, 2010. – Т. 2. – С. 502-505.

7. Панин В.В. Использование ортогональных разложений в задачах идентификации помпажных явлений в компрессорах авиационных газотурбинных двигателей / В.В. Панин, С.В. Енчев, Л.Г. Волянская // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 8 (75). – С. 112-116.

8. Дремін І.М. Вейвлет-аналіз і його використання / І.М. Дремін, О.В. Іванов, В.А. Нечитайло // Успехи физических наук. – 2001. – Т. 5, № 171. – С. 465-501.

Поступила в редакцию 1.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. М.М. Митрахович, ЗМКБ "Прогресс", Запорожье, Украина.

ІДЕНТИФІКАЦІЯ ПОМПАЖА В КОМПРЕСОРАХ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ ЗА ДОПОМОГОЮ ВЕЙВЛЕТ-АНАЛІЗУ

В.В. Панін, С.В. Єнчев, О.В. Попов, О.Ю. Сидоренко

У статті розглядається проблема ідентифікації помпажних явищ в компресорах авіаційних газотурбінних двигунів. Обґрунтовується можливість застосування методу розпізнавання помпажа за допомогою вейвлет-розкладання сигналів датчиків тиску двигуна. Визначено спосіб вейвлет-обробки сигналів. Розроблено алгоритм вейвлет-перетворення розроблюваного пристрою ідентифікації помпажних і передпомпажних станів. Відмічено особливий характер поведінки дисперсії розподілу вейвлет-коефіцієнтів за 1...2 с до початку помпажа, що може бути інформативною ознакою його настання.

Ключові слова: помпаж, вейвлет-коефіцієнти, вейвлет-аналіз, компресор, авіаційний газотурбінний двигун, ортогональне розкладання.

IDENTIFICATION OF SURGE IN COMPRESSORS OF AVIATION TURBO-ENGINES BY VEYVLET-ANALYSIS

V.V. Panin, S.V. Enchev, A.V. Popov, A.Yu. Sidorenko

The article sets out the problem of the surge phenomena identification in the compressors aviation turbo-engines. Applicability of method recognition surge is grounded by veyvlet-decomposition of signals pressductors engine. The method of veyvlet-treatment of signals is definite. The algorithm of the wavelet transform of the developed device identification surge and prisurge states. It is marked special pattern of behaviour dispersion of distributing veyvlet-coefficients after 1...2 s to beginning of surge, that can be the informing sign of his offensive.

Key words: surge, veyvlet-coefficients, veyvlet-analysis, aviation turbo-engine, ortogonal decomposition.

Панин Владислав Вадимович – д-р техн. наук, проф., ректор Киевской государственной академии водного транспорта, Киев, Украина.

Єнчев Сергей Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры автоматизации и энергоменеджмента Аэрокосмического института Национального авиационного университета, Киев, Украина, e-mail: esw@ukr.net.

Попов Александр Владимирович – канд. техн. наук, доцент кафедры сохранения летной годности воздушных судов и авиадвигателей Аэрокосмического института Национального авиационного университета, Киев, Украина.

Сидоренко Александр Юрьевич – канд. техн. наук, доцент кафедры технологий аэропортов Аэрокосмического института Национального авиационного университета, Киев, Украина.

УДК 004.42

Т.В. КИПРИЧ, В.Н. ХАРИТОНОВ

ГП ЗМКБ “Прогресс” им. академика Ивченко, Запорожье, Украина

СПОСОБ АВТОМАТИЗАЦИИ АНАЛИЗА ВИБРОСИГНАЛОВ ДЛЯ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ УЗЛОВ ГТД

Предложен способ автоматизации анализа вибросигналов для оценки технического состояния узлов ГТД в программно-аппаратном комплексе (ПАК) «WinПОС». Модуль, встроенный в ПАК «WinПОС», позволяет диагностировать возникновение неполадок в работе двигателя, благодаря предварительной фильтрации вибросигналов, расчету дистанций и углов по различным направленностям в пространстве, а также визуальному представлению для исследования в 3D плоскости траектории вала в подшипнике. Результаты проведенных расчетов по диагностике состояния узлов двигателя были получены по данным стендовых испытаний ТВД ТВЗ-117ВМА-СБМ1.

Ключевые слова: ГТД, «WinПОС», вибросигнал, фильтрация, автоматизация, диагностика.

Введение

Одним из ведущих продуктов в области обработки измерительной информации с помощью стандартных математических и статистических алгоритмов является ПАК «WinПОС» [1]. Данный пакет позволяет произвести анализ нестационарных, динамических процессов, в том числе и вибрационных.

Стандартными алгоритмами виброанализа, реализованными в среде «WinПОС» являются:

- последовательная обработка (тренды),
- СКЗ в полосе,
- расчет АФЧХ,
- вибропаспорт,
- диаграмма Кэмпбелла,
- порядковый анализ в 3D.

При обработке перечисленных алгоритмов выбранный пользователем временной диапазон сигнала разбивается на целое число участков, длина которых одинакова и определяется либо пользователем, либо тахосигналом [2]. Таким образом, в среде отсутствует групповая функция для применения математических алгоритмов к различным временным участкам вибросигнала. Кроме того, в ПАК «WinПОС» для представления данных в 3-х мерном графике, вибросигнал должен иметь соответствующий 3D формат. В случае, когда измерительная информация по каждой из координат X, Y, Z записана в отдельном сигнале, возможность визуального анализа (например, траектории вала в подшипнике) в 3-х мерной плоскости отсутствует. Поэтому, для решения задач вибродиагностики в ПАК «WinПОС» требуется разработка соответствующего модуля, подключаемого в виде динамической библиотеки.

Постановка задачи

Для повышения достоверности оценки вибрационного состояния машин роторного типа, разработать способ автоматизации виброанализа в ПАК «WinПОС» к различным временным участкам 3-х мерных вибросигналов.

1. Описание алгоритма для автоматизации анализа вибросигналов

С помощью интерфейса вызова математических алгоритмов разработчик получает возможность использовать в программе большинство функций и процедур среды «WinПОС». При этом во время их вызова, по отношению к динамической библиотеке, «WinПОС» будет локальным сервером, поэтому дополнительные временные задержки на выполнение расчетов будут минимальны. Таким образом, на практике пользовательские алгоритмы по быстродействию не будут уступать встроенным [2]. Рассмотрим алгоритм для автоматизации анализа вибросигналов в ПАК «WinПОС», который использует основные преимущества встроенных в среду математических алгоритмов.

Этап 1. Выбор источника исследования: из дерева сигналов «WinПОС» выбираем данные, соответствующие координатам X, Y, Z.

Этап 2. Разбиение вибросигнала на ряд поддиапазонов в соответствии с характеристиками исследуемого узла.

Этап 3. Задание для каждого временного участка диапазонов фильтрации вибросигнала. При этом используемые рекурсивные фильтры имеют следующие параметры:

- тип аппроксимации: фильтр нижних частот, полосовой фильтр и фильтр верхних частот;
- вид фильтра: Баттерворта, Чебышева, эллиптический фильтр;
- количество двухполосников (1..20);
- неравномерность в полосе пропускания (1..5);
- верхняя и нижняя частота среза;
- частота опроса.

Этап 4. Расчет дистанций и / или углов в пространстве между различными узлами двигателя для сигналов, отфильтрованных на этапе 3. Местоположение расчетного угла Θ , относительно расположения в пространстве узлов VP (ВП), Z13 и ST (СТ) указано на рис. 1.

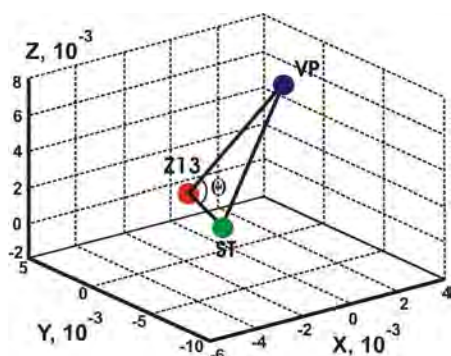


Рис. 1. Местоположение угла Θ , образованного направляющими узлами VP, Z13 и ST

Этап 5. Расчет статистических характеристик и отгибающей вибросигналов.

Этап 6. Визуальный анализ вибрационного состояния машин роторного типа на основе отфильтрованных вибросигналов в 3D плоскости.

2. Экспериментальные результаты

Рассмотрим пример обработки модуля вибродиагностики состояния узлов ГТД на основе данных по траекториям перемещения вала в подшипнике, полученных в результате испытаний двигателя ТВД ТВ3-117ВМА-СБМ1.

Для рекурсивной фильтрации вибросигналов был выбран полосовой фильтр Чебышева 15-го порядка. В таблице 1 указаны нижние (F1) и верхние (F2) частоты среза фильтра для различных временных интервалов исследуемых подшипниковых узлов СТ, ВП и Z13 заднего редуктора двигателя.

Таблица 1
Частотные диапазоны фильтрации исследуемых подшипниковых узлов ГТД

Узел	Диапазон фильтрации	
	F1, Гц	F2, Гц
СТ	267	269
Z13	124	127
ВП	241,5	244,5

На основе вышеперечисленных параметров с помощью модуля автоматизации анализа вибросигналов были получены следующие характеристики подшипниковых узлов [3]:

- траектории перемещения валов в подшипниковых узлах шестерен заднего редуктора. На рис. 2, 3 представлены полученные фрагменты работы узлов СТ, ВП, Z13;

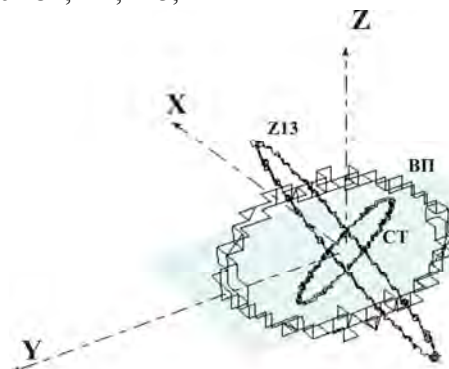


Рис. 2. Фрагмент бездефектной работы узлов двигателя: СТ, ВП, Z13

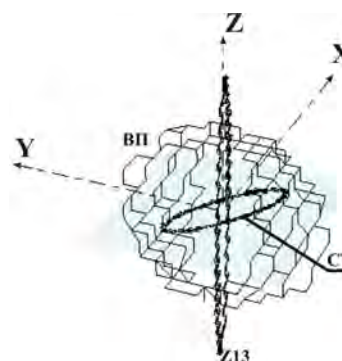


Рис. 3. Дефектная работа узла ВП относительно правильной работы узлов СТ и Z13

- графики отклонений (дистанций) межцентровых расстояний и угловых положений центров шестерен заднего редуктора. Данные приведенные на рис. 4, 5 получены для траекторий перемещения валов в подшипниковых узлах ВП, СТ и Z13 согласно рис. 3.

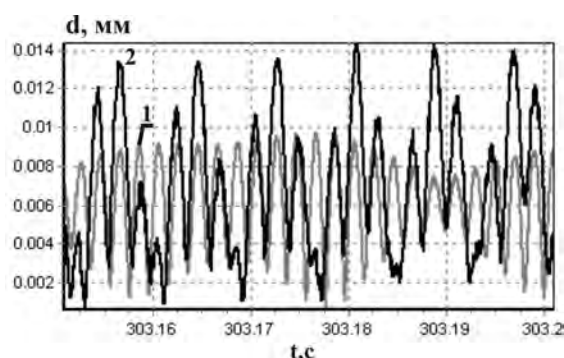


Рис. 4. Изменение отклонений межцентровых расстояний шестерен заднего редуктора:

- 1 – между узлами СТ и Z13;
- 2 – между узлами Z13 и ВП

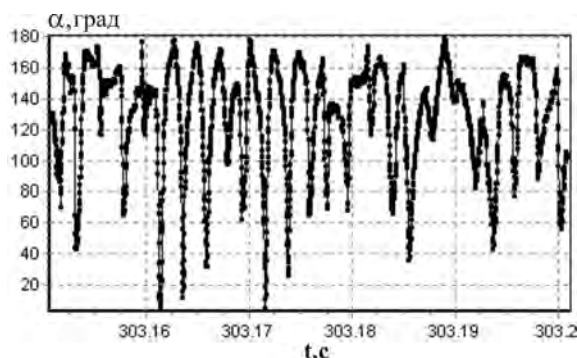


Рис. 5. Изменение угловых положений центров шестерен ВП, СТ и Z13 заднего редуктора

Заключение

Созданный программный продукт позволяет ускорить обработку экспериментальных данных и достаточно хорошо дает визуальное представление для

дальнейшей оценки технического состояния подконтрольного изделия, а также для принятия решения о его дальнейшей эксплуатации.

Литература

1. WinПОС. Пакет обработки сигналов. Руководство пользователя (3.0). – Королев: НПП “Мера”, 2010. – 198 с.
2. WinПОС. Пакет обработки сигналов. Руководство программиста (3.0). – Королев: НПП “Мера”, 2010. – 80 с.
3. Неразрушающий контроль: справочник в 8 т. Т.7: в 2 кн. / под общ. ред. Ключева В.В. – М.: Машиностроение, 2006. – 829 с.; Кн. 1: Иванов В.И. Метод акустической эмиссии / В.И. Иванов, И.Э. Власов – 340 с.; Кн. 2: Вибродиагностика / Ф.Я. Балицкий и др. – 487 с.

Поступила в редакцию 31.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. С.В. Елифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

СПОСІБ АВТОМАТИЗАЦІЇ АНАЛІЗУ ВІБРОСИГНАЛІВ ДЛЯ ОЦІНКИ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ВУЗЛІВ ГТД

Т.В. Киприч, В.М. Харитонов

Запропоновано спосіб автоматизації аналізу вібросигналів для оцінки технічного стану вузлів ГТД в програмно-апаратному комплексі (ПАК) «WinПОС». Умонтований до «WinПОС» модуль дозволяє діагностувати виникнення неузгодженостей у роботі двигуна, завдяки попередній фільтрації вібросигналів, розрахункам дистанцій та кутів по різних напрямленостям у просторі, а також візуальному представленню для дослідження у 3D площині траєкторії вала в підшипнику. Результати проведених розрахунків до діагностики стану вузлів двигуна отримані за даними стендових іспитів ТВД ТВ3-117ВМА-СБМ1.

Ключові слова: ГТД, «WinПОС», вібросигнал, фільтрація, автоматизація, діагностика.

THE TOOL OF THE VIBRO SIGNALS ANALYSIS AUTOMATION FOR TECHNICAL CONDITION ESTIMATION OF THE GAS-TURBINE ENGINE COMPONENTS

T.V. Kiprich, V.N. Kharitonov

The tool of the vibro signals analysis automation for technical condition estimation of gas-turbine engine components in a hardware-software complex (HSC) «WinPos» is offered. The module was built in «WinPos». It allows diagnosing occurrence of fault in engine work, since to a previously vibro signals filtration, calculation of distances and corners on various orientations in space, and also to visual representation for research in 3D planes of the trajectory of the shaft in the bearing. Results of given calculations on condition diagnostics of the engine components have been received according to block test of TPE TV3-117VMA-SBM1.

Key words: GTE, «WinPos», vibro signal, filtration, automation, diagnostics.

Киприч Татьяна Витальевна – канд. техн. наук, инженер-программист ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: aviafriend@gmail.com.

Харитонов Виктор Николаевич – инженер-конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03510@ivchenko-progress.com.

УДК 629.113

Е.И. ОКСЕНЬ, Д.Е. ОКСЕНЬ*Автомобильно-дорожный институт Государственного высшего учебного заведения «Донецкий национальный технический университет», Горловка, Украина***ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВИБРОАКУСТИЧЕСКИХ СИГНАЛОВ
ДЛЯ ОЦЕНКИ СОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ**

Изложена методология выявления дефектов в системах и механизмах двигателей внутреннего сгорания на основе оценки степени неравномерности вибраций корпуса в процессе его работы. Предложена конструкция пьезометрических преобразователей для фиксации сигналов виброакустической эмиссии, распространяющихся в корпусных деталях ДВС. Разработаны аппаратура и программное обеспечение мобильного диагностирующего комплекса. Установлено, что выявление дефектов в системах и механизмах ДВС может быть осуществлено на основе оценки степени неравномерности колебаний корпуса по сигналам виброакустической эмиссии. В качестве критерия состояния ДВС предложено использовать коэффициент корреляции экспериментальных данных с обобщающей экспоненциальной зависимостью.

Ключевые слова: двигатель, диагностирование, виброакустическая эмиссия, пьезометрический преобразователь, диагностирующий комплекс.

Введение

Возможность выявления неисправностей на ранних стадиях их возникновения при относительно небольших трудозатратах определяют перспективность диагностирования двигателей внутреннего сгорания (ДВС) по сигналам виброакустической эмиссии, развивающихся в корпусных деталях [1, 2]. Обеспечение заданной надёжности выводов о состоянии механизмов и систем при этом может быть достигнуто использованием статистической оценки соответствия временно-частотных фрагментов наблюдаемых сигналов виброакустической эмиссии частотам вращения коленчатого вала. Использование современных компактных измерительных модулей с низким энергопотреблением обеспечивает возможность изготовления диагностирующей аппаратуры в мобильном исполнении для установки непосредственно на транспортных средствах при проведении испытаний. Таким образом, исследования, направленные на разработку методологии диагностирования механизмов и систем, основанной на оценке сигналов виброакустической эмиссии, формирующихся в корпусе ДВС в процессе работы, как метода неразрушающего контроля являются актуальными для отрасли.

1. Формулирование проблемы

Выявление неисправностей в системах и механизмах ДВС в процессе работы по сигналам вибро-

акустической эмиссии усложнено трудностью распознавания составляющей сигнала сформированного дефектом в общем шуме достаточно высокой интенсивности работающего двигателя. В свою очередь, характер виброакустических сигналов определяется протекающими в цилиндрах рабочими процессами, состоянием кинематических пар механизмов (дефекты поверхностей контактов, наличие и качество смазки), отклонения от номинальных размеров и свойств материалов кинематических звеньев. Очевидно, что появление дефекта в одной из систем или кинематической паре будет приводить к нарушению присущей ДВС строгой периодичности формирования сигналов виброакустической эмиссии, распространяющихся в корпусных деталях.

Алгоритм распознавания сформированного дефектом сигнала должен учитывать [3]:

- степень загруженности двигателя;
- скорость движения транспортного средства;
- частоту вращения двигателя.

Применяемые преобразователи сигналов акустической эмиссии по своей чувствительности в исследуемом частотном диапазоне должны [4]:

- соответствовать спектрам исследуемых сигналов;
- обеспечивать быструю установку на корпусные детали двигателя;
- обеспечивать надёжный акустический контакт.

В настоящей работе рассмотрены вопросы разработки методологии выявления дефектов в меха-

низмах и системах ДВС на основе статистической оценки соответствия временно-частотных фрагментов наблюдаемых сигналов виброакустической эмиссии, сформированных в корпусных деталях, частотам вращения коленчатого вала при последовательном плавном увеличении и снижении скорости двигателя в режиме холостого хода.

Цель работы – снижение затрат на выявление неисправностей механизмов двигателей внутреннего сгорания на ранних стадиях их возникновения по сигналам виброакустической эмиссии, сформированных в корпусных деталях.

2. Исследования динамики корпуса ДВС

Экспериментальные исследования выполнены на основе разработанного двухканального прибора фиксации и анализа сигналов виброакустической эмиссии (рис. 1), состоящего из виброакустического щупа 1, пьезоэлектрического датчика деформирования топливопровода высокого давления 2, преобразователя заряда LE-41 3, нормализатора

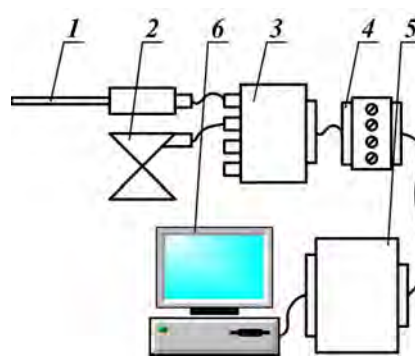
уровня сигналов 4, модуля аналого-цифрового преобразователя ADA-1406 5 и компьютера 6.

Непосредственное измерение сигналов виброакустической эмиссии, распространяющихся в корпусных деталях ДВС, выполнялось с помощью специально разработанного пьезоакустических преобразователя с одним активным элементом на основе ЦТС-керамики и конструктивно выполненного в виде щупа (рис. 2, а).

Для улучшения виброакустического контакта с поверхностями деталей ДВС щуп укомплектован сменными стержнями-волноводами со сферическим, коническим и цилиндрическим контактными элементами. Второй канал записи применён для синхронизации исследуемого сигнала с рабочим процессом ДВС по формированию импульса в системе зажигания на свече первого цилиндра для бензиновых двигателей и по моменту впрыска топлива для дизельных двигателей. На (рис. 2, б) приведен двухэлементный пьезодатчик деформирования топливопровода, установленный перед форсункой первого цилиндра.



а



б

Рис. 1. Аппаратура диагностирования ДВС:
а – аппаратура фиксации и анализа сигналов; б – размещение датчиков на корпусе ДВС



а



б

Рис. 2. Измерительные пьезоэлектрические преобразователи:
а – виброакустический щуп; б – датчик деформирования топливопровода

Программное обеспечение разработано в логике LabVIEW (лицензия № 5018512E-01) и включает инструменты:

- записи в файл;
- анализа сигналов в оконном режиме (рис. 5);
- расчёта частоты колебаний корпуса двигателя

по уровню вибраций в корпусных деталях.

Количественный и качественный анализ полученной информации выполнен с помощью Фурье- и вейвлет-анализа. При этом (рис. 3) для зафиксированного процесса (диаграмма в верхнем левом углу панели) вычисляются амплитудно-частотные (диа-

грамма в нижнем правом углу) и временные амплитудно-частотные характеристики (диаграмма в нижнем левом углу панели) оконных фрагментов сигнала. Для принятого режима фильтрации и установленной длины фрагмента программа обеспечивает определение значения гармоники, в которой сосредоточена максимальная энергия колебаний корпуса двигателя по следующему алгоритму:



Рис. 3. Интерфейс программы предварительного анализа сигналов

1. Анализ сигнала в оконном режиме, с длиной окна m сигнала кратной 2^n .

2. Определение среднего значения сигнала для каждого из окон как

$$S'_i = S_i - \bar{S},$$

где S_i – текущее значение сигнала, В.

3. Выравнивание сигнала относительно среднего $\bar{S}$.

4. Выделение наиболее существенной энергетической составляющей колебаний корпуса ДВС как $\{P_k\}_{\max}$, так что соответственно частота этих колебаний

$$\nu_{\max} = \frac{k_{\max}}{T \cdot N}, \text{ Гц},$$

где $k_{\max}$ – порядковый номер гармоники колебаний, которая отвечает максимальному значению энергии; T – период опроса канала АЦП, с; N – длина вектора сигнала в соответствии с которой рассчитывается АЧХ.

5. Расчёт частоты колебания корпуса ДВС в оборотах в минуту

$$n = \frac{30 \cdot \nu_{\max} \cdot N_{\text{пр}}}{\pi \cdot N_{\text{ц}}},$$

где $N_{\text{ц}}$ – количество цилиндров ДВЗ; $N_{\text{пр}}$ – количество тактов в рабочем процессе.

Для оценки состояния ДВС принят режим испытания на холостом ходу по нагрузению и разгрузке (рис. 3).

Согласно методике реализуется следующий порядок проведения эксперимента:

1. Включение аппаратуры для записи измеряемых параметров в файл.
2. Запуск двигателя.
3. Постепенное увеличение частоты вращения.
4. Постепенное уменьшение частоты вращения.
5. Выключение двигателя.
6. Выключение измерительной аппаратуры.

Принятый порядок позволяет оценить влияние дефектов в системах и механизмах ДВС на неравномерность колебаний корпуса путем построения обобщенной характеристики $P_{\max} = f(n_{\max})$.

В качестве базовой зависимости для корреляции характеристики $P_{\max}$ принята экспоненциальная функция $P'_{\max}(n) = c_1 \cdot e^{c_2 \cdot n}$, коэффициенты которой определены минимизацией квадратов разницы текущих значений.

В качестве критерия равномерности вращения коленчатого вала принят коэффициент корреляции экспериментальных данных $P_{\max}$ и функции $P'_{\max}$, рассчитанный как

$$C_{\text{корр}} = \frac{\frac{1}{m} \cdot \sum_{i=0}^{m-1} ((S_i - \text{mean}(S)) \cdot (S'_i - \text{mean}(S')))}{\text{CKO}(S) \cdot \text{CKO}(S')},$$

где $\text{mean}(S)$, $\text{mean}(S')$ – среднее значение энергетической зависимости; $\text{CKO}(S)$, $\text{CKO}(S')$ – среднее квадратическое отклонение энергетической зависимости.

3. Анализ полученных результатов

Результаты применения приведенной методики для диагностирования шестицилиндрового дизельного двигателя легкового автомобиля Volvo в диагностической лаборатории АДИ ДонНТУ приведены на рис. 4. Сигнал виброакустической эмиссии в корпусных деталях 1 имеет выраженную периодичность с максимумами, соответствующими моментам воспламенения топлива в цилиндрах. Датчик деформирования топливопровода вследствие инерционности также воспринимает колебания корпуса двигателя, но в момент впрыска форсункой топлива в цилиндр 1 формирует импульсы высокой интенсивности. Очевидно, что интервалы между импульсами высокой интенсивности диаграммы 2 соответствуют времени протекания полного рабочего цикла (для дизельного двигателя – два оборота вала). Сопоставление диаграмм 1 и 2

(рис. 4) совместно с принятой для испытуемого двигателя схемой работы цилиндров 1-5-3-6-2-4 позволяет соотнести каждый из выявленных импульсов рабочим процессам в соответствующих цилиндрах. Анализ периодичности поступления импульсов и характера нарастания максимумов на синхронных диаграммах позволяет сделать предварительные выводы о состоянии двигателя.

Появление различного количества импульсов на участках повторения тактов рабочего процесса указывает на наличие дефекта. Так, для диаграммы рабочего процесса двигателя (рис. 4) на участках В, D-G число импульсов равно шести, что соответствует числу цилиндров. Наличие же семи импульсов на участках А, С и Н диаграммы указывает на неравномерность протекания рабочего процесса.

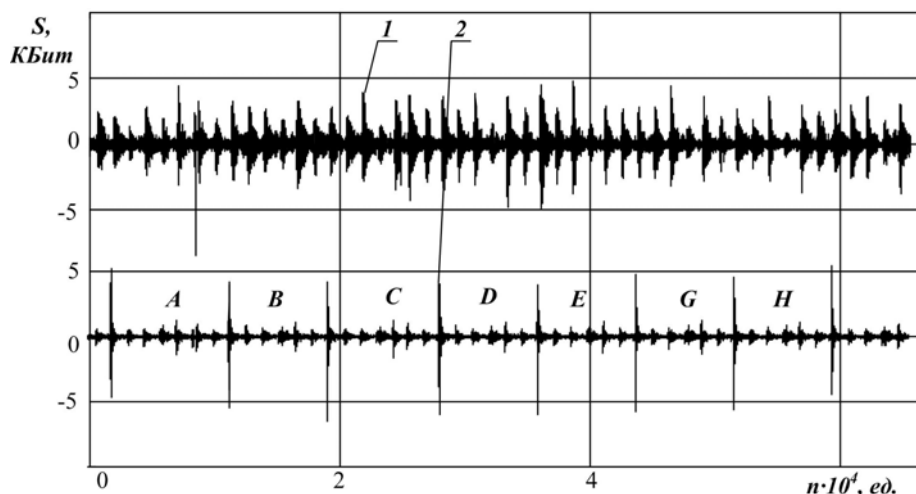
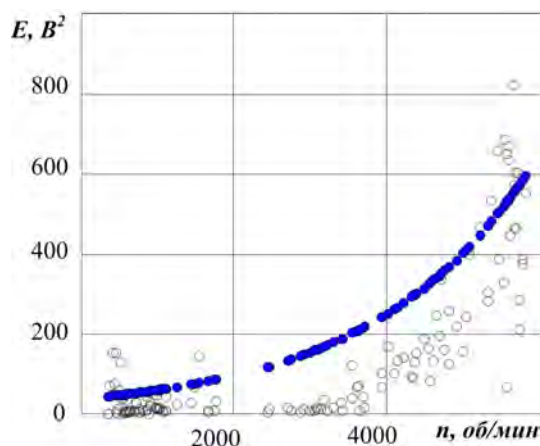
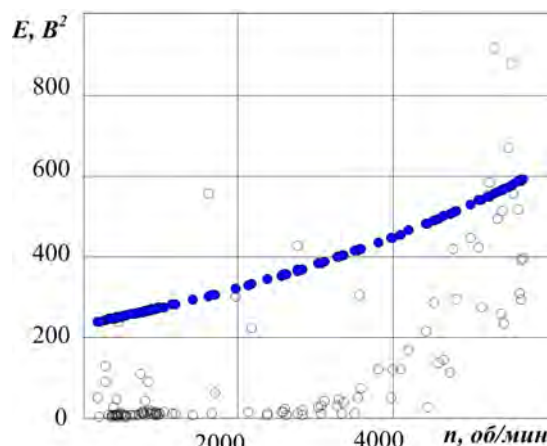


Рис. 4. Типовые синхронные диаграммы виброакустических сигналов ДВС:

- 1 – сигнал виброакустической эмиссии в корпусных деталях;
- 2 – синхронизирующий сигнал деформирования топливпровода форсунки первого цилиндра



а



б

Рис. 5. Сравнение неравномерности колебаний корпуса для исправного и дефектного ДВС

Выявленные особенности формирования виброакустических сигналов в соответствии с алгоритмом, изложенном с п. 1 применены для оценки состояния ДВС. Моделирование дефекта в системе топливоподдачи реализовано отключением форсунок одного из цилиндров. Запись сигналов осуществлялась с суммарной частотой опроса 80000 Гц для двух каналов АЦП. Размер окна выборки для расчёта параметров амплитудно-частотной характери-

ки принимался равным 8192, 16384 и 32768 единиц. При этом число точек на графике обобщённой зависимости $P_{\max} = f(n_{\max})$ для цикла испытаний составляло от 100 до 500.

Типовые обобщённые частотно-энергетические зависимости для дизельного двигателя приведены на рис. 5. Полученные зависимости подтверждают предположение о том, что для исправного двигателя

увеличение частоты вращения вала сопровождается ростом эмиссии в корпусные детали виброакустической энергии, который носит экспоненциальный характер. Появление дефектов в механизмах и системах ДВС приводит к росту разброса экспериментальных значений относительно обобщающей зависимости. При этом значение коэффициента корреляции экспериментальных данных может быть использовано в качестве критерия оценки состояния ДВС. Так, если для исправного непрогретого двигателя (рис. 6, а) коэффициент корреляции составляет 0,908, то для этого же двигателя в прогретом состоянии и отключенной форсункой в третьем цилиндре его величина снижается до 0,7437.

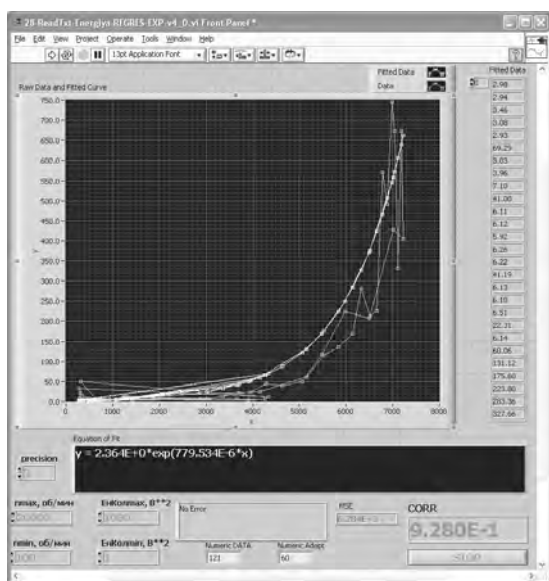


Рис. 6. Интерфейс программы диагностирования состояния ДВС

Проведенные исследования на указанном дизельном двигателе легкового автомобиля Volvo и на инжекторном пятицилиндровом двигателе легкового автомобиля Audi показали что, для ДВС в исправном состоянии обобщенная характеристика $P_{\max} = f(n_{\max})$ достаточно хорошо описывается экспоненциальной зависимостью с коэффициентом корреляции в диапазоне $0,9 \div 0,97$.

Появление дефекта в одной из систем двигателя приводит к уменьшению коэффициента корреляции до уровня 0,8 и ниже.

На основе изложенной методологии разработана программа RTE 4.0 диагностирования состояния

ДВС по сигналам виброакустической эмиссии (рис. 6). Программа RTE 4.0 сориентирована на практическое использование и позволяет в реальном времени после выполнения шагов 1 – 5 испытательного цикла (см. п. 1) построить обобщенную частотно-энергетическую зависимость, вычислить параметры коррелирующей экспоненциальной зависимости, вычислить коэффициент корреляции и сделать вывод о состоянии ДВС.

Заключение

1. Выявление дефектов в системах и механизмах двигателей внутреннего сгорания может быть осуществлено на основе оценки степени неравномерности колебаний корпуса по сигналам виброакустической эмиссии. В качестве критерия состояния ДВС может служить коэффициент корреляции экспериментальных данных с обобщающей экспоненциальной зависимостью.

2. Разработанная методология диагностирования состояния систем и механизмов двигателя по степени равномерности колебаний корпуса может быть рекомендована для практического использования при диагностировании двигателей внутреннего сгорания.

Литература

1. Оксень Е.И. Особенности акустических параметров двигателя 2103 / Е.И. Оксень, А.В. Гарачук, В.В. Быков // Вісті Автомобільно-дорожнього інституту: зб. наук. пр. – Горлівка: АДІ ДонНТУ, 2006. – № 1 (2). – С. 43-49.
2. Метод акустического диагностирования системы зажигания двигателей внутреннего сгорания / Е.И. Оксень, А.В. Гарачук, В.В. Быков, Д.Е. Оксень // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2006. – № 3/2 (21). – С. 141-147.
3. Оксень Е.И. Метод вибрационного диагностирования системы зажигания двигателей внутреннего сгорания / Е.И. Оксень, Д.Е. Оксень // Двигатели внутреннего сгорания. – 2006. – № 1. – С. 136-140.
4. Оксень Е.И. Исследование особенностей сигналов акустической эмиссии, возникающих в кинематических парах двигателя при работе со знакопеременными нагрузками / Е.И. Оксень, В.Г. Цокур, Д.Е. Оксень // Двигатели внутреннего сгорания. – 2007. – № 1. – С. 141-146.

Поступила в редакцию 12.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры «Общенаучные дисциплины» Г.В. Базаянц, Донецкий национальный технический университет, Донецк, Украина.

ВИКОРИСТАННЯ ВІБРОАКУСТИЧНИХ СИГНАЛІВ ДЛЯ ОЦІНКИ СТАНУ ДВИГУНА ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ

Є.І. Оксень, Д.Є. Оксень

Викладена методологія виявлення дефектів у системах і механізмах двигунів внутрішнього згоряння на основі оцінки ступеня нерівномірності вібрацій корпусу в процесі його роботи. Запропонована конструкція п'єзометричного перетворювачів для фіксування сигналів віброакустичної емісії, що розповсюджуються в корпусних деталях двигуна внутрішнього згоряння. Розроблено апаратура та програмне забезпечення мобільного діагностуючого комплексу. Встановлено, що виявлення дефектів у системах і механізмах ДВС може бути здійснено на основі оцінки ступеня нерівномірності коливань корпусу за сигналами віброакустичного емісії. Як критерій стану ДВС запропоновано використовувати коефіцієнт кореляції експериментальних даних з узагальнюючої експоненційної залежністю.

Ключові слова: двигун, діагностування, віброакустична емісія, п'єзометричний перетворювач, діагностичний комплекс.

USE VIBROACOUSTIC SIGNALS FOR ASSESSMENT INTERNAL COMBUSTION ENGINE

E.I. Oksen, D.E. Oksen

Provides a methodology to identify defects in systems and mechanisms for internal combustion engines based on the assessment of the irregularity of vibration in the body of his work. The design of piezometric transducers for recording signals vibroacoustic emission propagating in the base parts of internal combustion engine. Developed equipment and software for mobile probing the complex. Established that the detection of defects in systems and mechanisms for internal combustion engines can be done by assessing the degree of irregularity of oscillations in the signals corps vibroacoustic emission. As a performance criterion is proposed to use the ICE correlation coefficient of experimental data with generalizing the exponential dependence.

Keywords: engine diagnostics, vibroacoustic emission, piezometric transducer, diagnosing complex.

Оксень Евгений Иванович – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой строительно-дорожные машины и детали машин Автомобильно-дорожного института ГВУЗ «Донецкий национальный технический университет», Горловка, Украина, e-mail: dalar@rambler.ru.

Оксень Дмитрий Евгеньевич – магистр факультета автомобильного транспорта Автомобильно-дорожного института ГВУЗ «Донецкий национальный технический университет», Горловка, Украина.

УДК 621.438.003

Т.П. ГРЫЗЛОВА¹, А.О. БАЛЫКИНА²¹*Рыбинская государственная авиационная технологическая академия
им. П.А. Соловьева, Рыбинск, Россия*²*Группа компаний «Тензор», Рыбинск, Россия*

СИСТЕМА ОЦЕНКИ ИНФОРМАТИВНОСТИ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ПРИЗНАКОВ И ПРИЗНАКОВЫХ ПРОСТРАНСТВ

Представлена система для анализа информативности признаков и признаковых пространств, которая позволяет объективно выбрать диагностические признаки и признаковые пространства из заданного набора. Критерием информативности служит отношение среднего расстояния между классами к среднему внутриклассовому расстоянию в признаковом пространстве (пространстве образов). Критерий позволяет отобрать информативные составляющие в спектре сигналов, выбрать метод обработки сигналов для решения задач технической диагностики. Выполнен анализ информативности признаков в различных технических решениях задачи диагностики подшипников трансмиссии ГТД. Показано, что оценки информативности признаков помогают выбрать правильную постановку задачи классификации, метод и алгоритм принятия решений, метод обработки вибросигналов.

Ключевые слова: диагностика, признаки, информативность, набор признаков, внутриклассовое расстояние, межклассовое расстояние, метрики, критерии информативности, поиск информативных признаковых пространств, вибросигнал, подшипники трансмиссии ГТД.

Введение

Задача оценки информативности диагностических признаков является важным этапом разработки любой системы распознавания или автоматического анализа сигналов. Часто в качестве критерия информативности признаков выбирают вероятности правильного распознавания и ошибок первого и второго рода, оцениваемые по испытаниям классификатора в выбранном признаковом пространстве, а также системы распознавания в целом. При неудачном выборе признаков синтез такой системы оказывается напрасной работой.

Таким образом, оценка информативности признаков и объективный выбор алгоритмов вычисления признаков до начала разработки системы распознавания или обработки сигналов имеет очень большое практическое значение.

Кроме того, вопросы оценки информативности признаковых пространств представляют большой теоретический интерес, свидетельством которого является поток публикаций по новым методам и критериям анализа информативности, специальные конференции и гранты на исследования методов анализа информативности разнотипных признаков [1 – 3].

Целью работы была разработка методов анализа информативности заданного набора признаков, которые бы позволили объективно выбрать призна-

ки для решения задачи диагностики состояния сложного источника, а также разработка системы выделения наиболее информативных признаков и пространств из заданного набора.

Если размерность начального набора признаков или искомого пространства велика, то необходима автоматизация отбора информативного пространства признаков.

Решение задачи оценки информативности признаков и признаковых пространств осложняется отсутствием единого критерия информативности. Решающим критерием является, разумеется, величина потерь [4]. Но для ее оценки требуется спроектировать систему обработки сигналов и/или систему распознавания, а это как раз то, чего следует избегать, пока нет оценки информативности выбранных признаков. Известны критерии «трудности распознавания» – среднее значение евклидова расстояния между математическими ожиданиями всех пар сочетаний образов; разность между двумя ожидаемыми величинами логарифмов отношения правдоподобия векторов образов (дивергенция), энтропия распределений плотности вероятности образов в многомерном выборочном пространстве [4, 5]. Для семейства однотипных признаков полезен критерий, введенный в [6] – отношение среднего межклассового расстояния к среднему внутриклассовому расстоянию. Именно он выбран за основу в представляемой работе. Разработано алгоритмическое и программ-

ное обеспечение анализа информативности признаков, которое апробировано на множествах признаков, используемых в различных задачах распознавания, в том числе, и в задаче диагностики подшипников трансмиссии ГТД [7, 8].

1. Формализация задачи отбора информативных признаков

Система отбора информативных признаков в задаче распознавания состояния сложного источника реализует следующий алгоритм.

Исходные данные представлены в виде таблицы $\mathbf{Th}$, строки которой соответствуют образам $\mathbf{x}_k$, $k = 1 \dots K$, а столбцы – признакам $\mathbf{x}_i$, $i = 1 \dots n$. К таблице добавляется еще один столбец, его элементами являются индексы классов m , $i = 1 \dots M$, к которым относятся образы обучающей выборки $\mathbf{x}_k \leftrightarrow m_k$. $m_k \in [1..M]$ – номер класса, к которому относится образ $\mathbf{x}_k$.

Итак, K – количество образов $\mathbf{x}_k$, $k = 1 \dots K$ в обучающей выборке, а n – количество признаков, размерность пространства образов. Индекс $i = 1 \dots n$ – номер признака или координаты пространства образов. Элементами таблицы исходных данных являются значения признаков $\mathbf{x}_{ki}$

$$\mathbf{Th} = \begin{bmatrix} m_1 & x_{11} & \dots & x_{1i} & \dots & x_{1n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ m_k & x_{k1} & \dots & x_{ki} & \dots & x_{kn} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ m_K & x_{K1} & \dots & x_{Ki} & \dots & x_{Kn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \kappa & \mathbf{X} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где $\kappa: [1..K] \rightarrow [1..M]$ – характеристический вектор обучающей последовательности образов $\mathbf{x}_k$:

$$\kappa = \begin{bmatrix} \kappa_1 & \dots & \kappa_k & \dots & \kappa_K \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} m_1 & \dots & m_k & \dots & m_K \end{bmatrix}^T; \quad (2)$$

$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 & \dots & \mathbf{x}_k & \dots & \mathbf{x}_K \end{bmatrix}^T$ – матрица образов.

Рассчитывается матрица $K \times K$ расстояний между образами, на основе этой матрицы можно оценить потенциальные ошибки распознавания по методу ближайшего соседа (МБС) – случай, когда минимальное расстояние от рассматриваемого образа класса m относится к образу, не принадлежащему классу m .

Расстояние или функция расстояния понимается как отображение $\rho: \mathbf{X} \times \mathbf{X} \rightarrow R_+$, удовлетворяющее условиям:

- 1) $\rho(\mathbf{x}, \mathbf{x}) = 0, \forall \mathbf{x} \in \mathbf{X}$;
- 2) $\rho(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) = 0, \forall \mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j \in \mathbf{X}$.

Для индексации функций пар образов используются индексы $ij = [1..K] \times [1..K], i \neq j$.

Далее рассчитываются внутриклассовые расстояния ρ_m и расстояния между классами ρ_{IJ} , $I, J \in [1..M] \times [1..M], I \neq J$, которые могут служить критериями информативности, поскольку характеризуют компактность расположения образов одного класса и удаленность образов разных классов в пространстве образов (признаковом пространстве).

Наконец, рассчитывается основной критерий информативности признакового пространства $\mathbf{F}$ заданной размерности как отношение среднего межклассового расстояния к среднему внутриклассовому:

$$\mathbf{I}(\mathbf{F}) = \frac{\bar{\rho}_{IJ}}{\bar{\rho}_m}. \quad (3)$$

Таким образом, оценка информативности признака f_j , $j = 1 \dots n$ получается с помощью алгоритма, реализующего отображение

$$\mathbf{I}(f_j): \mathbf{Th}^{<j>}, \mathbf{Th}^{<0>} \rightarrow R_+$$

с учетом количества образов в каждом классе – K_m .

Очевидно, что $K = \sum_{m=1}^M K_m$.

Информативность набора признаков $s = (f_1, f_q, \dots, f_p)$, $l \neq q \neq \dots \neq p$, $l, q, p \in [1..n]$ оценивается алгоритмом

$$\mathbf{I}(\mathbf{F}_s): \mathbf{Th}^{<s>}, \mathbf{Th}^{<0>} \rightarrow R_+,$$

где $\mathbf{Th}^{<s>}$ – столбцы таблицы исходных данных, соответствующие оцениваемому набору.

Информативные признаки и пространства отбираются по результатам вычисления информативности пространств образов, получаемых прямым перебором.

Остановимся на случае, когда образом объекта является сигнал. Матрица $\mathbf{X}$ теперь содержит отсчеты сигналов, N – количество отсчетов:

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} s_{10} & \dots & s_{1(N-1)} \\ \dots & \dots & \dots \\ s_{K0} & \dots & s_{K(N-1)} \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Если признаковое пространство обычно имеет размер 2 – 20, то длина выборки сигнала составляет несколько десятков тысяч. Отбор признаков в такой постановке нецелесообразен, но общая оценка информативности сигналов и методов их обработки может оказаться полезной.

Например, образом может быть спектральная плотность мощности, полученная с помощью преобразования Фурье по выборке сигнала длиной N на

частотах, кратных коинтервалу Найквиста ω_1 . Тогда матрица образов равна

$$\mathbf{X} = \begin{vmatrix} S_1(0) & S_1(\omega_1) & \dots & S_1\left(\omega_1 \cdot \frac{N}{2}\right) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ S_K(0) & S_K(\omega_1) & \dots & S_K\left(\omega_1 \cdot \frac{N}{2}\right) \end{vmatrix}. \quad (5)$$

На основе преобразования Фурье может быть построен образ фаз колебаний с частотами, кратными коинтервалу Найквиста

$$\mathbf{X} = \begin{vmatrix} Ph_1(0) & Ph_1(\omega_1) & \dots & Ph_1\left(\omega_1 \cdot \frac{N}{2}\right) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ Ph_K(0) & Ph_K(\omega_1) & \dots & Ph_K\left(\omega_1 \cdot \frac{N}{2}\right) \end{vmatrix}. \quad (6)$$

Очевидно, оценка информативности отдельных спектральных составляющих в спектре сигнала полезна для разработки методики диагностики. Выбор составляющих с максимальной плотностью мощности, как это принято делать в настоящее время, оказывается не самым удачным, что показано ниже.

Этап предобработки данных важен для разработки системы распознавания, поскольку позволяет, заранее оценив исходные данные, значительно упростить классификатор или отказаться от построения системы распознавания в выбранном пространстве признаков. Важнейшим элементом предобработки данных является выбор признакового пространства. Формирование информативного пространства минимальной размерности позволяет упростить вычисления и повысить точность результатов классификации.

Признаковое пространство системы распознавания должно соответствовать критериям полноты описания объекта и минимальной размерности пространства.

2. Расстояния в пространстве образов

В теории распознавания большое распространение получили метрические алгоритмы классификации, которые основаны на гипотезе компактности – предположении, что схожие объекты, как правило, отображаются в одну область признакового пространства. Для формализации понятия «сходства» вводится функция расстояния $\rho(\mathbf{x}, \mathbf{x}_0)$ в пространстве образов $\mathbf{X}$. Расстояние должно быть введено так, чтобы объекты одного класса были компактно расположены, а объекты разных классов были удалены друг от друга (расхождение).

Метод основан на понятии хорошего размеще-

ния образов в признаковом пространстве, введенном в теории распознавания [1, 2, 4, 5]. Мы говорим, что образы хорошо размещены, если образы, характеризующие объекты одного класса расположены компактно, расстояния между ними малы. Образы, характеризующие объекты разных классов, должны быть удалены друг от друга, расстояния между ними должны быть велики. Естественно вводится относительный критерий – отношение межклассового расстояния к внутриклассовому.

Система анализа информативности включает в себя алгоритм расчета внутриклассовых (внутримножественных) расстояний, алгоритм расчета расстояний между классами (множествами), алгоритм вычисления критерия информативности. Параметром системы является указание на способ вычисления расстояния: евклидово, Чебышева и др. Входными данными является таблица $\mathbf{Th}$ (1) – таблица «класс – образ», выходными – значения внутримножественных (внутриклассовых) расстояний, расстояний между классами и значения критерия информативности. Подсистема отбора информативных признаков формирует списки признаков и признаковых пространств с заданными пороговыми значениями критерия информативности.

Для расчета информативности используются следующие способы вычисления расстояний. Обозначим евклидово расстояние между точками признакового пространства, которые соответствуют образам k и l классов I и J как $d(\mathbf{x}_{I,k}, \mathbf{x}_{J,l})$. Евклидово расстояние в многомерном пространстве равно

$$d(\mathbf{x}_{I,k}, \mathbf{x}_{J,l}) = \sqrt{\sum_{i=1..n} (\mathbf{x}_{I,k}(i) - \mathbf{x}_{J,l}(i))^2}. \quad (7)$$

Здесь i – номер признака, n – количество признаков, размерность пространства образов.

Расстоянием Чебышева между многомерными числовыми векторами называется максимум модуля разности компонент этих векторов:

$$\rho_{ch}(\mathbf{x}_{I,k}, \mathbf{x}_{J,l}) = \max_{i \in 1..n} |\mathbf{x}_{I,k}(i) - \mathbf{x}_{J,l}(i)|. \quad (8)$$

Расстояние Камберра является относительным, компоненты вектора разности нормированы:

$$\rho(\mathbf{x}_{I,k}, \mathbf{x}_{J,l}) = \sum_{i=1}^n \frac{|\mathbf{x}_{I,k}(i) - \mathbf{x}_{J,l}(i)|}{|\mathbf{x}_{I,k}(b) + \mathbf{x}_{J,l}(i)|}. \quad (9)$$

Внутриклассовое Евклидово расстояние

$$D_m = \frac{2 \sum_{k,l=1..K_m, k \neq l} d(\mathbf{x}_{m,k}, \mathbf{x}_{m,l})}{K_m(K_m - 1)}, \quad (10)$$

где K_m – количество образов в классе m .

Евклидово расстояние между классами равно:

$$D_{I,J} = \frac{\sum_{k=1}^{K_I} \sum_{l=1}^{K_J} d(\mathbf{x}_{I,k}, \mathbf{x}_{J,l})}{K_I \cdot K_J}. \quad (11)$$

Отношение среднего межклассового Евклидова расстояния в признаковом пространстве к среднему внутриклассовому расстоянию в признаковом пространстве $\mathbf{F}$ выбрано критерием информативности:

$$\mathbf{I}(\mathbf{F}) = \frac{\sum_{I,J=1; I \neq J}^M D_{I,J}}{(M-1) \sum_{m=1}^M D_m}. \quad (12)$$

Особенности представляют собой случаи двух и нескольких классов. Так, образы первого и второго класса могут быть отделены от третьего, а между собой пересекаться. В этом случае целесообразно использовать минимальное отношение межклассового Евклидова расстояния к сумме их внутриклассового расстояния:

$$\mathbf{I}(\mathbf{F})_{\min} = \min_{I,J} \frac{D_{I,J}}{D_I + D_J}. \quad (13)$$

3. Использование системы оценки информативности на примере задачи диагностики состояния подшипников трансмиссии ГТД

Продemonстрируем полезность оценки информативности признаков на примере признаков, используемых в задаче диагностики состояния подшипников трансмиссии ГТД. Множество классов обучающей выборки может быть определено как $\mathbf{C}$ – кондиционный, $\mathbf{B}$ – неисправный, $\mathbf{C}_0$ – кондиционный, правильно распознанный с помощью прибора ИВУ-1 и $\mathbf{N}$ – кондиционный, ошибочно распознанный как плохой подшипник прибором ИВУ-1 и необоснованно снятый. Задача диагностики может ставиться как задача распознавания двух классов –

$$\{\mathbf{C}, \mathbf{B}\}, \mathbf{C} = \mathbf{C}_0 \cup \mathbf{N}$$

или трех классов –

$$\{\mathbf{C}, \mathbf{N}, \mathbf{B}\}, \mathbf{C} = \mathbf{C}_0.$$

Результаты оценки информативности при этом будут различны, поэтому ниже приводятся оценки информативности для случая двух и трех классов подшипников.

Обучающая выборка состоит из 7 подшипников типа Р12: два подшипника класса $\mathbf{C}_0$, два подшипника класса $\mathbf{N}$ и три подшипника класса $\mathbf{B}$.

В задаче распознавания на два класса характеристический вектор равен

$$\kappa = [1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 2 \ 2 \ 2]^T,$$

в задаче распознавания на три класса –

$$\kappa = [1 \ 1 \ 2 \ 2 \ 3 \ 3 \ 3]^T.$$

Заметим, что из обучающей выборки 30 вибросигналов, представленной «ОАО «Сатурн», исключен ряд подшипников, так как она содержит вибросигналы подшипников с разным числом тел качения, причем в ней преобладают исправные подшипники типа Р12 и неисправные подшипники типа Р7.

В табл. 1 приведена оценка информативности 256 отсчетов вибросигналов s_0^{255} (начало сигнала s_0^{29999}) и s_{25000}^{25255} (конец сигнала), оценка информативности вибросигнала, проквантованного на два уровня, а также количество ошибок распознавания по методу ближайшего соседа (МБС).

Таблица 1
Информативность вибросигналов

Данные	Количество ошибок МБС		Информативность, $n = 256$	
	Три класса	Два класса	Три класса	Два класса
Сигнал (конец)	4	2	0,593	0,561
Сигнал (начало)	3	2	0,608	0,554
Бинарный сигнал	7	6	0,495	0,532

При распознавании на два класса информативность начала сигнала ниже, чем конца; при распознавании на три класса информативность начала сигнала выше (3 ошибки – 4 ошибки). Если сигнал преобразовать к бинарному, то информативность падает, а количество ошибок растет. В целом, информативность сигнала низка. Это означает, что требуется обрабатывать сигнал и вводить диагностические признаки.

Для диагностики состояния подшипников трансмиссии ГТД используются разнообразные признаки, представленные в табл. 2. Требуется объективный выбор технического решения. Объективным критерием потенциального качества распознающей системы является информативность признаков, которую можно оценить с помощью «Системы оценки информативности диагностических признаков и признаковых пространств», описанной выше.

В табл. 2 приведено максимальное значение информативности $\mathbf{I}_{\max}$, в первой строке – в задаче распознавания на два класса, во второй – на три. Видно, что информативность метода, используемого в ИВУ-1 выше (0,692).

Таблица 2

Информативность диагностических признаков в технических решениях
задачи диагностики подшипников трансмиссии ГТД

№	Система	Признаки	$I_{\max}$	Примечание
1	ИБУ-1	СКО вибросигнала	0,692 0,572	Эксплуатируется
2	МІС-200 (ВДК-44)	Спектральные	0,519 0,733	Применяется для исследований
3	На основе расчета информативности	Спектральные	0,511 4,465	Предложение
4	Bearing	Статистические, информационные характеристики, регрессия сигналов и последовательностей Wavelet-коэффициентов	0,827 0,462	НИР
5	На основе метода характерных последовательностей (ХП)	Частоты встречаемости ХП	~ 3,744 Данные отсутствуют	НИР
6	На основе анализа графического представления реализаций вибросигналов	Статистика яркостей, геометрические характеристики, отношения сигнал/шум	0,67 2,182	Исследуются
7	На основе декомпозиции вибросигнала по характеристикам Wavelet-коэфф-ов	Статистика сегментов	1,744	Исследуются
8	На основе НВ-анализа (полувольтной анализ)	Статистика и динамика полувольт	0,841 3,785	Исследуются

Если обратить внимание на динамику поведения стрелки ИБУ-1, которую можно определить вектором

$$\mathbf{x} = \left[\sigma(s_0^{4999}) \quad \sigma(s_{5000}^{9999}) \quad \dots \quad \sigma(s_{25000}^{29999}) \right],$$

то получим следующий вектор информативности:

$$\mathbf{I}(\sigma_i) = [0,547 \quad 0,562 \quad 1,076 \quad 0,658 \quad 0,524 \quad 0,83].$$

Спектральные признаки, определяемые с помощью МІС200 не информативнее, чем СКО при разбиении выборки на два класса, но информативнее при распознавании трех классов. Если спектральные признаки отобрать по критерию информативности, то можно найти признаки с информативностью больше 1 в диапазонах частот 20 – 96 Гц, 370 – 410 Гц и 3760 – 3800 Гц для задачи распознавания двух классов и с информативностью 4,465 в диапазоне частот 20 – 60 Гц для распознавания трех классов. Также есть большой набор информативных пространств ($I > 4$) с дополнительными диапазонами 1560 – 1870 Гц и 2430 – 5000 Гц. Если в качестве образа выбрать фазовую характеристику, то информативность признаков в задаче распознавания двух классов можно повы-

сить до 2,381 (диапазоны 4340 – 4380 Гц и 880 – 920 Гц), а для трех классов результаты почти не меняются.

Приложение **Bearing**, описанное в [8], позволило в интерактивном режиме с помощью визуального анализа отобрать признаковое пространство, в котором классификатор, обученный по методу потенциальных функций безошибочно разделял все подшипники на два класса. Это было среднее значение сигнала и нормированная информационная мера конца сигнала $NPIM(s_{25000}^{29999})$.

Как показали расчеты, информативность этого пространства составляет 0,827 в задаче распознавания двух классов, для которой, в общем-то, оно и выбиралось.

Показатель информативности пространства $|\bar{M}(s_0^{29999}), NPIM(s_{25000}^{29999})|$ выше, чем у признаков, используемых в настоящее время. Тем не менее, исследования продолжались, было предложено семейство признаков с очень высоким показателем информативности – частоты встречаемости характерных последовательностей (ХП) в сигналах разных классов [6, 7]. Метод МХП имеет хо-

рошие показатели, но является очень сложным и трудоемким.

В настоящее время исследуется ряд принципиально новых для диагностики методов, основанных на анализе сложной структуры сигнала (метод декомпозиции и НВ-анализ) и метод распознавания графиков вибросигналов (изображения). Показатели информативности признаков, используемых в этих методах высоки, а у метода анализа статистик полувольт (НВ-анализ) выше, чем у метода ХП, при том, что он на несколько порядков проще МХП.

Заключение

В работе предложен метод оценки информативности признаков пространств на основе расчета межклассовых и внутриклассовых Евклидовых расстояний. Метод позволяет отбирать наиболее информативные пространства признаков, оценить разделимость или линейную разделимость образов в пространстве признаков. Метод позволяет определить наиболее информативное признаковое пространство из набора признаков при отсутствии разделимости классов.

По значению критерия информативности можно получить рекомендации по построению классификатора, можно судить о возможном типе классификатора: линейный классификатор, классификатор по методу ближайшего соседа, классификаторы на основе потенциальных функций.

Система оценки информативности диагностических признаков и признаков пространств позволяет объективно оценить информативность каждого признака.

Добавление признака с большой информативностью часто не увеличивает, а даже снижает общую информативность по критерию отношения межклассового расстояния к среднему внутриклассовому, поскольку увеличиваются внутриклассовые расстояния, а межклассовые расстояния меняются незначительно.

Система позволяет:

- подобрать набор информативных признаков для разных типов алгоритмов, как метрических, так и логических;
- выявить причины неинформативности признаков и признаков пространств;

- определить, необходима или нет обработка сигнала, выбрать метод обработки;
- определить, необходимо ли вычислять характеристики сигналов;
- выбрать наиболее информативные составляющие в спектре сигналов.

Об эффективности системы можно судить по представленным результатам анализа вариантов решения задачи диагностики подшипников трансмиссии ГТД. Подход к разработке алгоритмов диагностики на основе объективного выбора диагностических признаков и технических решений по испытательным приборам представляется перспективным и необходимым.

Литература

1. *Methods of Recognition Based on the Function of Rival Similarity* / N.G. Zagoruiko, I.A. Borisova, V.V. Dubanov, O.A. Kutnenko // *Pattern Recognition and Image Analysis*. – 2008. – V. 18. – P. 1-6.
2. *Сходство и компактность* / И.А. Борисова, В.В. Дюбанов, Н.Г. Загоруйко, О.А. Кутненко // *Математические методы распознавания образов: 14-я Всероссийская конференция*. – М.: МАКС Пресс, 2009.
3. Колесникова С.И. *Методы анализа информативности разнотипных признаков* / С.И. Колесникова // *Вестник Томского государственного университета*. – 2009. – № 1 (6). – С. 69-80.
4. Загоруйко Н.Г. *Методы распознавания и их применение* / Н.Г. Загоруйко. – М.: Советское радио, 1972. – 320 с.
5. Ту Дж. *Принципы распознавания образов* / Дж. Ту, Р. Гонсалес. – М.: Мир, 1978. – 460 с.
6. Gorshkov A.P. *A Family of Effective Features for Condition Diagnostics of Complex Technical Systems from the Example of GTE Transmission Bearings* / A.P. Gorshkov, T.P. Gryzlova // *Pattern Recognition and Image Analysis*. – 2009. – Vol. 19, No. 4. – P. 641-646.
7. *Диагностика состояния подшипников трансмиссии газотурбинных двигателей в пространствах статистик характерных последовательностей вибраций* / А.П. Горшков, Т.П. Грызлова, Б.И. Комаров, В.Т. Шепель // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 10 (36). – С. 152 – 156.
8. Шепель В.Т. *Выбор признаков для диагностики технического состояния подшипников трансмиссии ГТД* / В.Т. Шепель, Б.И. Комаров, Т.П. Грызлова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 8 (24). – С. 200-205.

Поступила в редакцию 6.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., начальник КО сертификации авиационных двигателей В.Т. Шепель, «ОАО «Сатурн», Рыбинск, Россия.

СИСТЕМА ОЦІНКИ ІНФОРМАТИВНОСТІ ДІАГНОСТИЧНИХ ОЗНАК І ОЗНАКОВИХ ПРОСТОРІВ

Т.П. Гризлова, А.О. Баликіна

Представлена система для аналізу інформативності ознак і ознакових просторів, яка дозволяє об'єктивно вибрати діагностичні ознаки і ознакові простори із заданого набору. Критерієм інформативності служить відношення середньої відстані між класами до середньої внутрікласової відстані в ознаковому просторі (просторі образів). Критерій дозволяє відібрати інформативні складові в спектрі сигналів, вибрати метод обробки сигналів для вирішення завдань технічної діагностики. Виконаний аналіз інформативності ознак в різних технічних рішеннях задачі діагностики підшипників трансмісії ГТД. Показано, що оцінки інформативності ознак допомагають вибрати правильну постановку завдання класифікації, метод і алгоритм ухвалення рішень, метод обробки вібросигналів.

Ключові слова: діагностика, ознаки, інформативність, набір ознак, внутрікласова відстань, міжкласова відстань, метрики, критерії інформативності, пошук інформативних ознакових просторів, вібросигнал, підшипники трансмісії ГТД.

DIAGNOSTIC FEATURE'S AND PATTERN SPACES' INFORMATIVITY ESTIMATION SYSTEM

T.P. Gryzlova, A.O. Balykina

A methodical solution is proposed for the problem of feature search based on informativity estimations of characteristics of digital signals. The diagnostic feature's and pattern spaces' informativity estimation system makes possible an objective test of feature set. Informativity for evaluation of feature set that is the ratio of the mean interclass Euclidean distance in a feature space to the mean intraclass distance is used. The result is a pattern space set with proper clustering. In the example of the problem of system diagnostics of transmission bearings in a gas_turbine engine, the advisability of change to a new approach for choice of features' set is shown. Informativity helps in choice of spectrum coefficients with high informativity. Also it helps to choose signal processing method to solve diagnostics problems. There was shown that informativity estimations of features are helpful for correct formalization of classification problem and for choice of vibration signal processing method and decision-making behavior.

Key words: diagnostics, features, informativity, feature set, interclass Euclidean distance, intraclass distance, distance function, automatic feature search, vibration, transmission bearings, gas_turbine engine.

Грызлова Татьяна Павловна – канд. техн. наук, доцент кафедры МПО ЭВС РГТА им. П.А. Соловьева, Рыбинск, Россия, e-mail: kntpgryzlova@mail.ru.

Балыкина Ася Олеговна – магистр техники и технологий, программист группы компаний «ТЕНЗОР», Рыбинск, Россия, e-mail: tsuzuki_asmodei@mail.ru.

УДК 629.3.062.3

А.В. МАСЛОВСКИЙ, М.Г. БАКУЛИН

ООО «Радарные технологии – 2Т», Москва, Россия

ИНФОРМАТИВНОСТЬ ФАЗОВЫХ ПОРТРЕТОВ ПРИ МИКРОВОЛНОВЫХ ИЗМЕРЕНИЯХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕМЕНТОВ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассмотрен новый способ исследования процессов, происходящих в проточной части газотурбинных двигателей (ГТД). Предложенный способ основан на построении и анализе фазового портрета сигнала в микроволновой системе измерения радиальных зазоров. На примере математической модели показано, что изменение геометрических параметров элементов проточной части ГТД приводит к различным изменениям фазового портрета. Анализ фазового портрета позволяет обнаруживать эти изменения, измерять их и разделять вклад различных составляющих на изменение одного и того же параметра. Например, определить составляющую изменения зазора, вызванную удлинением лопатки, и составляющую, вызванную изменением размера корпуса. Приводятся результаты практического использования данного метода при стендовых испытаниях авиационного ГТД.

Ключевые слова: радиальный зазор, роторные лопатки, удлинение лопатки, осевое смещение, фазовый портрет.

Введение

Проблема измерения геометрических параметров элементов проточной части газотурбинных двигателей (ГТД) во время работы всегда была актуальной. Получение такой информации на этапе разработки позволяет более точно понять процессы, происходящие в двигателе, учесть их при проектировании и выработать рекомендации для режимов работы. Учет такой информации в процессе эксплуатации, особенно при наличии элементов управления этими параметрами, позволит повысить к.п.д. двигателя и его ресурс.

Одним из параметров проточной части ГТД, сильно влияющих на к.п.д. двигателя, является зазор между корпусом двигателя и роторными лопатками. Известно [1, 2], что увеличение относительных радиальных зазоров в турбине газотурбинного двигателя на 1% приводит к снижению к.п.д. двигателя примерно на 3% и перерасходу топлива почти на 10%. Поэтому проблеме измерения радиальных зазоров в последнее время уделяется много внимания.

Существуют разные способы измерения радиальных зазоров на работающем двигателе. Среди них наиболее перспективными можно назвать:

- оптический способ, основанный на анализе величины просвета между корпусом и лопатками;
- способ, использующий емкостные датчики;
- способ, использующий токовихревые датчики;
- способ, основанный на микроволновых (радиолокационных) измерениях.

Следует отметить, что измерения должны про-

водиться на работающем двигателе, внутри проточной части при высокой температуре (до 1700⁰С), высоком давлении (20 атм. и выше), воздействии продуктов сгорания и ионизированных частиц. В таких условиях наиболее устойчивым и надежным оказывается микроволновый метод измерения.

Привлекательность микроволновых методов заключается не только в возможности проведения измерений в «тяжёлых» условиях, но и более широкой функциональностью микроволновых датчиков.

В данной статье рассматривается метод для анализа геометрических параметров элементов проточной части газотурбинных двигателей при микроволновых измерениях, который позволяет расширить функциональность этих систем.

1. Принципы микроволновых измерений

Радиолокационные принципы измерения расстояния до объекта, параметров его движения, идентификация и т.п., хорошо известны [3]. Они основаны на измерении запаздывания принимаемого сигнала относительно излучаемого, а также анализе искажения его формы или спектра. Эти принципы хорошо реализуются и теоретически обосновываются при выполнении условия, что объект находится в дальней зоне, когда расстояние до него существенно больше длины волны. В этом случае направленные свойства излучаемого и отраженного сигналов могут быть описаны диаграммами направленности, а сами объекты можно описать, как одноточечные

источники.

Совершенно другая картина наблюдается при использовании радиолокационных методов для измерения зазора в ГТД. Принцип действия такой измерительной системы иллюстрирует рис. 1. В корпусе ГТД выполнено отверстие, в котором установлена антенная система, состоящая из передающей антенны и одной или нескольких приемных антенн.

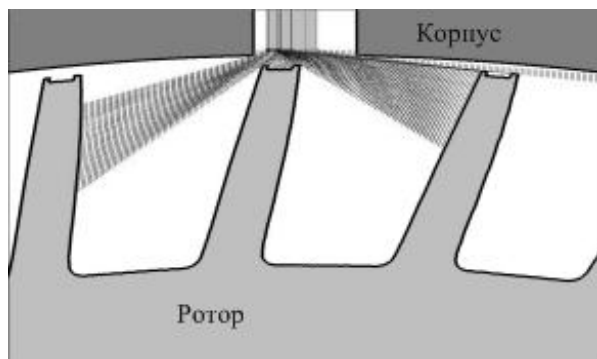


Рис. 1. Принцип формирования результирующего сигнала в радиолокационной системе измерения радиальных зазоров

Исследуемой характеристикой является расстояние между торцом лопатки и внутренней поверхностью корпуса, которая связана с расстоянием между источником излучения и торцом лопатки. Задача микроволнового измерителя заключается в обнаружении момента прохождения лопатки на наименьшем расстоянии от антенной системы и измерении в этот момент фазы сигнала, отраженного от торца лопатки.

Из-за малых габаритов передающей антенны, излучение происходит во всех направлениях. Поэтому в область видимости попадает не только исследуемый объект (торец лопатки), но и другие элементы системы. Эти элементы становятся источниками вторичного излучения.

Излучаемый передающей антенной сигнал $S_t(t)$ и принятый приемной антенной сигнал $S_r(t)$ являются узкополосными сигналами и характеризуются тремя параметрами: несущей частотой f_0 , текущей амплитудой $A(t)$ и текущей фазой $\varphi(t)$.

Варианты построения микроволновых систем и алгоритмы обработки сигналов описаны в [4]. В упрощенном виде они сводятся к преобразованию принятого сигнала и получению сигнала следующего вида

$$S_i(t) = A_r(t) \cos(\varphi_r(t) - \varphi_t(t));$$

$$S_q(t) = A_r(t) \sin(\varphi_r(t) - \varphi_t(t)),$$

где $S_i(t), S_q(t)$ – синфазная и квадратурная составляющие сигнала; $A_r(t)$ – текущая амплитуда при-

нимаемого сигнала; $\varphi_r(t), \varphi_t(t)$ – текущие фазы принятого и переданного сигналов.

Квадратурные сигналы дискретизируются по времени и используются для вычисления разности фаз

$$\Delta\varphi(t_n) = (\varphi_r(t_n) - \varphi_t(t_n)) = \arctg \left(\frac{S_q(t_n)}{S_i(t_n)} \right).$$

При наличии в системе только сигнала, отраженного от торца лопатки, разность фаз $\Delta\varphi(t_n)$ будет пропорциональна сумме расстояний, пройденных радиоволной от передающей антенны до торца лопатки и от торца лопатки до приемной антенны.

Таким образом, процедура измерения зазора сводится к получению отсчетов квадратурных сигналов в момент прохождения лопатки, вычислению разности фаз, пересчёту её значения в длину пути, пройденного радиоволной, и пересчёту этого значения в значение зазора.

Такая процедура давала бы абсолютно точный результат, если бы помимо сигнала, отраженного от торца лопатки, не принимались сигналы, отраженные от других движущихся и неподвижных поверхностей (рис. 1). Причем эти поверхности могут иметь эффективные площади рассеяния существенно больше, чем площадь торца лопатки. В такой ситуации требуются дополнительные конструктивные и алгоритмические способы уменьшающие влияние отражений от других поверхностей.

2. Фазовый портрет, как метод визуализации и идентификации процессов

При исследовании динамических систем может использоваться подход, основанный на фазовых траекториях и фазовых портретах. Под фазовой траекторией (ФТ) динамической системы, состояние которой описывается функцией $f(t)$, понимается линия, отображаемая на плоскости в декартовой системе координат, при движении точки с координатами $x = f(t)$ и $y = f'(t)$, где $f'(t)$ обозначает производную функции $f(t)$. Фазовый портрет (ФП) – это совокупность фазовых траекторий. Метод фазовых траекторий и фазовых портретов позволяет визуально наблюдать поведение динамической системы и обнаруживать характерные точки. Используем аналогичный подход для анализа процессов, происходящих в проточной части ГТД при микроволновых измерениях. В качестве координат для построения ФТ и ФП будем использовать квадратурные сигналы $S_i(t), S_q(t)$.

Подход, основанный на анализе фазовых портретов, имеет ряд преимуществ по сравнению с анализом временных разверток сигналов. Во-первых, для стационарных процессов, когда геометрические параметры модели не меняются, фазовый портрет не зависит от масштаба времени. Это значит, что ни изменение частоты вращения, ни изменение частоты дискретизации, не приводят к изменениям фазовых траекторий. И только изменение геометрии модели, сказывается на изменении фазового портрета. Во-вторых, фазовый портрет не требует точной привязки к периоду вращения. Достаточно того, чтобы выполнялось условие, что длина временного отрезка, по которому строится ФП, больше периода вращения. В-третьих, при наложении фазовых портретов, взятых в разные отрезки времени без какой либо привязки к периоду вращения, сразу видны отличия и отклонения траекторий, что позволяет подвергнуть анализу конкретный участок ФП и идентифицировать эти изменения с точки зрения изменения геометрии. В-четвертых, при равномерной временной дискретизации отсчетов сигнала и построении ФТ по дискретным отсчетам, можно наблюдать на ФП участки с разной степенью плотности расположения точек. Более плотные участки характеризуют положение ротора в моменты времени, когда фазовые соотношения меняются незначительно, позволяют определить характерные точки на ФП и идентифицировать положение лопатки без дополнительной временной привязки.

Для анализа фазовых портретов можно использовать методы схожие с методами обработки изображения. Пусть фазовый портрет описывается множеством траекторий S . Изменения фазового портрета могут быть описаны операторами линейного и нелинейного преобразований

$$S_{LT} = F \bullet S;$$

$$S_{NLT} = \Phi(S),$$

где S_{LT}, S_{NLT} – преобразованные ФТ; $F, \Phi(\cdot)$ – операторы линейного и нелинейного преобразования.

Линейное преобразование описывается операциями смещения, поворота и масштабирования. Параметры этих преобразований достаточно легко идентифицируются и оцениваются. Процедура нелинейного преобразования является довольно сложной для параметрической идентификации, поэтому вместо нелинейного преобразования, можно предложить использование линейных преобразований для разных участков ФП. В этом случае идентификация и оценивание изменений геометрических параметров сводится к оцениванию параметров линейных преобразований для разных участков ФП.

Поясним это более подробно на простых при-

мерах. Для этого воспользуемся упрощенным методом, основанным на точечной модели описания элементов ГТД и изложенным в [5].

На рис. 2 приведены фазовые портреты, полученные при упрощенном математическом моделировании микроволновой системы измерения зазоров в ТВД при изменении зазора за счет изменения диаметра корпуса. Кривая 1 – ФП для исходного состояния. Кривая 2 – ФП при уменьшении зазора на 0,25 мм. На кривой 1 нанесены точки с равномерным шагом кантования по времени. Здесь хорошо видны места группирования точек, которые являются характерными точками ФП.

Кривая 3 – это ФП, полученный одним общим линейным преобразованием исходного портрета с углом поворота на 20,5 градуса. При пересчете такой угол поворота, соответствует изменению зазора на 0,248 мм, что практически совпадает с реальным изменением зазора в модели. Таким образом, изменение зазора, вызванное изменением размера корпуса, приводит к повороту всего портрета на угол пропорциональный величине зазора.

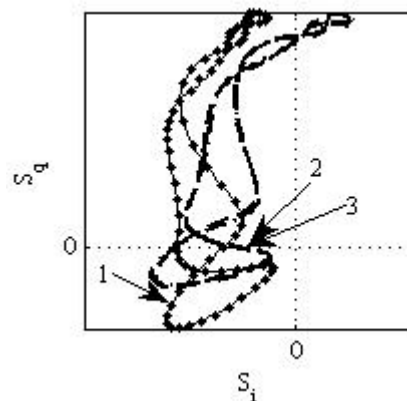


Рис. 2. Изменение ФП при увеличении зазора за счет уменьшения радиуса корпуса на 0,25 мм

На рис. 3 приведены аналогичные фазовые портреты, полученные при имитации удлинения пера лопатки на 0,25 мм. Исходный ФП (кривая 1) такой же, как и на предыдущем графике. Портрет, полученный при удлинении лопатки (кривая 2), наиболее сильно отличается на участке, соответствующем моменту прохождения лопатки вблизи антенны (выделено эллипсом). На некоторых других участках наблюдается полное совпадение ФТ с исходным ФП. Разбиение всего ФП на отдельные участки и анализ преобразований для каждого участка позволил найти такие преобразования, в результате которых наблюдается точное совпадение преобразованного портрета (кривая 3), с портретом, полученным путем моделирования при изменении зазора (кривая 2). Угол поворота выделенного участка составляет 20,1 градуса (соответствует изменению расстояния на 0,243 мм), что с достаточно высокой

точностью совпадает с изменением зазора в модели.

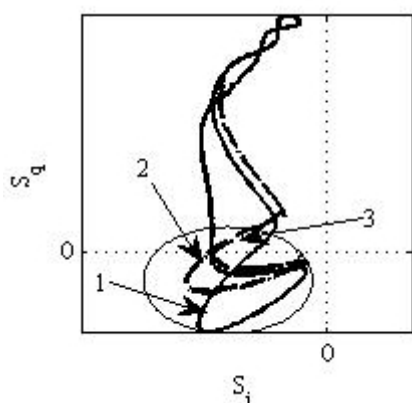


Рис. 3. Изменение ФП при уменьшении зазора за счет удлинения пера лопатки на 0,25 мм

Для примера влияния других явлений, происходящих в проточной части ГТД, на рис. 4 приведены портреты при осевом смещении на 0,5 мм (кривая 1 – исходный портрет, кривая 2 – портрет при осевом смещении, кривая 3 – портрет, полученный линейными преобразованиями исходного портрета (практически совпадает с кривой 2)).

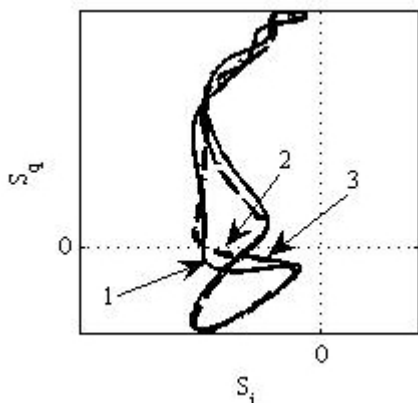


Рис. 4. Изменение ФП при осевом смещении

Сравнение этих портретов с портретами на рис. 2 и 3 показывает, что осевое смещение проявляется в других преобразованиях (на других участках). Поэтому теоретически становится возможным обнаружить и измерить величину осевого смещения. Но для этого нужно предварительно проводить обучение алгоритма обработки, с использованием либо экспериментально полученной информации, либо результатов электродинамического моделирования полностью описанной проточной части.

3. Использование фазовых портретов в реальных экспериментах

Предложенный подход, основанный на построении и анализе фазовых портретов, был использован при проведении практических стендовых испытаний авиационного ГТД.

На рис. 5 приведены графики изменения частоты вращения (рис. 5, а, сплошная линия) при кратковременном скачке и семейство фазовых портретов (рис. 5, б), соответствующих участку, выделенному жирной линией на рис. 5, а. На рис. 5, а пунктирной линией изображена зависимость угла поворота участка ФП, соответствующего моменту прохождения лопатки. Этот угол линейно связан с величиной зазора.

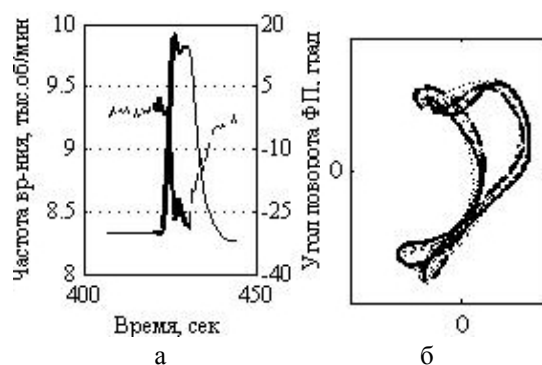


Рис. 5. Диаграммы изменения частоты вращения и угла поворота участка ФП (а) и семейство ФП (б) при скачке частоты вращения

На рис. 6 приведены аналогичные кривые для режима постоянного увеличения частоты вращения. Здесь хорошо видны отличия от кривых рис. 5. В данном случае происходит вращение всего портрета. Но и в этом случае информация о зазоре содержится в угле поворота кончика портрета (участка, соответствующего моменту прохождения лопатки вблизи антенны).

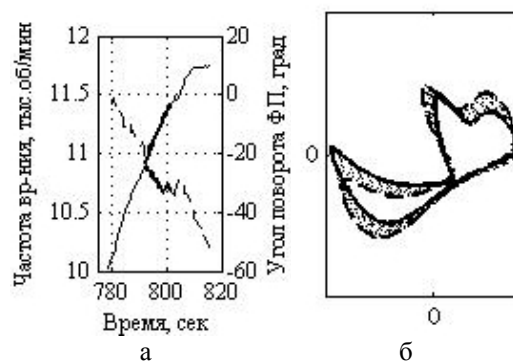


Рис. 6. Диаграммы изменения частоты вращения и угла поворота всего ФП (а) и семейство ФП (б) при увеличении частоты вращения

Таким образом, показано, что любые процессы затрагивающие, изменения геометрических размеров элементов проточной части ГТД, отражаются на изменении фазового портрета, полученного при микроволновых измерениях. Для простого измерения зазоров достаточно определить угол вращения участка, соответствующего моменту прохождения лопатки.

Заключение

Предложенный подход, основанный на анализе фазового портрета, получаемого при микроволновых измерениях зазоров, позволяет более полно проанализировать процессы, происходящие в проточной части ГТД. Классификация процессов и измерение параметров могут быть осуществлены путем оценивания параметров линейных преобразований фазовых портретов.

Литература

1. Иноземцев А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок / А.А. Иноземцев. – М.: Машиностроение, 2008. – 284 с.

2. GP7200: Quiet Power for the A380. Engine Yearbook 2003. Aviation Industry Press, 2003.

3. Справочник по радиолокации / под ред. М. Скольника. – М.: Сов. радио, 1976. – Т. 1. – 455 с.

4. Масловский А.В. Принципы построения и практика применения микроволновых систем измерения радиальных зазоров / А.В. Масловский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 8 (65). – С. 205 – 209.

5. Масловский А.В. Применение метода фазовых портретов в микроволновых системах измерения радиальных зазоров лопаточных машин / А.В. Масловский, И.С. Табачук, М.Г. Бакулин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 7 (64). – С. 208 – 212.

Поступила в редакцию 31.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук И.В. Егоров, Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, Москва, Россия.

ІНФОРМАТИВНІСТЬ ФАЗОВИХ ПОРТРЕТІВ ПРИ МІКРОХВИЛЬОВИХ ВІМІРАХ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ЕЛЕМЕНТІВ ПРОТОЧНОЇ ЧАСТИНИ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

О.В. Масловський, М.Г. Бакулін

Розглянуто новий спосіб дослідження процесів, що відбуваються в проточній частині газотурбінних двигунів. Запропонований спосіб заснований на побудові та аналізі фазового портрету сигналу в мікрохвильовій системі виміру радіальних зазорів. На прикладі простої моделі показано, що зміна геометричних параметрів елементів проточної частини газотурбінного двигуна призводить до різних змін фазового портрету. Аналіз фазового портрету дозволяє виявляти ці зміни, вимірювати їх і розділити внесок різних складових на зміну одного і того ж параметра. Наприклад, визначити складову зміни зазору, викликану подовженням лопатки, і складову, викликану зміною розміру корпусу. Наводяться результати практичного використання даного методу при стендових випробуваннях авіаційного газотурбінного двигуна.

Ключові слова: радіальний зазор, роторні лопатки, подовження лопатки, осьовий зсув, фазовий портрет.

DESCRIPTIVENESS PHASE PORTRAIT FOR MICROWAVE MEASUREMENTS OF GEOMETRIC PARAMETERS AIR-GAS CHANNEL OF GAS TURBINE ENGINES

A.V. Maslovskiy, M.G. Bakulin

A new method for studying the processes occurring in the flow of gas turbine engines. The proposed method is based on the construction and analysis of the phase portrait of the signal in a microwave system for measuring radial clearance. A simple model shows that the change of geometric parameters of the elements flowing part of the gas turbine engine results in various changes in the phase portrait. Analysis of the phase portrait can detect these changes, measure them and divide the contribution of different components to modify the same parameter. For example, to determine the component of the change of the gap caused by the lengthening of the shovels, and the component caused by changes in body size. The results of the practical use of this method for bench tests of aircraft gas turbine engine.

Key words: radial clearance, rotor blades, blade elongation, axial displacement, the phase portrait.

Масловский Александр Владимирович – канд. техн. наук, Генеральный директор, ООО «Радарные технологии -2Т», Москва, Россия, e-mail: maslovskiy@2tgroup.com.

Бакулин Михаил Германович – канд. техн. наук, начальник отдела информационных технологий, ООО «Радарные технологии -2Т», Москва, Россия, e-mail: bakulin@info2t.ru.

УДК 621.7.044

В.В. ТРЕТЬЯК

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

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ГАЗО-ВЗРЫВНОЙ ШТАМПОВКИ

В статье рассмотрен процесс газо-взрывной импульсной штамповки, который основывается на преобразовании химической энергии топлива в работу пластического деформирования материала обрабатываемой заготовки посредством высвобождения химической энергии топлива в ходе экзотермической реакции окисления горючего окислителем. Представлена математическая модель для расчета физических и технологических параметров процесса. Рассмотрены преимущества и недостатки газо-взрывной штамповки. Приведен алгоритм расчета энергетических характеристик. Разработана программа и представлена форма для расчета энергетических и технологических характеристик.

Ключевые слова: газо-взрывная штамповка, пластическое деформирование, энергетические характеристики, импульсные технологии.

1. Сущность газо-взрывной листовой штамповки

Процесс газо-взрывной штамповки (рис. 1, 2) основан на преобразовании химической энергии топлива в работу пластического деформирования материала обрабатываемой заготовки посредством высвобождения химической энергии топлива в ходе экзотермической реакции окисления горючего окислителем [1].

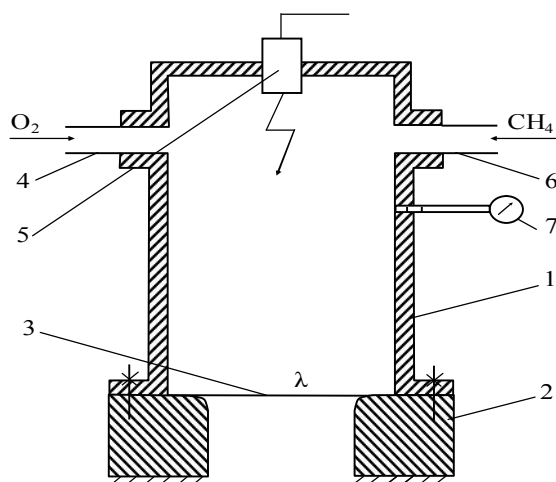


Рис. 1. Схема установки:

- 1 – взрывная камера; 2 – матрица; 3 – заготовка;
- 4 – магистраль подвода окислителя; 5 – устройство для поджига; 6 – магистраль подвода горючего;
- 7 – контрольный манометр

Экзотермические реакции окисления горючих газов в зависимости от характеристик горючего, окислителя, условий инициирования реакции, гео-

метрических характеристик реакционного сосуда могут протекать с различной скоростью и существенно отличаться по своему характеру.

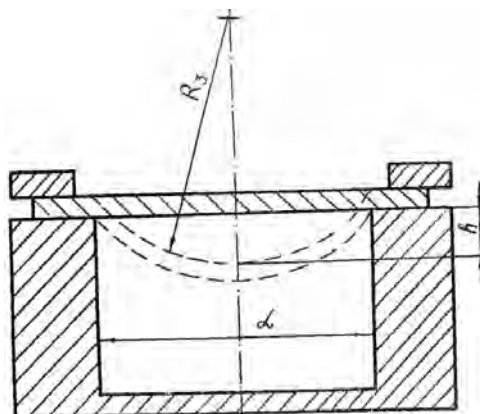


Рис. 2. Схема штамповки

В связи с этим такие реакции обычно делят на собственно горение (ламинарное или турбулентное) и детонационное горение (взрыв) смеси горючего газа с окислителем. Процессы горения, как правило, протекают с переменной скоростью в то время как скорость взрыва зависит от внешних возмущений в гораздо меньшей степени.

Между горением и взрывом (детонацией) существует строгая количественная граница: скорость горения всегда меньше, а скорость детонации всегда больше, чем скорость звука в исходной (непрореагировавшей) смеси.

Горение при известных критических условиях может скачкообразно переходить в детонацию.

Таким образом, детонация представляет собой наиболее эффективную форму осуществления реак-

ции окисления, имеющую постоянную и максимально возможную при заданных условиях для данной горючей смеси скорость распространения. Поэтому именно детонационный режим горения используется в подавляющем большинстве технологических установок.

Фронт детонационной волны представляет собой сильную ударную волну, которая адиабатически сжимает газ и, соответственно, нагревает его до весьма высокой температуры (степень повышения температуры может достигать 10...15). При столь высокой температуре и давлении химическая реакция протекает очень интенсивно, выделяя тепловую энергию в некоторой зоне за фронтом. Позади зоны находятся постепенно расширяющиеся продукты реакции.

Таким образом, поскольку энергия химической реакции заключена в самой среде (газовой смеси) и высвобождается только детонацией, обеспечивая стационарность своего распространения, то детонационная волна может распространяться на сколь угодно длинном пути с постоянной скоростью а постоянным давлением в волне.

Давление P_1 , температура T , удельный объем V , скорость продуктов U_1 за волной и скорость детонационной волны D являются тем набором параметров, которые однозначно характеризуют процесс стационарной детонации.

Для определения этих параметров воспользуемся основным уравнением сохранения массы

$$\rho_0(D - U_0) = \rho_1(D - U_1); \quad (1)$$

импульса

$$P_1 - P_0 = \rho_0(D - U_0)(U_1 - U_0) \quad (2)$$

и энергии

$$V - V_0 - 1/2(P_1 + P_0)(V_0 - V_1) + Q, \quad (3)$$

где P_0 , U_0 , V_0 , V – соответственно давление, массовая скорость, удельный объем и внутренняя энергия невозмущенной газовой смеси.

Добавив к уравнениям (1) – (3) уравнение состояния

$$P = f(S, T) \quad (4)$$

и следующее из первого начала термодинамики соотношение

$$D = U + C, \quad (5)$$

где S – энтропия, а C – местная скорость звука в продуктах реакции, получим систему уравнений для определения параметров детонационной волны.

Результатом решения системы относительно D для уравнения состояния идеального газа, являются такие зависимости:

$$P_1 = P_0 + \frac{\rho_0 D^2}{R+1} \left(1 - \frac{C_0^2}{D^2} \right); \quad (6)$$

$$V_1 = V_0 - \frac{V_0}{R+1} \left(1 - \frac{C_0^2}{D^2} \right); \quad (7)$$

$$U_1 = \frac{D}{R+1} \left(1 - \frac{C_0^2}{D^2} \right); \quad (8)$$

$$T_1 = \frac{\mu_1 \rho_1 V_1}{R}, \quad (9)$$

где $C_0^2 = R_0 P_0 V_0 = K_0 \frac{R_0 T_0}{\mu_0}$ – скорость звука в исходном газе.

Зная скорость детонационной волны D , легко вычислить все параметры детонационной волны.

Газовзрывная штамповка отличается от других процессов импульсного формообразования характером приложения нагрузки, кинематикой течения металла, а также конструкцией применяемой технологической оснастки.

Газовзрывная штамповка (иными словами – детонационно-газовая – ДГШ), как и другие способы беспрессовой штамповки, имеет существенные преимущества по сравнению со штамповкой на прессах;

а) возможность создания эффективной технологии без крупных уникальных прессов и сокращение сроков подготовки производства;

б) высокая экономичность технологии за счет упрощения оснастки и дешевизны энергоносителя;

в) возможность размещения технологических установок в обычных производственных зданиях и действующих цехах;

г) относительная простота оборудования и низкие амортизационные расходы;

д) широкий диапазон управления параметрами штамповки за счет варьирования начального давления в составе газовой смеси;

е) возможность полной автоматизации технологического процесса;

ж) вероятность создания принципиально новых комбинированных техпроцессов, сочетающих, например, формообразование с термообработкой изделий.

К недостаткам ДГШ следует отнести ограниченный энергетический потенциал установок, связанный с объемом взрывной камеры и трудностями удержания высокого начального давления горючей газовой смеси, а также невысокий КПД процесса.

2. Алгоритм расчета энергетических характеристик

По замеренному на оснастке размеру d , заданной толщине заготовки δ и глубине проштамповки h рассчитать потребную работу деформирования и необходимое давление

$$q = 2\sigma_3 \delta / R_3, \quad (10)$$

где σ_3 – предел текучести материала заготовки.

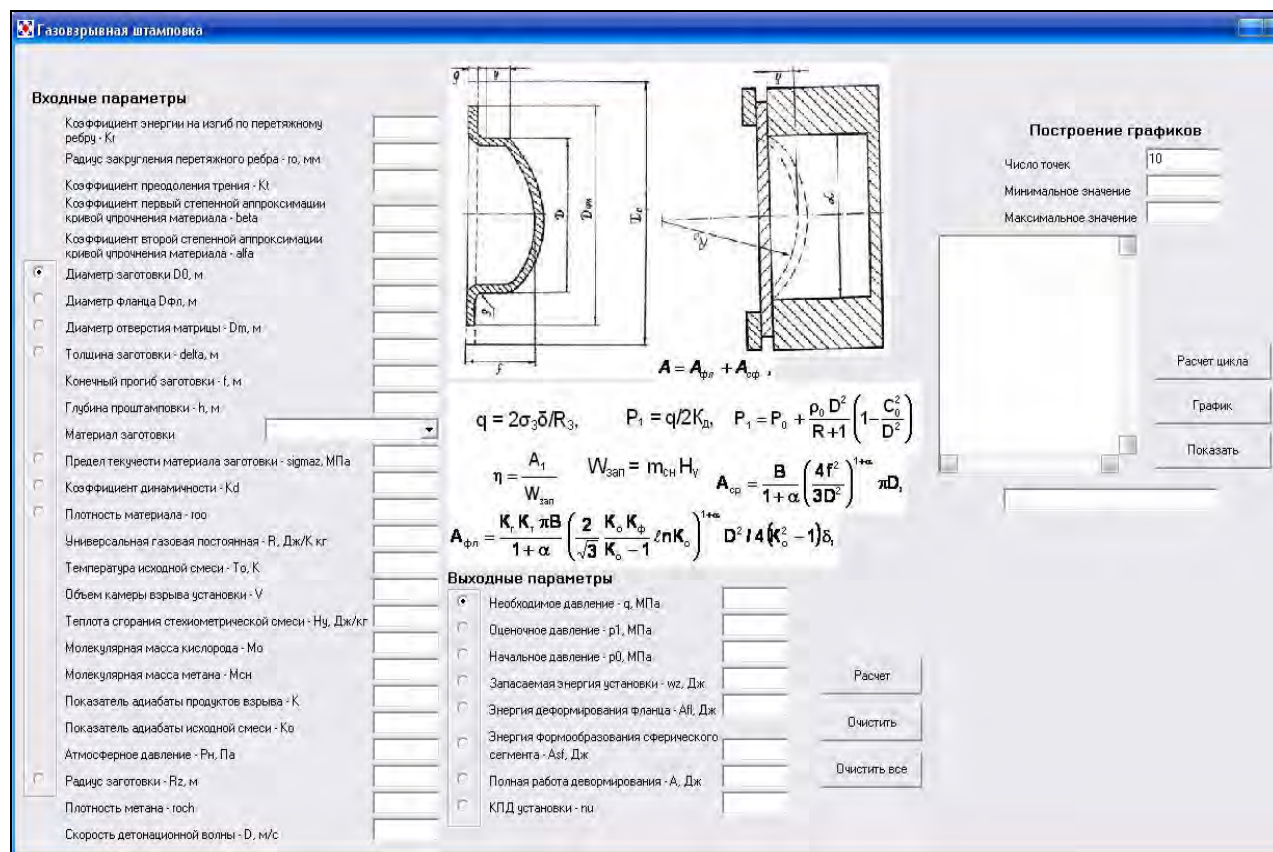


Рис. 3. Форма меню программы для расчета энергетических и технологических параметров газо-взрывной штамповки

Рассчитанное давление q является статическим, требуемое давление в импульсе P_1 может существенно отличаться из-за влияния скорости деформирования на физико-механические свойства материала.

В качестве первого приближения для оценочного инженерного расчета можно принять

$$P_1 = q/2K_d, \quad (11)$$

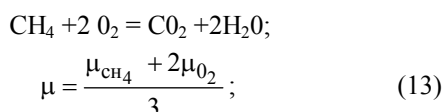
где K_d – коэффициент динамичности.

Записав уравнение состояния идеального газа для начальной смеси как

$$\frac{P_0}{\rho_0} = \frac{R T_0}{\mu_0}, \quad (12)$$

можно рассчитать необходимое начальное давление горючей газовой смеси P_0 и остальные параметры детонационной волны в предположении, что скорость детонационной волны не сильно зависит от начального давления и равна $D = 2540$ м/с.

Молекулярная масса смеси согласно уравнению реакции



$$R_0 = R = 8480 \text{ Дж/кг}.$$

Температуру исходной смеси принять равной $T_0 = 293$ К.

По вычисленному значению P_0 можно рассчитать запасаемую энергию установки по формуле

$$W_{\text{зап}} = m_{\text{CH}_4} H_y, \quad (14)$$

если плотность метана при нормальных условиях

$$\rho_{\text{CH}_4} = 0,67 \text{ кг/м}^3,$$

можно определить массу метана в исходной смеси:

$$m_{\text{CH}_4} = V_{\text{CH}_4} \rho_{0\text{CH}_4}. \quad (15)$$

Плотность метана при начальном давлении P_0 вычислить из уравнения

$$\frac{P_0}{\rho_{0\text{CH}_4}} = \frac{P_n}{\rho_{\text{CH}_4}}, \quad (16)$$

где $P_n = 10^5$ Па – атмосферное давление.

Объем метана в стехиометрической смеси

$$V_{\text{CH}_4} = V/3, \quad (17)$$

где V – объем камеры установки.

Рассчитав эти параметры, можно произвести штамповку мембраны при начальном давлении смеси P_0 .

Измерив на отштампованной детали размеры d_1 и h_1 и рассчитав для нее потребную работу деформирования A_1 можно оценить КПД установки по формуле

$$\eta = \frac{W_{\text{зап}}}{A_1}. \quad (18)$$

3. Программа для расчета энергетических и технологических параметров процесса

Для расчета основных технологических параметров газо-взрывной штамповки разработана программа, выполненная в объектном представлении [2–4].

На рис. 3 представлено форма меню программы для расчета параметров технологического процесса газо-взрывной штамповки.

Данная программа может быть использована для расчетов, как технологами, так и студентами в лабораторных работах и дипломном проектировании в курсе «Импульсные технологии» [5].

Литература

1. *Высокоэнергетические методы листовой штамповки: учебное пособие по лаб. практикуму* / В.К. Борисевич, А.И. Волков, Н.И. Семшиов, В.В. Третьяк, Ю.И. Чебанов: – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «Харк. авиац. ин-т», 1998. – 75 с.

2. К оценке экономической эффективности методов изготовления сложных деталей с помощью импульсных источников энергии / В.К. Борисевич, В.Н. Голованов, В.В. Третьяк, Ю.А. Невешкин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 11 (47). – С. 187-193.

3. Третьяк В.В. Особенности алгоритмов анализа и синтеза импульсных технологических процессов / В.В. Третьяк // *Вестник Национального технического университета "ХПИ"*. – 2009. – Вып. 31. – С. 92-99.

4. Третьяк В.В. Математическая модель и расчет импульсных технологических процессов в объектном представлении / В.В. Третьяк // *Вісті академії інженерних наук. Спеціальний випуск. Машинобудування та прогресивні технології*. – 2009. – № 1 (38). – С. 126-133.

5. Борисевич В.К. К вопросу моделирования импульсных процессов в замкнутой камере для взрывных процессов / В.К. Борисевич, В.В. Третьяк, И.В. Скорченко // *Вестник двигателестроения*. – 2010. – № 2. – С. 166-171.

Поступила в редакцию 26.05.2011

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

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ДЛЯ РОЗРАХУНКУ ПАРАМЕТРІВ ГАЗО-ВИБУХОВОГО ШТАМПУВАННЯ

В.В. Третьяк

В статті розглянутий процес газо-вибухового імпульсного штампування, який ґрунтується на перетворенні хімічної енергії палива в роботу пластичної деформації матеріалу оброблюваної заготовки за допомогою того, що вивільняється хімічної енергії палива в ході екзотермічної реакції окислення пального окислювачем. Представлена математична модель для розрахунку фізичних і технологічних параметрів процесу. Розглянуті переваги і недоліки газо-вибухового штампування. Приведений алгоритм розрахунку енергетичних характеристик. Розроблена програма і представлена форма для розрахунку енергетичних і технологічних характеристик.

Ключові слова: газо-вибухове штампування, пластична деформація, енергетичні характеристики, імпульсні технології.

MATHEMATICAL MODEL FOR COMPUTATION OF PARAMETERS GAS EXPLOSIVE STAMPING

V.V. Tretyak

In article a process is considered of the gas explosive impulsive stamping, which is based on transformation of chemical energy of fuel in work of plastic deformation of material of the processed purveyance by means freed of chemical energy of fuel during the exothermic reaction of oxidization of fuel by oxidant. A mathematical model is presented for computation of physical and technological parameters of process. The advantages are considered and lacks of the gas explosive stamping. An algorithm is resulted of computation of power descriptions. The program is developed and presented form for computation of power and technological descriptions.

Keywords: gas explosive stamping, plastic deformation, power descriptions, impulsive technologies.

Третьяк Владимир Васильевич - канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mint_khai@rambler.ru.

УДК 681.786

Л.М. ПОКИДЬКО

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

КОНТРОЛЬ ЯКОСТІ ПРЕЦИЗІЙНИХ ДЕТАЛЕЙ ЗА ДОПОМОГОЮ ЛАЗЕРНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ

Розглянуто один з безконтактних методів вимірювання геометричних параметрів прецизійних деталей з використанням лазерного випромінювання. В лазерних системах контролю лазерний промінь використовується в якості оптичного зонду, що дозволяє здійснювати контроль геометричних параметрів деталі, контролювати її відповідність еталонній моделі, оцінювати якість виготовлення та обробки. Такі системи контролю забезпечують більш високу точність в порівнянні з традиційними методами, що ґрунтуються на механічній взаємодії приладу контролю та об'єкту контролю. Використання даного підходу до оцінки якості авіаційних деталей, що ґрунтується на використанні математичного аналізу скенограм відкриває широкі можливості для розгорнутої діагностики об'єктів зі збільшенням достовірності та стабільності контролю та дозволяє перейти до автоматизації процесу вимірювання та визначення придатності деталі з частковою або повною заміною оператора і оперативним коректуванням процесу виробництва.

Ключові слова: лазерне випромінювання, оптичний зонд, системи контролю, безконтактні методи контролю, перетворення Фур'є.

Вступ

Зростаючі вимоги до якості і довговічності виробів, а також збільшення тенденцій до створення нових агрегатів та механізмів призвели до того, що контрольно-вимірювальні операції, які раніше розглядалися як необхідні, але допоміжні роботи, стали сьогодні одними з основних. У деяких областях промисловості вони склали понад 80 % від трудомісткості робіт з виготовлення виробу.

Специфічні властивості лазерного випромінювання відкривають широкі можливості для використання його у вимірювальній техніці. Застосування лазерного випромінювання на цих операціях дозволяє не тільки підвищити точність, достовірність та швидкість вимірювань, а в деяких випадках дає можливість здійснити кількісну оцінку характеристик складних процесів та явищ.

Прилади та пристрої з використанням лазерного випромінювання знайшли широке застосування для лінійно-кутових вимірювань, для вимірювання розмірів та їх відхилень від еталону одночасно декількох деталей, для контролю установки та зношування інструменту, для контролю циліндричності деталей та інше. Сканування лазерним променем успішно використовують для дистанційної оцінки геометричних розмірів великогабаритних об'єктів, що актуально для авіації, ракетобудування, кораблебудування та інше [1].

Постановка проблеми

Основними напрямками розвитку засобів контролю геометричних параметрів є [2]:

- 1) заміна контактних методів вимірювання геометричних параметрів деталей, що зазвичай здійснюються за допомогою скоб, штангенциркулів та мікрометрів, безконтактними методами вимірювань;
- 2) заміна якісних (суб'єктивних) методів кількісними (об'єктивними) методами вимірювань;
- 3) впровадження засобів автоматизації операцій контролю;
- 4) підвищення точності вимірювань;
- 5) механізація і автоматизація представлення результатів вимірювань у формі, необхідній для автоматичної обробки;
- 6) автоматизація остаточної обробки даних і отримання результатів контролю та атестації за допомогою комп'ютера;
- 7) отримання вимірювальної інформації про геометричні характеристики контрольованих деталей в необхідній кількості і в строки, достатні для реалізації автоматичних систем управління технологічними процесами (АСУ ТП).

Ці завдання успішно вирішуються, завдяки більш широкому застосуванню засобів, народжених сучасними науково-технічними досягненнями – лазери, телевізійна техніка, пристрої зв'язку з ЕОМ, засоби комп'ютерних технологій.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

Дослідженню в розглянутій області присвячені роботи Линника В.М., Кучина А.А., Обрадовича К.А., Beekman P. та ін. Однак їх результати не відображають досягнень сучасного оптичного приладобудування, в якому широко застосовуються лазери, матричні фотоприймачі і цифрові методи обробки зображень. Окремим аспектам ефективності застосування цих інноваційних технологій присвячено ряд досліджень: Дьомкіна В.М., Пугача М.В., Галіуліна Р.М., Кеткович О.О. та ін.

Таким чином, мова йде про поступову заміну існуючих окремих контрольних операцій, що часто дають суб'єктивні і недостатньо повні дані [3], на наскрізний канал контролю за допомогою спеціалізованої оптико-виміральної системи, автоматизованої з більшості стадій отримання та переробки даних [4].

Безконтактний метод вимірювання з використанням лазерного випромінювання широко використовують в машинобудуванні, особливо в прецизій-

ному приладобудуванні, де підвищені вимоги до точності виробів. Перспективним напрямком є використання лазерного випромінювання при розробці засобів вимірювання для контролю авіаційних деталей. До їх геометричних характеристик висувають жорсткі вимоги, особливо площинності, прогину, паралельності сторін, шорсткості робочої поверхні. Забезпечити якісний контроль цих параметрів контактними засобами вимірювання практично неможливо.

Викладення основного матеріалу

В лазерних системах контролю лазерний промінь використовується в якості оптичного зонду, що дозволяє здійснювати контроль геометричних параметрів деталі, контролювати її відповідність еталонній моделі, оцінювати якість виготовлення та обробки. Такі системи контролю забезпечують більш високу точність в порівнянні з традиційними методами, що ґрунтуються на механічній взаємодії приладу контролю та об'єкту контролю.

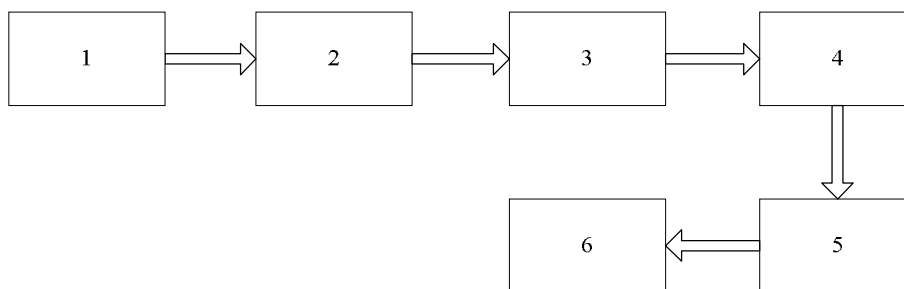


Рис. 1. Блок-схема лазерної виміральної системи.

1 – He-Ne-лазер; 2 – оптична система управління лазерним променем; 3 – об'єкт контролю з системою пристроїв, що переміщують його; 4 – бінарний фільтр; 5 – фотоприймач; 6 – електронно-оптичний перетворювач; 7 – комп'ютер з програмним забезпеченням спеціального призначення

На рис. 1 зображена блок-схема лазерної виміральної системи. Промінь гелій-неонового лазера 1 за допомогою оптичної схеми 2 фокусується на поверхні об'єкту контролю 3. Частина відбитого світлового потоку через бінарний фільтр 4 поступає на фотоприймач 5, вихідний сигнал з якого пропорційний до зміни інтенсивності спектр-структури у вибраній зоні спостереження.

Порушення впорядкованості структури може бути представлено у вигляді функцій зміщення, повороту, порушення періодичності, тобто відповідними функціями $f(y, x)$, $f(\alpha, \beta)$, $P(y, x)$ [2].

Для аналізу отриманого результату використовують апарат теорії випадкових процесів. Випадковий процес $z(t) = I[\lambda(x\{y\})]$ може бути описаний n -мірною густиною імовірності

$$P_n(z_1, z_2, \dots, z_n; t_1, t_2, \dots, t_n). \quad (1)$$

Відомо, що довільна неперервна функція може бути розкладена в ряд Фур'є на проміжку $(-T, T)$. Тому якщо випадковий процес $z(t)$ відповідає таким вимогам, то можемо отримати

$$\dot{z}(t) = \sum_{R=0}^{\infty} (U_R \cos \omega_R t + V_R \sin \omega_R t), \quad (2)$$

де $\dot{z}(t)$ – центрована випадкова функція; U_R, V_R – некорельовані випадкові величини з математичним сподіванням, що рівне нулю, та дисперсією

$$D(U_R) = D(V_R) = D_R; \quad D_0 = \frac{1}{T} \int_0^T R_z(\tau) d\tau;$$

$$D_R = \frac{2}{T} \int_0^T R_z(\tau) \cos \omega_R \tau d\tau, \quad (3)$$

де $\tau = t_2 - t_1$, $R_2(t_1, t_2)$ – функція, що залежить

тільки від різниці $\tau = t_2 - t_1$; ω_R – дискретні кутові частоти.

Спектральна густина визначається при переході від дискретного до неперервного розкладання через інтеграл Фур'є. При цьому функція спектральної густини $S_z(\omega)$ стаціонарного ергодичного процесу пов'язана з кореляційною функцією $R_z(\tau)$ цього процесу парою перетворень Фур'є:

$$S_z(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} R_z(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau;$$

$$R_z(\tau) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} S_z(\omega) e^{j\omega\tau} d\omega. \quad (4)$$

За допомогою запропонованої блок-схеми можна отримати наступні параметри: математичне сподівання, дисперсію, середньоквадратичне відхилення, коефіцієнт асиметрії, ексцесу, взаємної кореляційної функції та інше. Результати обчислень виводяться на екран комп'ютера в числовому та графічному представленні. Результати вимірювань порівнюються з еталонною моделлю, а також встановлюється відповідність іншим критеріям якості, що легко реалізується запропонованим математичним апаратом.

Для зменшення похибки вимірювання, що виникає внаслідок спотворення лазерного випромінювання при відбиванні від шорсткої поверхні використовуємо рівняння переносу випромінювання

$$I_v = I_v(0) \cdot e^{-\int_0^s \alpha_v(s') ds'} + \int_0^s \varepsilon_v(s') \cdot e^{-\int_{s'}^s \alpha_v(s'') ds''} ds', \quad (5)$$

де I_v – інтенсивність випромінювання; s – відстань переносу випромінювання; α_v – коефіцієнт поглинання; ε_v – коефіцієнт випромінювання. Величину $\int_0^s \alpha_v(s') ds'$ називають оптичною відстанню

між двома точками. При проходженні випромінюванням одиничної оптичної відстані, його інтенсивність випромінювання зменшується в e разів.

Процес відбивання в даному випадку наближено можна вважати подібним до процесу розсіювання випромінювання в результаті проходження його через шар розсіюючої речовини, товщина якого рівна середньому розміру мікронерівностей.

Рівняння, що характеризує спотворення лазерного випромінювання має вигляд [5]

$$\Delta I_v = \frac{6 \frac{\pi}{\Lambda} \left(\sqrt{\frac{1 - 0,6\Lambda + 0,5v^2}{1 + v^2}} - \sqrt{\frac{0,5v^2(1 + 0,3\Lambda)}{1 + 0,5v^2}} \right)}{\left(6 \frac{\pi}{\Lambda} \sqrt{1 - 0,6\Lambda} - 1 \right) + e^{-s}} \times$$

$$\times \left[e^{-s \cdot \left(\sqrt{\frac{0,5v^2(1 + 0,3\Lambda)}{1 + 0,6\Lambda + 0,5v^2}} \right)} + e^{-s} \right],$$

де s – товщина шару розсіювання; Λ – імовірність виживання фотону в цьому шарі; v – просторова частота.

Вимірювальна система, в якій використано розглянуту блок-схему, здатна контролювати контурні розміри, профіль, взаєморозташування деталей, відхилення від площинності, розпізнавати об'єкти.

Висновки

Якісний контроль дозволяє на ранніх стадіях відбраковувати потенційно непридатні деталі, забезпечити випуск заданої кількості придатної продукції, що в подальшому підвищить ефективність виробництва, зменшить долю зборки бракованих виробів, що зекономить матеріальні та трудові ресурси.

Традиційні методи контролю геометричних параметрів за допомогою візуальних оптичних приладів є не продуктивним та трудомістким, автоматизація яких складна та неперспективна. Тому створення високопродуктивних методів та засобів контролю геометричних розмірів деталей зі складною просторовою поверхнею, а особливо, статистичних розмірів елементів просторової періодичної структури, є важливою науковою задачею і диктується реальними вимогами виробництва.

Використання даного підходу до оцінки якості авіаційних деталей, що ґрунтується на використанні математичного аналізу скенограм з урахуванням формул (1) – (4) та статистичних характеристик випадкових процесів відкриває широкі можливості для розгорнутої діагностики об'єктів зі збільшенням достовірності та стабільності контролю та дозволяє перейти до автоматизації процесу вимірювання та визначення придатності деталі з частковою або повною заміною оператора і оперативним коректуванням процесу виробництва.

Література

1. Коваленко В.С. Применение лазеров в машиностроении / В.С. Коваленко, В.П. Котляров, В.П. Дятел. – К.: Вища школа, 1988. – 162 с.
2. Лопухин В.А. Автоматизация визуального технологического контроля в электронном приборостроении / В.А. Лопухин, А.С. Гурьев. – Л.: Машиностроение, 1989. – 287 с.
3. Глеч Л.А. Контроль качества поверхностей деталей лазерным излучением / Л.А. Глеч // Оптимизация производственных процессов. – 2009. – Вып. 11. – С. 166-168.

4. Кирилловский В.К. Оптические измерения. / В.К. Кирилловский. – СПб.: Изд-во ГУ ИТМО, 2005. – 90 с.

5. Чичигин Б.А. Исследование влияния параметров ПЗС матрицы на точность лазерного про-

филометра / Б.А. Чичигин, Л.А. Чернов // Радио-электроника, Электротехника и Энергетика: тезисы докладов двенадцатой международной НТК студентов и аспирантов. – М.: МЭИ, 2006 – Т. 1. – С. 553.

Надійшла до редакції 1.06.2011

Рецензент: канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри Л.О. Борковська, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

КОНТРОЛЬ КАЧЕСТВА ПРЕЦИЗИОННЫХ ДЕТАЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Л.Н. Покидько

Рассмотрено один из бесконтактных методов измерения геометрических параметров прецизионных деталей с использованием лазерного излучения. В лазерных системах контроля лазерный луч используется в качестве оптического зонда, что позволяет осуществлять контроль геометрических параметров детали, контролировать ее соответствие эталонной модели, оценивать качество изготовления и обработки. Такие системы контроля обеспечивают более высокую точность по сравнению с традиционными методами, основанными на механической взаимодействии прибора контроля и объекта контроля. Использование данного подхода к оценке качества авиационных деталей, основанный на использовании математического анализа скенограм открывает широкие возможности для развернутой диагностики объектов с увеличением достоверности и стабильности контроля и позволяет перейти к автоматизации процесса измерения и определения пригодности детали с частичной или полной заменой оператора и оперативным корректировкой процесса производства.

Ключевые слова: лазерное излучение, оптический зонд, системы контроля, бесконтактные методы контроля, преобразования Фурье.

QUALITY CONTROL PRECISION PARTS BY LASER RADIATION

L.N. Pokid'ko

In laser systems control the laser beam is used as an optical probe that allows you to control the geometric parameters of parts, to monitor its compliance with the standard model, to evaluate the quality of manufacturing and processing. Such monitoring systems can provide higher accuracy than traditional methods based on mechanical interaction between the device monitoring and control object. Using this approach to assessing the quality of aircraft components based on the use of mathematical analysis skenogram opens opportunities for expanded diagnostic facilities to increase the reliability and stability control and you can go to automate the process of measuring and determining the suitability of the details with partial or complete replacement of the operator and prompt adjustment of the production process .

Key words: laser radiation, an optical sensor, control system, proximity control methods, the Fourier transform.

Покидько Людмила Миколаївна – провідний інженер кафедри інформаційних технологій інституту інформаційно-діагностичних систем Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: kvp@nau.edu.ua.

УДК 623.46.001:533.6.011

В.В. КУЛАЛАЕВ, А.В. КУЛАЛАЕВ*Интернациональная техническая экономическая компания «ИнтерТЕК»,
Харьков, Украина***СИГНАТУРА ТЕПЛОВЫХ СИГНАЛОВ ОБЪЕКТА В ПРОСТРАНСТВЕННОМ
ИНФОРМАЦИОННОМ ПОЛЕ, КАК «СИЛОВОЙ» ФАКТОР УПРАВЛЕНИЯ
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ СЛЕДЯЩИМИ СИСТЕМАМИ**

Предложена гипотеза о том, что сигнатура электромагнитного излучения (ЭМИ) объекта в пространственном информационном поле (ПИП) в виде вектора Умова-Пойнтинга, является «силовым» фактором управления полем сил коррекции приёмной системы любого пространственного наблюдателя (ПН). Проведено теоретическое и экспериментальное доказательство справедливости предложенной гипотезы для векторной сигнатуры теплового сигнала от любого объекта ПИП при температуре $T_0 > 0$, что подтверждено на примере управления оптико-электронными следящими системами ОЭСС инфракрасного диапазона. Результаты работы могут быть использованы при исследовании методов помехозащитности ОЭСС различных типов, а также при разработке систем оптико-электронного противодействия (СОЭП) для защиты тепловыделяющих объектов от средств поражения с ОЭСС, в том числе летательных аппаратов коммерческого и гражданского назначения.

Ключевые слова: информационное поле, тепловой образ, поле искусственных тепловых помех, вектор, электромагнитное излучения, управление, подавление, оптико-электронная система слежения.

Общие положения

Взаимное положение динамических объектов в ПИП определяется электромагнитными излучениями (ЭМИ) по информационным каналам связи и управления (ИКСУ). Между объектом и приёмной системой ОЭСС информационный канал связи и управления определяется лучистым потоком пассивного излучения объекта, при его температуре $T_0 > 0$, направленным по линии визирования (ЛВ) объекта.

Одновременно ИКСУ является кинематическим звеном, связывающим излучающий динамический объект в ПИП и приёмную систему ОЭСС, ограниченную апертурой параметров её оптической системы (ОС). Пространственное положение объекта постоянно отслеживается координатором ОЭСС по ЛВ, направление которой совпадает с ИКСУ и корректируется моментами поля сил коррекции пропорциональными текущей величине параметра углового рассогласования $\Delta(t)$ между ЛВ на объект и полярной осью гиросистемы (ГС) координатора, который обнуляется за счёт переходных рабочих процессов замкнутого контура управления (ЗКУ) ОЭСС.

Сигнатура сигнала ЭМИ от объекта в ПИП должна находиться в угловой апертуре приёмной ОС ОЭСС, а мощность её лучистой энергии, переносимой через единицу поперечного сечения площади канала связи (ИКСУ) характеризуется векто-

ром Умова-Пойнтинга S [1]. Вектор потока лучистой энергии переносимый ЭМИ через единицу поперечной площади ИКСУ является «скользящим» по ЛВ (вектору расстояния $r(t)$) объекта и составит

$$\Phi = S ds,$$

где ds – элементарная площадь поперечного сечения канала связи (ИКСУ), направленного по ЛВ объекта.

Сформулируем **предлагаемую гипотезу** в следующей постановке:

- вектор Φ является «силовым» фактором управления ОЭСС, который полностью формирует поля сил коррекции управления координатором ОЭСС при слежении за излучающим динамическим объектом в ПИП.

Таким образом, **целью работы** является теоретическое и экспериментальное доказательство выдвинутой гипотезы.

Работа выполнена Интернациональной технической экономической компанией «ИнтерТЭК», Украина, г. Харьков, в рамках международного проекта Р371 УНТЦ, г. Киев.

**1. Простая физическая модель передачи
информации управления объектом
в ПИП**

Понятие «связи» можно сформулировать следующим образом: **связь есть любое движение ин-**

формации в ПИП. Тогда движение объекта-носителя информации в ПИП связано с силовым воздействием на него, что определяет скорость перемещения носителя информации. Скорость перемещения, в свою очередь, определена вектором, т.е. направлением и величиной-модулем, который в полной мере, согласно закону сохранения, должен определять поле сил коррекции приёмной системы любого ПН, в том числе координатора ОЭСС, при слежении за динамическим объектом. На основании данного рассуждения можно представить простую физическую модель передачи информации управления в ПИП в стационарных условиях, когда скорость $V_0 = 0$.

Кинематическая схема такой модели представлена на рис. 1.

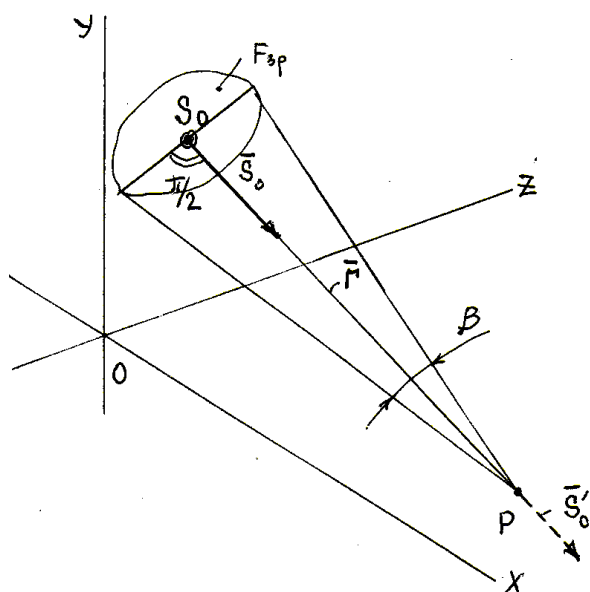


Рис. 1. Простая физическая модель передачи информации в ПИП в стационарных условиях наблюдения ($V_0 = 0$; $V_p = 0$; $r \gg 0$)

Согласно рис. 1:

– объект S_0 – носитель векторной сигнатуры теплового сигнала S_0 , в виде вектора Умова-Пойнтинга, расположен неподвижно в ПИП на расстоянии r от пространственного наблюдателя P до приёмной системы ОЭСС, при $V_p = 0$;

– тепловой сигнал S_0 находится в угловой апертуре $\beta = 2\omega_{3p}$ поля зрения оптической системы (ОС) ОЭСС;

– ИКСУ для ОЭСС направлен по ЛВ объекта – вектору расстояния r .

Так как вектор S_0 является «скользящим» по направлению ИКСУ (ЛВ), а объект в ПИП воспринимается как точечный источник излучения, то приёмная система ОЭСС воспринимает сигнатуру теплового сигнала объекта в виде вектора $\vec{S}_0$, который

меньше вектора S_0 за счёт путевых потерь на расстоянии r .

Вектор лучистого потока энергии на входном зрачке ОС ОЭСС (в этом случае, для простоты и уменьшения громоздкости выкладок, используем энергетические величины единиц измерения, что не влияет на результаты работы) составит

$$\vec{\Phi}_{\text{вх}} = k_{\tau} \cdot \vec{\Phi}_0 \cdot \frac{1}{r^2}, \quad (1)$$

где $k_{\tau} = \tau \cdot \frac{A_{\text{вх}}}{\Omega}$, здесь k_{τ} – приведенный коэффициент пропускания излучения среды между объектом в ПИП и приёмной системой ОЭСС;

τ – коэффициент пропускания среды распространения излучения (атмосферы);

$$\Omega = \frac{A_{\text{вх}}}{r^2} - \text{телесный угол};$$

$A_{\text{вх}}$ – площадь входного зрачка ОС ОЭСС.

Формула (1) справедлива только для малых значений телесных углов Ω , что часто встречается на практике.

Анализ простой физической модели передачи информации, представленной на рис.1 показывает, что приёмная система ОЭСС, в этом случае, определяет **наличие излучающего объекта в ПИП** по алгоритму: «есть, $S_0 > 0$ »; «нет, $S_0 = 0$ », т.е. является поисковой.

Если в ПИП существуют модулированные помехи, в виде направленных векторных сигнатур тепловых образов (ТО) полей искусственных тепловых помех (ИТП), **совмещенных** с векторной сигнатурой теплового сигнала объекта **по направлению**, то приёмная система ОЭСС воспринимает сигнал от объекта по ИКСУ в виде аддитивного нестационарного сигнала.

В этом случае сигнал управления определён скалярной величиной

$$|\Phi_{\Pi}(t)| = |\Phi_0| \cdot K_{\text{УП}}(t), \quad (2)$$

где $K_{\text{УП}}(t) = 1 + k_f \cdot K_{\Pi} \cdot F_{\Pi}(t)$ – коэффициент аддитивного помехового воздействия на электронный блок ЗКУ ОЭСС:

здесь коэффициент интенсивности i -ой нестационарной помехи, в виде помеховых тепловых образов

$$(\text{ТО}) - K_{\Pi i} = \frac{\Phi_i^{\Pi}(t)}{\Phi_0},$$

k_f – коэффициент соотношения эквивалентных полос частот пропускания и взаимодействия пространственных информационных каналов,

$F_{\Pi}(t)$ – закон модуляции ТО ИТП в ПИП.

Отметим, что $\Phi_{\Pi}(t)$, зависимость (2), величина скалярная, которая может формировать искаженный управляющий сигнал **только** во втором эле-

менте управления ЗКУ ОЭСС – электронном блоке и указывает на наличие помехового «заградительного» воздействия [5], которое перегружает электронный канал управления, что может привести к его **подавлению** по стохастической модели.

Эффективность подавления ИКСУ, в этом случае, определяется знанием закона обработки сигнала управления в анализаторе изображения (АИ), подавляемой ОЭСС, который должен точно соответствовать $F_{\Pi}(t)$ – закону модулированных помех, поэтому данный метод не может относиться к **универсальному**.

Если в теории систем передачи информации [2] векторная интерпретация сигналов представляется в **виде скалярного воздействия** на электронный блок

приёмной системы с анализом «векторной» ошибки, то в нашем представлении, **векторная сигнатура** теплового сигнала ЭМИ от объекта рассматривается как «силовой» фактор управления, определяющий поле коррекционных сил управления координатором ОЭСС.

2. Физико-математическая модель «силового» пространственного управления ОЭСС

Рассмотрим объект в ПИП, когда его скорость $V_0 > 0$. Кинематическая схема сопровождения объекта ОЭСС представлена на рис. 2.

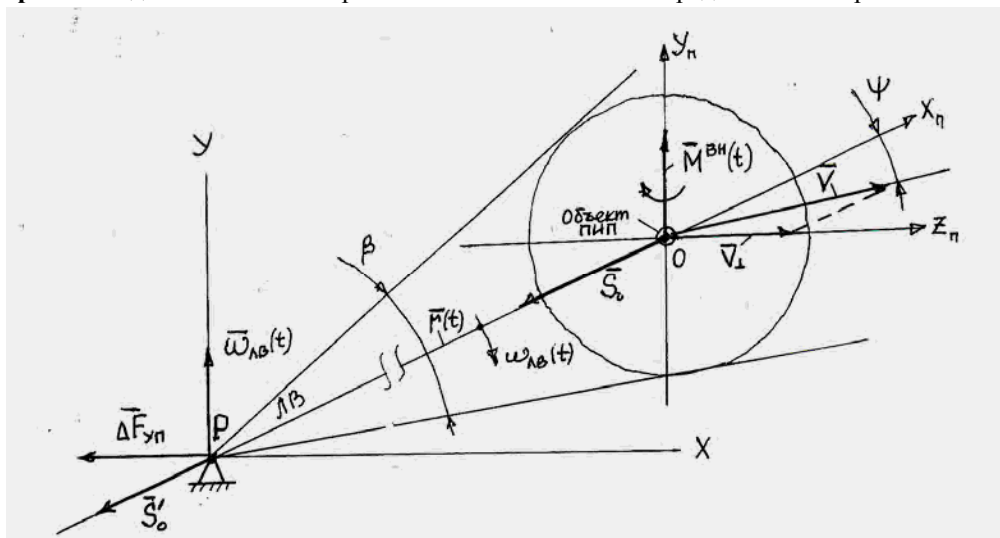


Рис. 2. Кинематическая схема сопровождения объекта ОЭСС в ПИП

На рис. 2 излучающий объект движется в ПИП со скоростью $V_0 > 0$ (const) и дополнительным курсовым углом $\psi(t)$. Вектор угловой скорости ЛВ $\vec{\omega}_{\text{ЛВ}}(t)$ развёрнут вверх согласно требованиям обратной отрицательной связи управления координатором ОЭСС. Приёмная система ОЭСС воспринимает объект как точечный источник векторной сигнатуры теплового сигнала ($T_0 > 0$) $\vec{\Phi}_{\text{ВХ}}$ (см. формулу (1)). Линия визирования (информационный канал), перемещается в ПИП с векторной угловой скоростью $\vec{\omega}_{\text{ЛВ}}(t)$ с модулем равным $\omega_{\text{ЛВ}}(t) = V_0 \cdot \sin(\psi(t)) / r(t)$, которая измеряется координатором ОЭСС. Для данного случая $r(t) = r_0 = \text{const}$, $V_p = 0$.

При этом ЗКУ ОЭСС работает по алгоритму, определяющему наличие объекта в ПИП и его координаты в каждый момент по дискретному или непрерывному реальному времени, т.е. по программе: «да» - «нет» - «где», т.е. является одновременно поисковой и следящей системой.

На основании того, что вектор $\vec{\Phi}_{\text{ВХ}}$ является «скользящим» по информационному каналу (ЛВ) связи и управления координатором ОЭСС, справедливо соотношение, которое, по нашему предположению, определяют **вектор** коррекционной силы управления координатором в координатной системе координат

$$\vec{F}_{\text{УП}}(t) = k_F \cdot (\vec{\Phi}_{\text{ВХ}} \times \vec{\omega}_{\text{ЛВ}}(t)), \quad (3)$$

где k_F – размерный коэффициент пропорциональности, зависящий от системы измерений, в системе СИ его размерность составит, $\text{м}^{-1} \cdot \text{с}^2$. Оказалось, что размерность k_F обратно пропорциональна размерности гравитационной постоянной $[G] = \frac{\text{м}^3}{\text{с}^2 \cdot \text{кг}}$, плотности среды и расстоянию распространения ЭМИ от объекта в ПИП. Этот факт требует проведения дополнительных исследований k_F .

Вектор $\vec{F}_{\text{УП}}(t)$ в координатной системе координат (КСК), в некоторых случаях, может быть разложен по осям управления координатором оY и оZ и приведен к виду

$$\vec{F}_{Y\Pi}(t) = F_{Y\Pi}(t)_y \cdot \vec{j} + F_{Y\Pi}(t)_z \cdot \vec{k}, \quad (4)$$

где $\vec{j}$ и $\vec{k}$ – единичные векторы.

Очевидно, что плоскость управления координатором, в которой лежит вектор, $F_{Y\Pi}(t)$ определена точкой Р и вектором $\vec{V}_0 \cdot \sin(\psi(t))$, см. рис.2.

С учётом того, что все вектора входящие в зависимость (3) являются взаимно перпендикулярными можно определить модуль вектора корректирующей силы управления координатором, с учётом (1), в виде обобщенного соотношения

$$|\vec{F}_{Y\Pi}(t)| = k_F \cdot k_\tau \cdot \frac{|\vec{\Phi}_0| \cdot |\vec{\omega}_{\text{ЛВ}}(t)|}{r^2(t)}. \quad (5)$$

Зависимости (3) и (5), представляются впервые, указывают на однозначную связь вектора потока излучения (мощности потока излучения), направленного по ИКСУ и вектора силы, определяющего поля коррекционных сил управления координатором ОЭСС при слежении за динамическим объектом в ПИП. Полученные зависимости открывают **новые возможности** при исследовании переходных процессов динамических звеньев ЗКУ ОЭСС и способов её помехозащищенности, что, несомненно, будет способствовать более качественному проектированию систем данного типа [4].

Для доказательства справедливости полученных зависимостей, найдем величину момента коррекционных сил управления координатором ОЭСС, проведем оценочные расчёты и сравним результаты с данными других авторов.

На основании кинематической схемы, изображенной на рис.2, находим, по очевидному тройному векторному соотношению, величину вектора внешнего момента коррекционных сил управления координатором ОЭСС

$$\vec{M}_{\text{ВН}}(t) = k_F \cdot (\vec{\Phi}_{\text{ВХ}} \times \vec{\omega}_{\text{ЛВ}}(t) \times \vec{r}(t)). \quad (6)$$

Соответственно модуль вектора внешнего момента коррекционных сил управления координатором ОЭСС определяется зависимостью вида

$$|\vec{M}_{\text{ВН}}(t)| = k_F \cdot k_\tau \cdot \frac{|\vec{\Phi}_0| \cdot |\vec{\omega}_{\text{ЛВ}}(t)|}{r(t)}. \quad (7)$$

Проведём расчёт по зависимости (7), на основании исходных данных работы [3]:

$$\Phi_0 = 1000, \text{ Вт}; \quad \omega_{\text{ЛВ}}(t) = 1,0, \text{ рад/с};$$

$$r(t) = r_0 = 1000, \text{ м.}$$

Принимаем

$$k_F \cdot k_\tau = 1,0,$$

где $k_F = 10/g$; $g = 9,81, \text{ м/с}^2$ – ускорение силы тяжести.

Получим внешний момент коррекционных сил управления гироскопической системой координатора

$$|\vec{M}_{\text{ВН}}(t)| = 10^4, \text{ Г} \cdot \text{см},$$

что точно согласуется с данными работы [3] для известных типов ОЭСС и может служить, в первом приближении, теоретическим подтверждением правильности выдвинутой гипотезы.

Для линейных систем управления коррекционный момент управления координатором ОЭСС пропорционален текущей величине угла рассогласования $\Delta(t)$:

$$M_K(t) = k_K \cdot \Delta(t).$$

Здесь k_K - коэффициент пропорциональности.

На основании закона сохранения выполняется равенство внешнего и внутреннего управляющего момента коррекции координатора ОЭСС. Запишем условия точного сопровождения излучающего динамического объекта в ПИП:

$$\Delta(t) = \frac{\Phi_0 \cdot \omega_{\text{ЛВ}}(t)}{r(t)} \cdot \frac{k_F \cdot k_\tau}{k_K}; \quad (8)$$

$$\Delta(t) \rightarrow 0;$$

$$\omega_{\text{ЛВ}}(t) \rightarrow 0 \text{ в угловом поле зрения ОС ОЭСС} - 2 \cdot \omega_{\text{ЗР}}.$$

3. Применение гипотезы «силового» пространственного управления ОЭСС в условиях воздействия модулированных ТО полей ИТП по пространственной угловой фазе. Технология пространственного смещения теплового образа – ПСТО

В качестве модели помехового воздействия на ОЭСС модулированного поля ИТП в ПИП, рассмотрим **одновременное** сопровождение в поле зрения приёмной ОС (в плоскости предметов) не менее трёх произвольно пространственно разнесённых векторных сигнатур тепловых сигналов. Например, стационарный тепловой сигнал от объекта и два ($i=2$) и более нестационарных помеховых сигналов синхронизированных по угловой пространственной фазе $\Phi_{\Pi i}(t)$. Данный вид помехового воздействия на ОЭСС подробно рассмотрен в работах [5, 6 – 17]. Управляющим «силовым» первичным векторным воздействием на ЗКУ координатором ОЭСС (через первичный оптический элемент управления) будет суммарный вектор

$$\vec{\Phi}_I^{\Pi}(t) = \vec{\Phi}_0 + \vec{\Phi}_{\Pi i}(t), \quad (9)$$

который определяет, в поле зрения ОС ОЭСС, сюжетную и динамическую обстановку целеуказания на излучающие объекты (**технология ПСТО**).

Модуль суммарного управляющего «силового» вектора сигнатуры теплового поля корректировки координатора ОЭСС, в этом случае, приводится к очевидному соотношению

$$\begin{aligned} |\vec{\Phi}_{\Sigma\Pi i}(t)| = \\ = \sqrt{\Phi_0^2 + \Phi_{\Pi i}^2(t) + 2\Phi_0\Phi_{\Pi i}(t)\cos(\Delta\Phi_{\Pi i}(t))}, \end{aligned} \quad (10)$$

где $\Delta\Phi_{\Pi i}(t)$ – закон детерминированного изменения помехового (искусственного) шума дополнительно курсового угла в поле зрения ОС ОЭСС, за счёт воздействия ТО модулированного поля ИТП.

При $\Delta\Phi_{\Pi i}(t)=0$ зависимость (10) приводится к виду соотношения (9).

Анализ зависимости (10) показывает, что при воздействии модулированных ТО поля ИТП по технологии ПСТО, на кинематические звенья ЗКУ ОЭСС через ИКСУ, в ОС вводится смешанная помеха в виде суммы аддитивной и мультипликативной помехи [4].

При этом аддитивная помеха искажает картину целеуказания в поле зрения ОС, а возникающая мультипликативная помеха перегружает электронный блок управления из-за детерминированного помехового изменения коэффициента усиления ЗКУ ОЭСС.

Соответственно, зашумленная сила поля корректировочных усилий управления координатором определяется зависимостью

$$\vec{F}_{\Sigma\Pi i}^{\Pi}(t) = k_F (\vec{\Phi}_{\Sigma i}^{\Pi}(t) \times \vec{\omega}_{\Pi B}^{\Pi}(t)), \quad (11)$$

а её модуль

$$|\vec{F}_{\Sigma\Pi i}^{\Pi}(t)| = k_F \cdot k_{\tau} \frac{|\vec{\Phi}_{\Sigma i}^{\Pi}(t)| \cdot |\vec{\omega}_{\Pi B}^{\Pi}(t)|}{r^2(t)}. \quad (12)$$

В процессе сближения динамических объектов в ПИП ($V_o > 0$; $V_p > 0$), например, по методу пропорционального сближения (МПС) [1], вектор расстояния между ними стремится к нулю $r(t) \rightarrow 0$. Шум ДКУ $\Delta\Phi_{\Pi i}(t)$, измеряемый координатором ОЭСС будет увеличиваться, и приближаться к критическому значению, в связи с ограниченной апертурой оптического разрешения поля зрения ОС ОЭСС. При этом будет увеличиваться зашумленная сила поля корректировочных усилий управления координатором $\vec{F}_{\Sigma\Pi i}^{\Pi}(t)$.

Оценить увеличение силы поля коррекции координатора при сближении объектов можно по зависимости (12). Отметим, что воздействие $\vec{F}_{\Sigma\Pi i}^{\Pi}(t)$ будет ограничено расстоянием предельного разрешения ТО поля ИТП в поле зрения ОС ОЭСС. На предельном (критическом) расстоянии $r_{\Pi p} > 0 = \text{const}$ оптического разрешения ТО поля ИТП, в зависимости от их спектрального контраста, произойдёт срыв процесса слежения и самонаведения ОЭСС, из-за «силового» выхода тепловых векторных сигналов из поля зрения ОС.

Предельное разрешение сигнатур ТО поля ИТП определяется зависимостью

$$r_{\Pi p} = \frac{|\Delta\vec{r}_i|}{2\omega_{3p}}, \quad (13)$$

где $|\Delta\vec{r}_i|$ – модуль вектора расстояния между i -ми сигнатурами ТО поля ИТП.

В рассматриваемой модели воздействия на ИКСУ, в связи с тем, что в поле зрения ОС при внешнем возмущающем воздействии ТО поля ИТП находятся несколько векторных сигнатур тепловых сигналов ($N > 2$), на ось координатора будут воздействовать одновременно несколько сил коррекции. В этом случае необходимо определение равнодействующей, которая определяет вобуляции ИКСУ в поле зрения ОС, а также фазовые портреты [4] флуктуации полярной оси гироскопической системы.

Зашумленная помеховым воздействием равнодействующая сила поля коррекции определяется соотношением

$$F_{\Sigma\Pi i}^{\Pi}(t) = F_o \sqrt{1 + K_{\Pi i}^2(t) + 2K_{\Pi i}(t) \cdot \cos \alpha_i}, \quad (14)$$

где α_i – угол между векторами $\vec{F}_{\Pi i}(t)$ и $\vec{F}_o$, направленными на соответствующие сигнатуры тепловых сигналов в поле зрения ОС ОЭСС.

Таким образом, создавая по технологии ПСТО модулированные поля ИТП по заданному пространственному векторному закону $\vec{F}_{\Pi}(t, \Delta\vec{r}_i, \dots)$ вокруг центра излучающего объекта в ПИП в поле зрения ОС ОЭСС, в рамках эквивалентных полос пропускания вторичного электронного элемента управления, появляется возможность детерминированного управления траекторией сближения динамических объектов (P и S_o). Детерминированное управление определено **перезагрузкой целеуказания** первичного элемента управления – приёмной оптической системы ОЭСС.

В этом случае ИКСУ **не подавляется**, как в настоящее время, а происходит детерминированное **управление им** (технология ПСТО [6-17]), за счёт его пространственной вобуляции по заданному закону $\vec{F}_{\Pi}(t, \Delta\vec{r}_i, \dots)$.

4. Результаты экспериментального подтверждения гипотезы «силового» управления ОЭСС

Для подтверждения гипотезы «силового» управления приёмной системой любого пространственного наблюдателя, на примере ОЭСС, проведены экспериментальные исследования на базе ФГУП ГосНИИАС, г. Москва. Испытывались ОЭСС

с различными видами модуляции (обработки) тепловых сигнатур в анализаторе изображений (АИ), с заданной высокой добротностью ЗКУ, q_K . Опыты проводились в стационарных условиях размещения модели генератора модулированного поля ИТП, совмещенным с имитатором объекта излучения и ОЭСС различных типов. Объекты эксперимента устанавливались на заданном расстоянии r_0 друг от друга. Все тепловые сигнатуры ТО поля ИТП и имитатора объекта находились в поле зрения ОС ОЭСС. Частота следования ТО поля ИТП была строго пространственно – фазированной, согласно векторному закону модуляции $\vec{F}_{\Pi}(t, \Delta\vec{f}_1, \dots)$ с заданной амплитудно-частотно-фазовой характеристикой

(АЧФ), с интенсивностью $K_{\Pi} \in [0; 3]$.

После запуска генератора пространственно модулированного поля ИТП совместно с имитатором излучения объекта, производились замеры флуктуации (вобуляции) полярной оси координатора (ЛВ) испытываемых типов ОЭСС, которая, как отмечено выше, совпадает с направлением ИКСУ. Измерялись вобуляции ИКСУ в двух плоскостях управления: по тангажу Y_oX и рысканию Z_oX , в виде угловых скоростей $\omega_y(t)$; $\omega_z(t)$ и угловых рассогласований

$\Delta_y(t) = \varphi_y(t)$; $\Delta_z(t) = \varphi_z(t)$. Результаты одного из замеров вобуляции ИКСУ, в виде изменений угловых скоростей оси координатора (ЛВ) по плоскостям управления представлены на рис. 3.

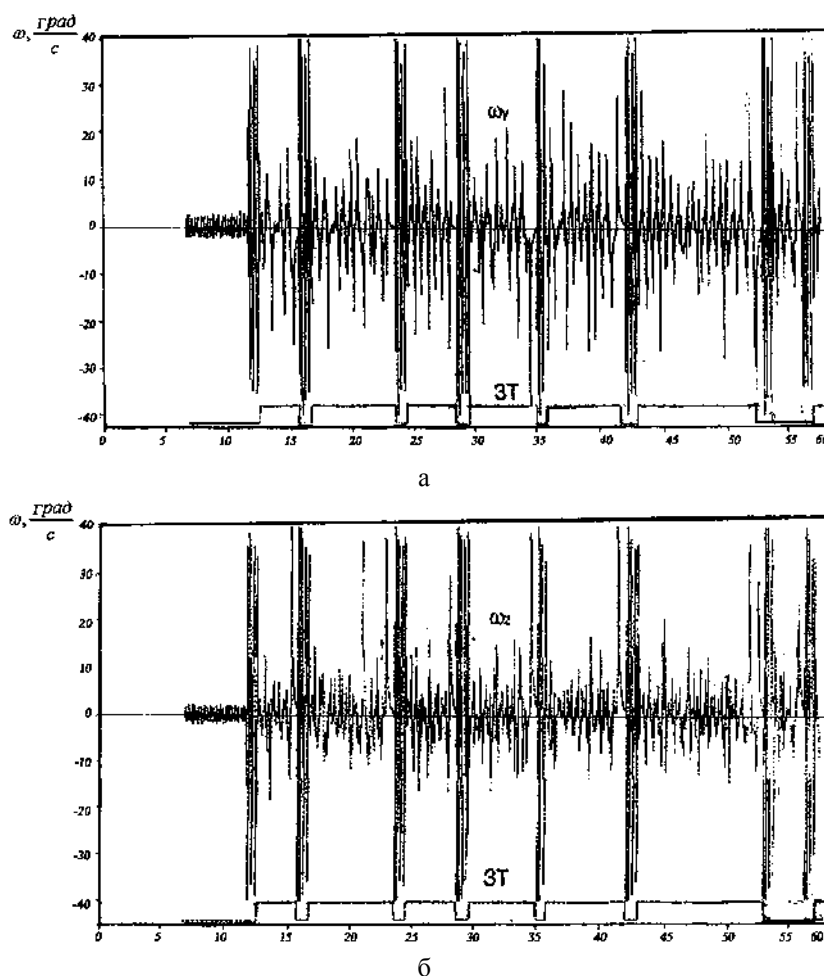


Рис. 3. Результаты замеров угловых скоростей оси координатора ОЭСС с импульсной модуляцией в АИ и с заданной добротностью ЗКУ q_K по плоскостям управления: а – $\omega_y(t)$; б – $\omega_z(t)$, при воздействии ТО поля ИТП (здесь шкала времени приведена в относительных единицах)

Анализ результатов представленных на рис. 3 показывает, что в поле зрения ОС ОЭСС ИКСУ подвергается периодической вобуляции при воздействии векторных сигнатур модулированных ТО поля ИТП по заданному векторному закону $\vec{F}_{\Pi}(t, \Delta\vec{f}_1, \dots)$.

При их «силовом» сдвиге в направлении вектора $\Delta\vec{f}_1(t)$, для каждого помехового теплового сигнала, за счёт возникающего помехового поля сил коррекции $\vec{F}_{\Pi}(t)$ (см. формулу (12) и (14)) по плоскостям управления координатором, происходит

периодическое прерывание информации в ЗКУ ОЭСС, т.е. срыв процесса слежения (см. линию разрешения на захват ЗТ на рис. 3).

В реальных условиях полёта носителя ОЭСС это означает потерю цели в поле зрения ОС, а значит, и срыв процесса самонаведения на цель, после чего целевая функция носителя не может быть выполнена. Это предположение полностью подтверждается результатами замеров изменения угла рассогласования по плоскостям управления

$$\Delta_y(t) = \varphi_y(t); \Delta_z(t) = \varphi_z(t)$$

при воздействии на ОС ОЭСС модулированными ТО поля ИТП представленных на рис. 4 (эксперименты проведены с использованием того же типа ОЭСС, что и при получении результатов представленных на рис. 3).

На рис. 4 видно, что после «захвата» ОЭСС системы модулированных по пространственной угловой фазе ТО поля ИТП обнуления угла рассогласования

$$\varphi(t) = \sqrt{\varphi_y^2(t) + \varphi_z^2(t)} \rightarrow 0$$

не происходит.

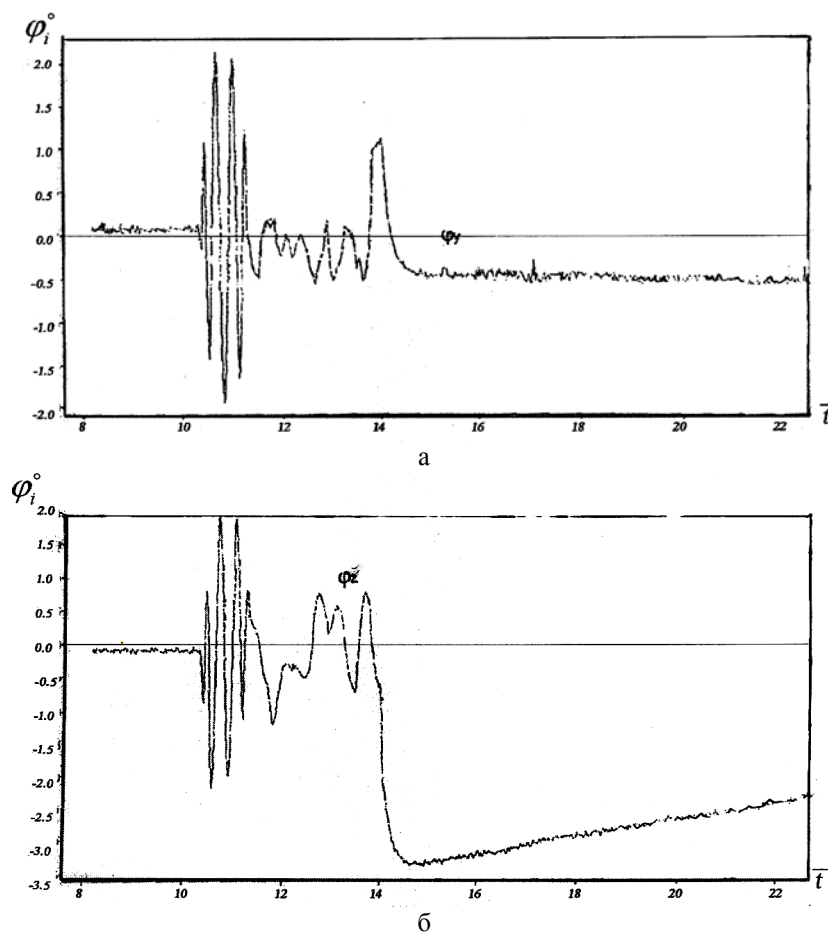


Рис. 4. Результаты замеров угла рассогласования $\Delta_i(t)$ оси координатора ОЭСС с импульсной модуляцией в АИ и с заданной добротностью ЗКУ q_K по плоскостям управления: а – $\varphi_y(t)$ – тангаж; б – $\varphi_z(t)$ – рыскание, при воздействии ТО поля ИТП (здесь шкала времени приведена в относительных единицах)

Срыв процесса слежения и самонаведения для всех типов исследованных ОЭСС происходил в промежутке времени 0,07 – (0,5-0,8), с. При этом координатор всегда «уходил» на упоры в нижнюю полусферу (3 и 4 квадранты в картинной плоскости).

Нижний предел времени срыва рабочих процессов ОЭСС указывает на невозможность прохождения команды «захват», а в некоторых случаях запрет команды «пуск» для носителя ОЭСС.

Срыв рабочих процессов ОЭСС, по-видимому, объясняется эффективным воздействием смешанной

аддитивно-мультипликативной помехи на ЗКУ ОЭСС, которое приводит к следующим этапам нарушения работы кинематических звеньев управления координатором:

1. Зашумление на 60% - 100% линейной части дискриминационной характеристики ЗКУ за счёт возникновения детерминированного помехового угла рассогласования в поле зрения ОС созданного специально модулированными ТО поля ИТП (технология ПСТО), т.е. управления первым элементом ИКСУ оптической системой ОЭСС;

2. Воздействие, как следствие, на электронный блок (второй элемент управления) ОЭСС, что приводит к периодическому, резкому **возрастанию коэффициента усиления** $K_{yc}(t)$ ЗКУ, т.е. подключению системы автоматической регулировки усиления (АРУ). Это вызывает насыщение и срыв синхронизации работы кинематических звеньев управления ОЭСС, при этом увеличение $K_{yc}(t)$ выводит ЗКУ за пределы динамической устойчивости, что приводит к срыву рабочих процессов в ОЭСС.

Заключение

Проведено теоретическое и экспериментальное подтверждение выдвинутой гипотезы о том, что сигнатура электромагнитного излучения (ЭМИ) любого объекта в пространственном информационном поле (ПИП) в виде вектора Умова-Пойнтинга, является **«силовым» фактором управления** полем сил коррекции приёмной системы любого пространственного наблюдателя (ПН). Доказательство выдвинутой гипотезы проведено на примере управления ОЭСС.

Разработанные физико-математические модели «силового» управления приёмными системами ПН позволяют решать следующие задачи:

- проводить исследование переходных процессов в сложных линейных и нелинейных динамических звеньях ЗКУ ОЭСС различных типов и назначений;
- разрабатывать и проводить исследование способов их помехозащищённости;
- представленный подход организации защиты тепловыделяющих объектов различного назначения от средств поражения с ОЭСС на основании выдвинутой гипотезы **«силового» управления**, позволяет создавать **СОЭП на новых физических принципах**, которые обладают всеми признаками **универсальности** [5, 6-17], в том числе для защиты самолётов и вертолётов гражданского и коммерческого назначения.

Литература

1. Лазарев Л.П. Инфракрасные и световые приёмы самонаведения и наведения летательных аппаратов / Л.П. Лазарев. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1976. – 568 с.
2. Лахти Б.П. Системы передачи информации: пер. с англ. / Б.П. Лахти; под общ. ред. Б.И. Кувинова. – М.: Связь, 1971. – 324 с.
3. Барский А.Г. Оптико-электронные следящие системы: учеб. пособие / А.Г. Барский. – М.: Университетская книга; Логос, 2009. – 200 с.
4. Астапов Ю.М. Теория оптико-электронных следящих систем / Ю.М. Астапов, Д.В. Васильев, Ю.И. Заложнев. – М.: Наука, 1988. – 328 с.

5. Перунов Ю.М. Радиоэлектронное подавление информационных каналов систем управления оружием / Ю.М. Перунов, К.И. Фомичёв, Л.М. Юдин; под ред. Ю. М. Перунова. – М.: Радиотехника, 2003. – 416 с.

6. Кулалаев В.В. Состояние и перспективы разработки систем защиты самолетов гражданской авиации от террористических пусков ракет с тепловыми головками самонаведения / В.В. Кулалаев, П.О. Науменко, А.В. Кулалаев // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2003. – № 40/5. – С. 13-18.

7. Кулалаев В.В. Оценка снижения эффективности оптических поисковых и следящих систем в условиях применения искусственных организованных помех / В.В. Кулалаев // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 3 (11). – С. 59-64.

8. Кулалаев В.В. Вероятность пропуска организованных помеховых сигналов согласованным фильтром электронного блока в оптических системах самонаведения / В.В. Кулалаев // *Системи обробки інформації: зб. наук. пр.* – Х.: ХВУ, 2004. – Вип. 6. – С. 127-133.

9. Кулалаев В.В. Математическая модель вероятности срыва автоматического сопровождения цели оптической системой самонаведения при воздействии организованных помеховых сигналов устройств противодействия / В.В. Кулалаев // *Системи обробки інформації: зб. наук. пр.* – Х.: ХВУ, 2004. – Вип. 7. – С. 112-124.

10. Кулалаев В.В. Влияние организованных помеховых сигналов на характеристики поисковых и следящих оптических систем с фильтром Калмана / В.В. Кулалаев // *Радиотехнические и компьютерные системы*. – 2004. – № 2. – С. 37-41.

11. Кулалаев В.В. Основы построения и оценки потенциальной эффективности устройств противодействия зенитным управляемым ракетам с оптическими головками самонаведения / В.В. Кулалаев // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 4. – С. 20-28.

12. Кулалаев В.В. Применение функции Ламберта W в решении задач противодействия оптическим системам самонаведения / В.В. Кулалаев, А.В. Кулалаев // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 7. – С. 37-41.

13. Кулалаев В.В. Определение времени процесса срыва сопровождения цели оптической системой самонаведения при воздействии организованных помеховых оптических сигналов устройства противодействия / В.В. Кулалаев // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 8. – С. 42-45.

14. Кулалаев В.В. Методика определения влияния полей искусственных тепловых помех на параметры оптических систем самонаведения / В.В. Кулалаев, А.В. Кулалаев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 7(33). – С. 139-144.

15. Технология пространственного смещения теплового образа (технология «ПСТО»). Пассивная ИК-защита самолетов и вертолетов гражданской

авиации – система «КАРАВАН» / В.В. Кулалаев, А.В. Кулалаев, С.С. Чemezov, М.Г. Салахеев, П.Н. Устименко // *Авиакосмическое приборостроение: научно-технический журнал*. – М., 2008. – № 3. – С. 35-42.

16. Патент на изобретение №2295743, РФ, приоритет от 29 марта 2005 г. Способ оптической

модуляции лучистого потока / Кулалаев В.В.(UA), Кулалаев А.В. (UA), Устименко П.Н. (RU).

17. Патент на изобретение №2201374, РФ, приоритет от 22 июня 2005 г. Способ пространственного смещения теплового образа и устройство для его реализации / Кулалаев В.В.(UA), Кулалаев А.В. (UA).

Поступила в редакцию 1.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник А.М. Сотников, Научный Центр Воздушных Сил Харьковского университета Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков, Украина.

СИГНАТУРА ТЕПЛОВИХ СИГНАЛІВ ОБ'ЄКТУ В ПРОСТОРОВОМУ ІНФОРМАЦІЙНОМУ ПОЛІ, ЯК «СИЛОВИЙ» ЧИННИК УПРАВЛІННЯ ОПТИКО-ЕЛЕКТРОННИМИ СТЕЖАЧИМИ СИСТЕМАМИ

В.В. Кулалаєв, А.В. Кулалаєв

Запропонована гіпотеза про те, що сигнатура електромагнітного випромінювання (ЕМВ) об'єкту в просторовому інформаційному полі (ПП) у вигляді вектора Умова-Пойнтінга, є «силовим» чинником управління полем сил корекції приймальної системи будь-якого просторового спостерігача (ПС). Проведений теоретичний і експериментальний доказ справедливості запропонованої гіпотези для векторної сигнатури теплового сигналу від будь-якого об'єкту ПП при температурі $T_0 > 0$, що підтверджене на прикладі управління оптико-електронними стежачими системами ОЕСС інфрачервоного діапазону. Результати роботи можуть бути використані при дослідженні методів перешкодозахищеності ОЕСС різних типів, а також при розробці систем оптико-електронної протидії (СОЕП) для захисту тепловиділяючих об'єктів від засобів поразки з ОЕСС, у тому числі літальних апаратів комерційного і цивільного призначення.

Ключові слова: Інформаційне поле, тепловий образ, поле штучних теплових перешкод, вектор, електромагнітне випромінювання, управління, придушення, оптико-електронна система стеження.

SIGNATURE OF THE OBJECT'S THERMAL SIGNALS IN SPATIAL INFORMATION FIELD AS THE "FORCE" FACTOR OF OPTIC-ELECTRONIC TRACKING SYSTEMS CONTROL

V.V. Kulalaev, A.V. Kulalaev

It was proposed the hypothesis on the signature of electromagnetic radiation (EMR) of the object in spatial information field (SIF) presented as the Umov-Pointing vector that acts as the "force" factor of field control by adjustment forces of receiving system of any spatial observer (SO). There was performed theoretical and experimental confirmation of correctness of the proposed hypothesis for vector signature of thermal signal from any SIF object at the temperature of $T_0 > 0$ that was confirmed on example of control on optic-electronic tracking systems of IR-range optic-electronic tracking and homing systems (OTHS). The results of the works can be applied during research of the methods of noise immunity of OTHSs of different types as well as during development of the optic-electronic countermeasure systems (OECS) for protection of heat-emitting objects from destruction by OTHS, including commercial and civil aircraft.

Key words: Information field, thermal image, field of artificial thermal interferences, vector, electromagnetic radiation, control, suppression, optic-electronic tracking system.

Кулалаєв Віктор Валентинович – д-р техн. наук, головний конструктор ООО «ИнтерТЭК», Харьков, Украина, e-mail: jet_kusha@mail.ru

Кулалаєв Андрей Викторович – директор ООО «ИнтерТЭК», Харьков, Украина, e-mail: kulalaye@ yahoo.com

УДК 629.7.07

О.М. РЕВА¹, П.Ш. МУХТАРОВ², С.В. НЕДБАЙ³, С.І. КОРЖ⁴

¹Кіровоградський національний технічний університет, Кіровоград, Україна

²Головний центр єдиної системи управління повітряним рухом
Азербайджанської Республіки

³Головний навчальний та сертифікаційний центр цивільної авіації України

⁴Тренажерний центр навчально-сертифікаційного центру ДП ОПР України

ТЕОРЕТИЧНА МОДЕЛЬ ВИЯВЛЕННЯ ОСНОВНОЇ ДОМІНАНТИ ДІЯЛЬНОСТІ АВІАЦІЙНОГО ОПЕРАТОРА В УМОВАХ РИЗИКУ

Враховуючи вплив пілотів і авіадиспетчерів як «операторів переднього краю» на безпеку функціонування складної полієргатичної системи керування «екіпаж – повітряне судно – середовище – орган управління повітряним рухом», запропоновано оцінювати їх професійну діяльність з урахуванням основної психологічної домінанти, яка визначає ставлення до ризику, а саме схильність, несхильність і байдужість до ризику. Поняття корисності розглянуте з позицій безпеки польотів і поширене на процеси прийняття рішень авіаційним оператором в умовах ризику. Обґрунтована і розроблена теоретична модель оціночної функції корисності-безпеки авіаційного оператора. Розглядаючи професійну діяльність пілотів і авіадиспетчерів як безперервний ланцюг рішень, доведена можливість виявлення основної домінанти діяльності на множині умов і наслідків діяльності.

Ключові слова: авіаційні оператори, людський чинник, безпека польотів, прийняття рішень, основна домінанта діяльності, схильність, несхильність, байдужість до ризику.

Постановка проблеми

Авіація як напрям високої технології має найвищу наукоємкість – концентрацію витрат людського інтелекту [1]. Через це матеріальні втрати від аварій і катастроф є незвичайно істотними. З іншого боку, у міру розвитку цивілізації цінність людського життя все більш зростає, тому катастрофа сучасного пасажирського авіалайнера завжди розглядається саме як національна трагедія. Загальновизнано, що безпека і ефективність функціонування ергатичної системи керування «екіпаж – повітряне судно (ПС) – середовище – орган управління повітряним рухом (УПР)» залежить від людини-оператора (Л-О), яка об'єднує зрештою всі численні компоненти системи. Адже вона – найбільш сильна ланка, оскільки може суттєво підвищити надійність системи, активно втручаючись в компенсацію відмов її технічної частини. Разом з тим, це і найбільш слабка ланка системи: впродовж десятиліть людський чинник (ЛЧ) є першопричиною не менше $\frac{2}{3}$ - $\frac{3}{4}$ загальної кількості авіаційних пригод (АП). І хоча на сьогоднішній день рівень безпеки польотів (БП) незрівняно вище, ніж, скажімо, був 60-70 років тому, роль ЛЧ практично не змінилася [2, 3].

Враховуючи особливу роль авіаційних операторів «переднього краю» (авіадиспетчерів (А/Д), пілотів) у функціонуванні авіаційної транспортної

системи (АТС), ІКАО розглядає їх як «останній рубіж оборони» в забезпеченні БП [4,5]. При цьому слід звернути особливу увагу на прийняття рішень (ПР) як основну складову їх професійної діяльності. Адже дійсно, з одного боку, ПР є видом інтелектуальної діяльності людини, який повторюється найчастіше [6]. Причому протягом дня людина може здійснити до 10000! найрізноманітніших виборів [7]. З іншого боку, діяльність авіаційного оператора може розглядатися (і абсолютно справедливо розглядатися) як безперервний ланцюг рішень, що виробляються і реалізуються в явних і неявних формах [8 – 10]. І саме для них було вперше введено поняття «ланцюга помилкових рішень», коли одне невірне рішення провокує, за «принципом доміно», підвищену вірогідність неправильного наступного. І у міру зростання цього «ланцюга», зменшується вірогідність благополучного завершення польоту. «Кожна неправильна оцінка, – констатує керівник розробки так званого Керівництва ERAU Джером Берлін (J. Berlin) – пілот, який займається дослідженнями у сфері авіаційної психології, – зменшує можливості вибору, які знаходяться у розпорядженні пілота. Останньою ланкою в ланцюзі подій є те, що у пілота взагалі не залишається ніякого вибору» [9].

Виходячи з викладеного, дослідження того, як Л-О здійснює вибір в АТС і ставиться до його наслідків, особливо в умовах ризику стохастического і

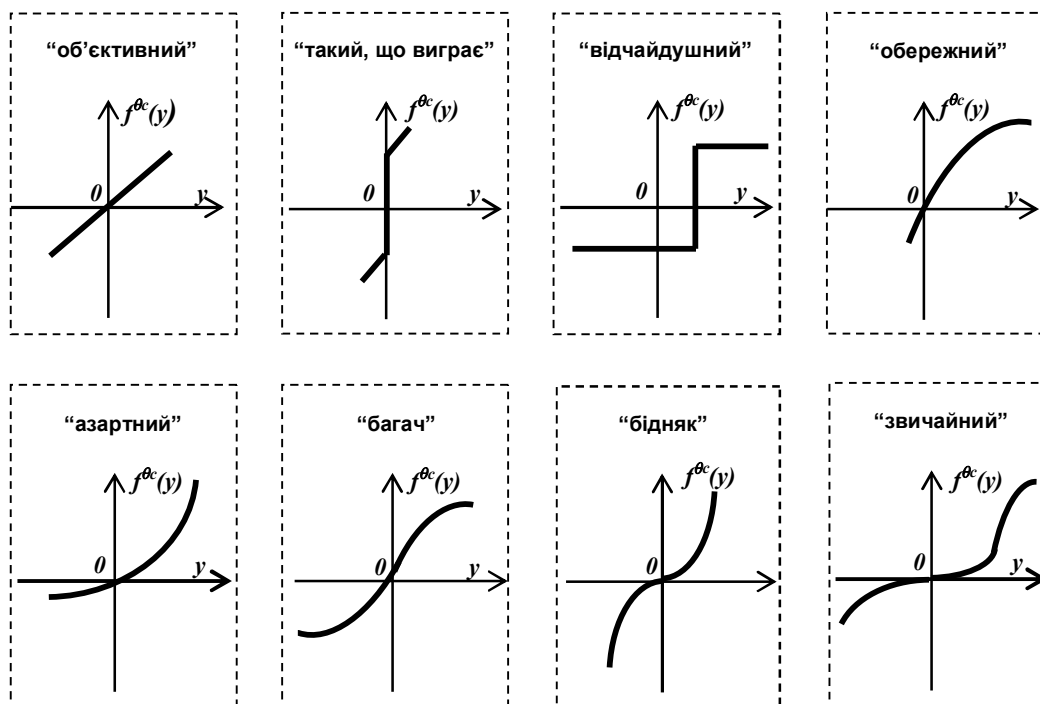


Рис. 1. Оціночні функції людини, яка приймає рішення (ЛПР) з різною психологічною домінантою

нестохастичного характеру і дефіциту (ліміту) часу є перманентно важливими.

1. Аналіз досліджень і публікацій

Різні люди в схожих ситуаціях ПР по різному ставляться до одного і того ж імовірного розподілу на множині результатів. В цьому випадку говорять, що вони мають різну психологічну домінанту в ситуаціях з ризиком. Формально це виражається в тому, що оціночна функція корисності $f^{bc}(y)$ для осіб різних типів має різний вигляд (рис. 1) [11].

При цьому під корисністю згідно постулатів, поданих у [12 – 14], розумітимемо деяку чисельну характеристику діяльності людини, яка приносить їй певне задоволення. При цьому вкажемо, що практично усі наукові джерела, в яких розглядаються питання корисності, присвячені побудові відповідних функцій для вирішення різноманітних економічних завдань, і лише в роботі уперше [15] досліджуються питання, близькі діяльності авіації або такі, що можуть бути до неї адаптовані: перевезення небезпечних вантажів, боротьба із забрудненням повітря, діяльність пожежної служби, розміщення аеропортів. Під керівництвом одного із співавторів, проф. О.М. Реви, відповідні поняття були уперше поширені на ПР авіаційним оператором [10, 16 – 19].

Дійсно, якщо під корисністю розуміти деяку величину наслідку, що надає Л-О як ЛПР певне задоволення, то в її поняття чітко укладається поняття БП. А саме, функцію корисності-безпеки має запас

висоти при відмові авіадвигуна в наборі висоти після відриву, коли екіпаж одномоторного літака має здійснювати вимушену посадку. Величина швидкості літака ($V > V_1$ або $V < V_1$) у момент відмови авіадвигуна на розгоні впливає на рішення щодо виконання продовженого або перерваного зльоту. Однозначну корисність-безпеку має час, що залишився до завершення польоту при відмові генератора, або співвідношення потрібного і наявного часу на локалізацію наслідків відмови авіаційної техніки (АТ). То ж саме можна сказати про відхилення літака від курсу і глісади у момент прольоту БПРМ (двовірна функція корисності-безпеки) і т.п.

У діяльності А/Д корисність-безпеку має:

- кількість ПС, що знаходяться у нього на управлінні;
- відстань між ПС при заході на посадку (ЗП) або під час ПР про перетин зустрічного ешелону;
- норми ешелонування (тривимірна функція корисності-безпеки) і т.п.

2. Постановка завдання дослідження

Як витікає з зазначеного, важливість поняття «корисність» і обставини, за якими воно впливає на БП має значущість в процесах ПР, і полягає в такому. Якщо кожному можливому наслідку поставити у відповідність знання його «корисності» (значення оцінної функції $f^{bc}(y)$) і для кожної альтернативи з'ясувати значення «очікуваної корисності» її наслідків, то найкращим способом дій буде альтернатива з

максимальною «очікуваною корисністю». Проте, подальше широке розповсюдження методів теорії корисності на процеси ПР авіаційними операторами стримує відсутність загальних моделей і процедур виявлення основної домінантної діяльності в умовах стохастичного ризику. Усунення цього недоліку і є метою статті.

3. Розробка моделі виявлення основної домінантної діяльності авіаційного оператора в умовах ризику

Оскільки ПР авіаційного оператора здійснюється в умовах стохастичної невизначеності, то кожній стратегії $a \in A$ ставиться у відповідність імовірнісний розподіл на множині векторів характеристик $(y_1, y_2, \dots, y_m)^T$ наслідків $g \in G$ (рис. 2) [11].

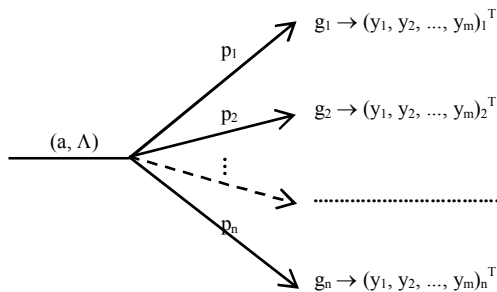


Рис. 2. Відповідність стратегій і наслідків в умовах ризику

Для виявлення пріоритетів (переваг) на множині стратегій A модель мети операції (показник і критерій ефективності) має враховувати можливий імовірнісний характер наслідків. В цьому випадку:

$$u \geq v \Leftrightarrow W_e^\lambda(u) \geq W_e^\lambda(v), \quad (1)$$

де $W_e^\lambda(u)$, $W_e^\lambda(v)$ – функції ефективності u -тої і v -тої стратегій в умовах стохастичної невизначеності, що визначаються так:

$$W_e^\lambda = M[f^{\theta_c}(\rho(Y, Y^{\text{потр}}))], \quad (2)$$

де $M[\cdot]$ – оператор математичного очікування; $\rho(Y, Y^{\text{потр}})$ – функція відповідності; $f^{\theta_c}(y)$ – оціночна функція, побудована з урахуванням інформації θ_c про ставлення ЛПР до різноманітних ситуацій в умовах ризику.

Інформація θ_c розглядається як знання про ставлення ЛПР до стохастичного ризику. Тому, в подальшому, словосполучення «ставлення до ризику» розумітимемо саме в цьому сенсі.

Якщо інформація θ_c не використовується, то $f^{\theta_c}(y) = f^{\theta_c}(\rho) = \rho(\cdot)$.

Якщо інформація θ_c відсутня або для встановлення пріоритетів за правилом (1) досить використовувати тільки «об'єктивні» показники ефективності, побудовані як:

$$W_i = M[\rho(y, y^{\text{потр}})], \quad i=1, \dots, m, \quad (3)$$

то завдання ПР (ЗПР) в умовах стохастичної невизначеності зводиться до ЗПР в умовах визначеності в загальному випадку по векторному показнику W з компонентами $W_1, W_2, \dots, W_m$.

Застосування «об'єктивних» показників (3) в загальному випадку робить ЗПР безконечномірною [11]. Тому доцільно відразу встановити переваги (пріоритети) ЛПР на множині розподілів, а потім – на множині стратегій, визначивши ставлення ЛПР до різних імовірнісних розподілів на множині результатів:

$$u \geq^{\theta_c} v \Leftrightarrow F_u \geq^{\theta_c} F_v, \quad u, v \in A, \quad (4)$$

де F_u – закон розподілу характеристик $(y_1, y_2, \dots, y_m)^T$ результатів $g \in G$ при фіксованій стратегії $a \in A$.

Для цього необхідно перш за все звужити множину розподілів $F_a(y)$, $a \in A$, виділивши невідомую їх підмножину:

$$A_0 = \left\{ a / F_u(y) \leq F_v(y) ; \right\} \quad (5)$$

$$u, v \in A, \quad -\infty < y < \infty.$$

У (5) приймається, що великі значення характеристик у результатів g мають перевагу перед меншими, тобто інформація θ_c є найпростішою.

З множини A завжди можна виділити такі $a \in A_0$, які будуть, як показано в [11,20], стратегічно недомінуючими. Як правило, множина A_0 достатньо широка. Тому подальше її звуження можливе тільки за умови розширення інформації θ_c .

Різнораманні ситуації ПР в умовах стохастичної невизначеності зручно описувати за допомогою «лотерей» [10, 11, 14 – 23]. Лотереєю l називається пара результатів (Y, P) , де $Y = \{y_1, y_2, \dots, y_n\}$ – множина характеристик результатів; $P = \{p_1, p_2, \dots, p_n\}$ – імовірнісний розподіл на них.

На рис. 3, а поданий приклад простої лотереї, а на рис. 3, б – складеної (складної), в якій результатами лотереї l є лотереї l_j , $j = 1, \dots, s$.

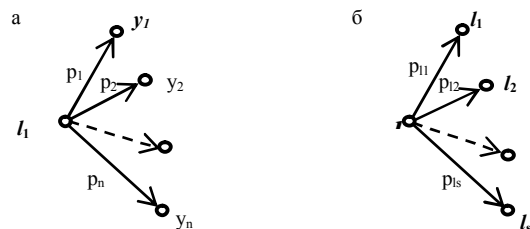


Рис. 3. Парадигма простої (а) і складної (б) лотерей

Отже, на основі виявленого відношення переваг на множині лотерей $\{l(a)/a \in A\}$ будується відношення переваги на множині стратегій A за правилом:

$$u \geq v \Leftrightarrow l(u) \geq l(v) \Leftrightarrow W_e^\lambda(l(u)) \geq W_e^\lambda(l(v)) \Leftrightarrow \Leftrightarrow M[f^{\theta_c}(y(u))] \geq M[f^{\theta_c}(y(v))]. \quad (6)$$

З аналізу виразу (6) витікає, що ЗПР зводиться до отримання оцінок $f^{0c}(y_i, u)$, $f^{0c}(y_i, v)$, $i = 1, \dots, n$ і обчислення відповідних математичних очікувань.

У зв'язку з тим, що $f^{0c}(y)$ вірна з точністю до позитивного лінійного перетворення [11]:

$$f^{0c}(y) = \{a f^{0c}(y) + b, \quad a > 0\}, \quad (7)$$

то для встановлення початку відліку і одиниці вимірювання зручно задати оцінки для будь-яких двох результатів, а потім інші порівняти з ними. В якості таких звичайно вибирають найбільш переважні (y_+) і найменш переважні (y_-) результати і приймають, що $f^{0c}(y_+) = 1$, $f^{0c}(y_-) = 0$.

При порівнянні довільного результату y з y_- і y_+ застосовують допущення, зване правилом заміни [11]. Тобто, якщо в початковій лотереї l будь-який з результатів y замінити на еквівалентний йому за перевагою, то для ЛПР буде байдуже, в якій з лотерей (початковій чи новій) брати участь. Результат y в цьому випадку замінюють на лотерею вида y_+ з імовірністю $P(y)$, а y_- – з імовірністю $1 - P(y)$. Це означає, що ЛПР має відповісти на питання: яка повинна бути імовірність $P(y)$, щоб їй було байдуже, або отримати результат y напевно, або отримати найкращий результат y_+ з імовірністю $P(y)$ і найгірший y_- – з імовірністю $1 - P(y)$. Наведене правило заміни ілюструє рис. 4. Тоді $f^{0c}(y) = P(y)$.

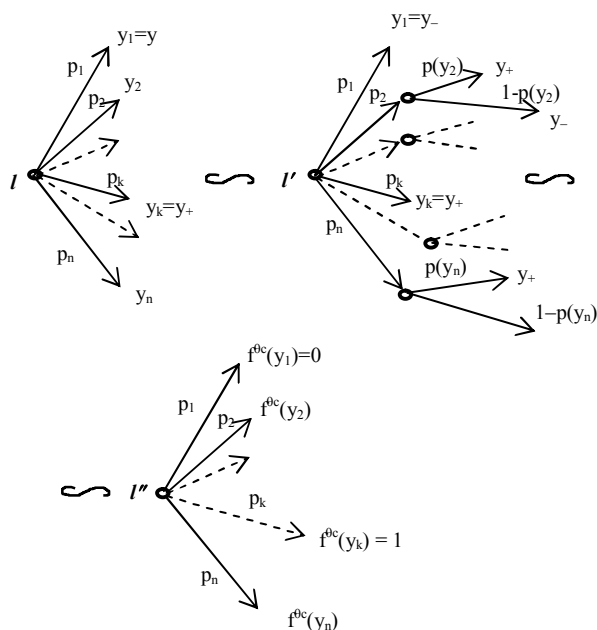


Рис. 4. Парадигма правила заміни

Коли кількість результатів не більше 10-20, описаний метод можна з успіхом застосовувати для отримання лотерей $l''(a)$, $a \in A$ і використовувати (2) для встановлення переваг на множині стратегій A .

Еквівалентність лотерей l і l'' на рис. 4, а отже, і $l \approx l''$ пояснюється тим, що математичні очікування оцінних функцій цих лотерей однакові:

$$\begin{aligned} M_l[f^{0c}(y)] &= p_1 f^{0c}(y_-) + p_2 [P(y_2) f^{0c}(y_+) + \\ &\quad + (1 - P(y_2)) f^{0c}(y_-)] + \dots + \\ &\quad + p_n [P(y_n) f^{0c}(y_+) + (1 - P(y_n)) f^{0c}(y_-)] = \\ &= \sum_{i=1}^n p_i P(y_i) = \sum_{i=1}^n p_i f^{0c}(y_i) = M_{l''}[f^{0c}(y)], \end{aligned}$$

де $f^{0c}(y_+) = 1$, $f^{0c}(y_-) = 0$ – за визначенням.

У завданнях з великою кількістю результатів (більше 20-30) встановлення переваг лотерей зручно проводити методом, що базується на побудові і апроксимаціях оцінної функції $f^{0c}(y)$ за обмеженим числом точок [10, 11, 14, 15, 17]. При цьому спочатку доцільно встановити тип ставлення ЛПР до ризику (несхильний, схильний, байдужий) для різних інтервалів можливих значень характеристики y , а потім шукати відповідну апроксимацію оцінної функції. У загальному випадку на цьому етапі може бути виявлена і психологічна домінанта ЛПР на всьому інтервалі можливих значень y .

Тип ставлення ЛПР до ризику виводиться на основі поняття детермінованого (достовірного, безумовного) еквівалента лотереї [10 – 12, 14, 15, 17, 21]. Детермінованим еквівалентом лотереї l називається така величина y_F , при якій ЛПР байдуже: чи отримати цей результат y_F напевно, або взяти участь в лотереї l :

$$y_F : f^{0c}(y_F) = M_l[f^{0c}(y)]. \quad (8)$$

ЛПР несхильна до ризику, якщо

$$y_F < M_l[Y]. \quad (9)$$

Несхильність ЛПР до ризику означає, що вона завжди віддає перевагу отриманню середнього виграшу напевно перед участю в лотереї. Оцінна функція $f^{0c}(y)$ для ЛПР, несхильного до ризику, суворо увігнута, тобто

$$f^{0c}(y_F) = M_l[f^{0c}(y)] > f^{0c}(M_l[Y]). \quad (10)$$

Так, для лотереї з двома результатами y_1 і y_2 і відповідною вірогідністю $p_1 = p$ і $p_2 = 1 - p$ маємо

$$p f^{0c}(y_1) + (1 - p) f^{0c}(y_2) < f^{0c}[p y_1 + (1 - p) y_2],$$

що відповідає визначенню суворо увігнутої функції.

ЛПР схильна до ризику, якщо

$$y_F > M_l[Y], \quad (11)$$

тобто схильна до ризику ЛПР завжди віддає перевагу участі в лотереї отриманню середнього виграшу напевно. Оцінна функція $f^{0c}(y)$ для ЛПР, схильної до ризику, суворо опукла, тобто

$$f^{0c}(y_F) = M_l[f^{0c}(y)] > f^{0c}(M_l[Y]). \quad (12)$$

ЛПР байдужа до ризику, якщо

$$y_F = M_l[Y]. \quad (13)$$

Оцінна функція ЛПР, байдужої до ризику, – лінійна:

$$f^{0c}(y_F) = M_l[f^{0c}(y)] = f^{0c}(M_l[Y]). \quad (14)$$

На рис. 5 подані монотонно зростаючі оцінні

функції неохайної, схайної і байдужої до ризику ЛПР.

Встановлення типу ставлення ЛПР до ризику

зручно проводити за допомогою бінарних лотерей з рівномірнісними результатами: y_1 і y_2 , $p_1 = p_2$. Таку лотерею позначають $l_{0,5}(y_1, y_2)$.

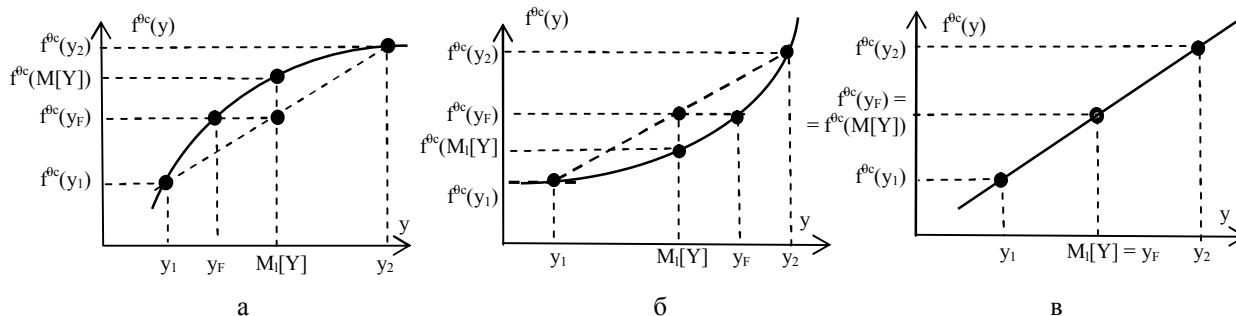


Рис. 5. Типові оціночні функції, що враховують ставлення ЛПР до ризику:

а – неохайність, б – схайність, в – байдужість

Розглянемо суть оціночної функції для ЛПР з різною психологічною домінантою на такому прикладі. Хай керівництво Азаеронавігації, проводячи подальшу роботу по використанню вигідного геополітичного положення Азербайджану, повинне вирішити питання: чи продовжувати обслуговувати старі повітряні траси над своєю територією (стратегія a_1), які мають поки що попит у міжнародного авіаперевізника, або ввести нові (стратегія a_2).

Хай результати дослідження (експертна оцінка, аналіз розвитку потоків повітряного руху і т.п.) дозволили встановити напрям нової повітряної траси. Прийmemo, що y_{21} – витрати на впровадження нової траси, y_{22} – прибуток від її експлуатації, p_2 – імовірність попиту, а також аналогічні величини y_{11} (збитки від експлуатації траси, що діє, коли експлуатанти використовують сприятливіші для себе маршрути в повітряному просторі інших держав), y_{12} – аеронавігаційні збори за експлуатацію трас, що діють, і імовірність попиту p_1 – для випадку продовження використання повітряних трас, що діють.

Припустимо, що порівняння альтернатив a_1 і a_2 за «об'єктивними» показниками привело до таких результатів:

$W(a_1) = (W_1(a_1), W_2(a_1))^T = W(a_2) - (W_1(a_2), W_2(a_2))^T$, де $W_1(a_j) = p_j y_{j2} + (1-p_j) y_{j1}$ – середній дохід підприємства за умови використання стратегій a_j , $j = 1, 2$; $W_2(a_j) = p_j [y_{j2} - W_1(a_j)]^2 + (1-p_j) [y_{j1} - W_1(a_j)]^2$ – дисперсія доходу.

Тоді стратегії a_1 і a_2 з погляду «об'єктивного» ЛПР (рис. 1, 5) будуть еквівалентними. Якщо ЛПР має будь-яку іншу психологічну домінанту, тобто її оцінна функція не лінійна ($f^{bc}(y) \neq y$), то порівняння стратегій необхідно проводити так:

$$a_j \geq^{bc} a_i \Leftrightarrow W(a_j) \geq^{bc} W(a_i), \quad (15)$$

де $W(a_j) = p_j \cdot f^{bc}(y_{j2}) + (1-p_j) \cdot f^{bc}(y_{j1})$.

Тому в загальному випадку можна вказати на велику привабливість однієї із стратегій. Наприклад,

одну і ту ж альтернативу а со значеннями рівномірних результатів $y_1 < 0$ і $y_2 > 0$ «об'єктивний» оцінить величиною $0,5(y_1 + y_2)$, тоді як «азартний» – $0,5(f^{bc}(y_1) + f^{bc}(y_2))$.

Оскільки $f^{bc}(y_2) > y_2$, а $|f^{bc}(y_1)| < |y_1|$, то суб'єктивна цінність (корисність) цієї альтернативи вище у «азартного» порівняно з «об'єктивним», тобто, якщо, наприклад, $y_2 < |y_1|$, то для «об'єктивного» ЛПР стратегія має негативну цінність (їй вона не вигідна), тоді як для «азартного» вона може вважатися вигідною (мати позитивну цінність).

У розглянутому прикладі переваги на множині стратегій встановлювалися шляхом порівняння математичних очікувань оціночної функції. Такий показник, що враховує психологічні особливості ЛПР в ситуаціях стохастичної невизначеності (ситуаціях з ризиком), називається функцією ефективності скалярного результату [11], або функцією корисності і визначається згідно (6). Причому, якщо $f^{bc}(y)$ – оцінна функція, то всі її позитивні лінійні перетворення

$$f^{bc}(y) = \{ a f^{bc}(y) + b, \quad a > 0 \} \quad (16)$$

також є оцінними функціями характеристик результатів у для ЛПР з даною психологічною домінантою. Тому, будуючи оцінні функції $f^{bc}(y)$, можна довільно вибрати початок відліку b і одиницю виміру a , тобто оцінна функція задається в інтервальної шкалі.

Висновки

1. Оскільки діяльність авіаційних операторів може розглядатися як безперервний ланцюг рішень, що виробляються і реалізуються в умовах ризиків стохастичного і нестохастичного характеру, то важливе значення для забезпечення БП має виявлення домінант їх діяльності в цих умовах, яка виявляється на основі побудови відповідних оціночних

функцій корисності. При цьому аналіз наукових джерел показує, що, не дивлячись на певні позитивні результати, розробці відповідних технологій і процедур стосовно діяльності пілотів і А/Д дослідниками приділяється все ж таки недостатня увага.

2. Розроблені теоретичні основи моделювання основної домінанти діяльності і побудови оцінних функцій авіаційних операторів шляхом застосування спеціально розроблених лотерей. Поданий віртуальний приклад, що ілюструє важливість застосування оцінних функцій при впровадженні нових повітряних трас.

3. Результати аналітичних досліджень є теоретичною базою для таких подальших досліджень:

- розробки технологій і процедур побудови оцінних функцій за обмеженням числом точок;
- побудови реальних оцінних функцій для широкого спектру умов професійної діяльності авіаційних операторів, включаючи аварійні ситуації;
- розробки тренувальних вправ, що імітують професійну діяльність з урахуванням основної домінанти діяльності авіаційних операторів.

Література

1. Плотников Н.И. Экология пилота / Н.И. Плотников // Воздушный транспорт: обзорн. инф. – М.: Воздушный транспорт, 1991. – 77 с.
2. 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.
3. Горячев В.А. Новый подход к подготовке летного состава за рубежом / В.А. Горячев, Н.Н. Коростелева // Проблемы безопасности полетов: ежемес. реферат. сб. – М.: ВИНТИ, 1990. – № 10. – С. 3-22
4. Фундаментальные концепции человеческого фактора // Человеческий фактор: сб. м-лов № 1. – Циркуляр ИКАО 216 AN / 131. – Монреаль, Канада, 1989. – 134 с.
5. Рева А.Н. Последний рубеж обороны (Человеческий фактор: фундаментальные концепции ИКАО) / А.Н. Рева, М.Ф. Давиденко // Авиакомпания. – М., 1995 (пробный номер). – С. 23-28
6. Эдвардс У. Принятие решений / У. Эдвардс // Человеческий фактор. В 6-ти т. – Т.3. Моделирование деятельности, профессиональное обучение и отбор операторов. – Часть I. – Модели психической деятельности. – М.: Мир, 1991. – С. 5-89
7. Ходаков В.С. Вступ до комп'ютерних наук: навч. посіб. / В.С. Ходаков, Н.В. Пилипенко, Н.А. Соколова; за ред. В.С. Ходакова. – К.: ЦНЛ, 2005. – 496 с.
8. Шеридан Т.Б. Системы человек-машина: Модели обработки информации, управления и принятия решений человеком-оператором: пер. с англ. / Т.Б. Шеридан, У.Р. Феррел; под ред. К.В. Фролова. – М.: Машиностроение, 1980. – 400 с.
9. Плотников Н.И. Зарубежная практика профессиональной подготовки летного персонала / Н.И. Плотников. – М.: ЦНТИГА, 1989. – 42 с.
10. 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.
11. 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.
12. Фон Нейман Дж. Теория игр и экономическое поведение / Дж. фон Нейман, О. Morgenstern. – М.: Наука, 1970. – 708 с.
13. Фишберн П. Теория полезности для принятия решений / П. Фишберн. – М.: Наука, 1978. – 352 с.
14. Козелецкий Ю. Психологическая теория решений / Ю. Козелецкий; пер. с польск. Г.Е. Минца, В.Н. Поруса; под ред. Б.В. Бирюкова. – М.: Прогресс, 1979. – 504 с.
15. Кини Р.Л. Принятие решений при многих критериях: предпочтения и замещения: пер. с англ. / Р.Л. Кини, Х. Райфа; под ред. И.Ф. Шахнова. – М.: Радио и связь, 1981. – 560 с.
16. Рева О.М. Людський фактор: парадокс психологічної домінанти діяльності пілота в умовах стохастичного ризику / О.М. Рева // Проблеми аеронавігації: тематич. зб. наук. пр. – Вип. 3. Удосконалення процесів діяльності та професійної підготовки авіаційних операторів. – Кіровоград: ДЛАУ, 1997. – С. 40-49.
17. Рева О.М. Методи апріорного виявлення відношення авіаційного оператора, як людини, що приймає рішення, до ризику: конспект лекцій з курсу "Основи теорії прийняття рішень" / О.М. Рева. – Кіровоград: ДЛАУ, 1998. – 45 с.
18. Рева О.М. Парадокс психологічної домінанти діяльності авіадиспетчера в умовах стохастичного ризику / О.М. Рева, Т.Ф. Шмельова // Проблеми розвитку систем аеронавігаційного обслуговування воздушных судов (Аэронавигация и авионика – 98): м-лы междунар. науч.-техн. конф. – К.: КМУГА, 1998. – С.135.
19. Рева О.М. Усталеність основної домінанти діяльності авіадиспетчера в умовах стохастичного ризику / О.М. Рева, Г.М. Селезньов // Застосування авіації в народному господарстві: м-ли конф.; за ред. С.Ф. Колесниченка. – Кіровоград: ДЛАУ, 2001. – С.129-135
20. Подиновский В.В. Парето-оптимальные решения многокритериальных задач / В.В. Подиновский, И.Д. Ногин. – М.: Наука, 1982. – 254 с.
21. Райфа Х. Анализ решений (Введение в проблему выбора в условиях неопределенности: пер. с англ. / Х. Райфа. – М.: Наука, 1977. – 408 с.

22. Бекмухамбетов А.А. Процедури та алгоритми побудови функції корисності для дослідження відношення авіаційних операторів до стохастичного ризику / А.А. Бекмухамбетов // Наукові праці академії. – Кіровоград: ДЛАУ, 2000. – С. 48-54.

23. Рева А.Н. Эргономические основы первоначальной профессиональной подготовки пилотов: монография / А.Н. Рева, К.М. Тумышев. – Алматы, 2000. – 272 с.

Надійшла до редакції 17.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Спіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків, Україна.

ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВЫЯВЛЕНИЯ ОСНОВНОЙ ДОМИНАНТЫ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АВИАЦИОННОГО ОПЕРАТОРА В УСЛОВИЯХ РИСКА

А.Н. Рева, П.Ш. Мухтаров, С.В. Недбай, С.И. Корж

Учитывая влияние пилотов и авиадиспетчеров как «операторов переднего края» на безопасность функционирования сложной полиэргатической системы управления «экипаж – воздушное судно – среда – орган управления воздушным движением», предложено оценивать их профессиональную деятельность с учетом основной психологической доминанты, которая определяет отношение к риску, а именно: склонность, несклонность и безразличие к риску. Понятие полезности рассмотрено с позиций безопасности полетов и распространено на процессы принятия решений авиационным оператором в условиях риска. Разработана и обоснована теоретическая модель оценочной функции полезности-безопасности авиационного оператора. Рассматривая профессиональную деятельность пилотов и авиадиспетчеров как непрерывную цепь решений, доказана возможность выявления основной доминанты деятельности на множестве условий и последствий деятельности.

Ключевые слова: авиационные операторы, человеческий фактор, безопасность полетов, принятие решений, основная доминанта деятельности, склонность, несклонность, безразличие к риску.

THEORETICAL MODEL OF IDENTIFICATION OF THE BASIC DOMINANT OF THE ACTIVITY OF AVIATION OPERATOR IN THE CONDITIONS OF RISK

A.N. Reva, P.Sh. Mukhtarov, S.V. Nedbay, S.I. Korzh

Taking into account influence of pilots and air traffic controllers as "operators of the cutting edge" to the safety of functioning of difficult polyergatic control system «crew-aircraft- environment- air traffic control", it is suggested to evaluate their professional activity taking into account a basic psychological dominant that determines attitude toward a risk, namely: propensity, absence to propensity and indifference to the risk. The feasibility concept is considered basing on positions of flight safety and covers the decision making processes of the aviation operator in the conditions of risk. The theoretical model of criterion function, which defines the practicability-safety of aviation operator, has been developed and substantiated. The possibility of the identification of the principal dominant of pilot's and air traffic controller's activity, which is continuous chain of the decisions, has been proved and grounded on the multitude of terms and consequences of the activity.

Key words: aviation operators; human factor; flights safety; decision making; basic dominant of activity; propensity, absence to propensity and indifference to the risk.

Рева Олексій Миколайович – д-р техн. наук, професор, професор кафедри автоматизації виробничих процесів Кіровоградського національного технічного університету, Кіровоград, Україна, e-mail: ran54@meta.ua.

Мухтаров Пейман Ширинович – керівник Головного центру єдиної системи управління повітряним рухом Азербайджанської Республіки, e-mail: Peyman.Mukhtarov@gmail.com.

Недбай Сергій Валерійович – генеральний директор державного підприємства «Головний учбовий і сертифікаційний центр цивільної авіації України», e-mail: s.nedbay@rambler.ru.

Корж Сергій Іванович – начальник тренажерного центру Навчально-сертифікаційного центру державного підприємства обслуговування повітряного руху України, e-mail: sekorzh@mail.ru.

УДК 629.7.07

О.М. ДМІТРІЄВ, В.А. ШУЛЬГІН

Державна льотна академія України, Кіровоград, Україна

ВРАХУВАННЯ СТАТИСТИКИ ВІДМОВ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ В ПРОГРАМАХ ТРЕНАЖЕРНОЇ ПІДГОТОВКИ ЛЬОТНИХ ЕКІПАЖІВ (НА ПРИКЛАДІ ЛІТАКА АН-24)

Враховуючи незвичайно важливу роль авіаційних тренажерів у процесах професійної підготовки льотних екіпажів до дій з локалізації наслідків відмов авіаційної техніки, зазначено, що, з одного боку, така підготовка має обов'язково орієнтуватись на відмови, що є найбільш впливові на безпеку польотів, а, з іншого боку, – на частоту повторювань відмов, незалежно від їх значущості. Особливе значення при цьому має чинник старіння авіаційної техніки, оскільки термін експлуатації літаків вітчизняного виробництва був продовжений на тривалий термін. Встановлен перелік відмов для відпрацювання під час тренажерної підготовки, який відповідає критеріям, що були сформульовані.

Ключові слова: льотні екіпажі, людський чинник, безпека польотів, тренажерна підготовка, статистика відмов авіаційної техніки.

Постановка проблеми

Авіація завжди була пов'язана з певним ризиком – з тієї самої миті, коли людина вперше піднялася в повітря, і до сьогоднішнього дня питання безпеки польотів (БП) залишається системоутворюючим в цій сфері людської діяльності. Багато років люди стикаються з проблемами, пов'язаними з розвитком авіації (зростанням швидкостей, висот польоту, ускладненням завдань, в цивільній авіації (ЦА) – збільшенням ваги вантажу, що перевозиться, і пасажирів), і вирішують їх шляхом складних і оригінальних конструктивних рішень, ретельною організацією льотної роботи і, природно, суттєвим підвищенням якості професійної підготовки (ПП) льотного складу (ЛС).

Як відомо, більш ніж 80% авіаційних пригод (АП) відбуваються унаслідок так званого людського чинника (ЛЧ), останні ж 20% трапляються із-за технічних несправностей повітряного судна (ПС) і метеоумов [1 – 6]. Таким чином, для забезпечення безпеки польотів експлуатанти авіаційної техніки (АТ) зобов'язані не лише доводити до досконалості рівень ПП ЛС авіаційних підприємств і підрозділів, але і забезпечувати належний рівень обслуговування АТ і організації польотів, у тому числі з врахуванням метеорологічної обстановки.

1. Аналіз досліджень і публікацій з проблем тренажерної підготовки

Загальноновизнано, що один з найефективніших шляхів ПП ЛС до дій в особливих випадках польоту

(ОВП) – застосування різноманітних тренажерних засобів (ТЗ). Однак з аналізу наукових джерел витікає, що їх більшість присвячена розв'язанню проблем побудови, вдосконалення обладнання комплексних тренажерів літака (КТЛ) та ТЗ, вирішенню питань їх ідентифікації відповідним типам ПС, але фактично не приділяється уваги вдосконаленню методик їх застосування [7 – 17]. Особливо це стосується КТЛ, що знаходяться в експлуатації понад 30 років.

У зв'язку з наведеним слід привертнути особливу увагу літаку Ан-24, що був введений в експлуатацію в жовтні 1962 року і, таким чином, ефективно експлуатується вже півстоліття. Забезпечення експлуатації старіючого парку ПС вимагає від авіаційних фахівців особливого підходу.

ТП є складовою льотної підготовки. Головною метою навчання на льотних тренажерах є практичне засвоєння льотними екіпажами, що навчаються, професійних навичок з льотної експлуатації ПС. Програми ТП курсантів авіаційних ВНЗ включені до курсів навчально-льотної підготовки (КНЛП) по типах ПС, а програми ТП слухачів льотних училищ – до програм перенавчання на тип ПС.

Програма ТП пілотів на КТЛ Ан-24 передбачає наступну кількість вправ:

- для курсантів ДЛАУ – 27 вправ згідно КНЛП [18];
- для слухачів-пілотів – 18 вправ згідно відповідної програми [19].

Відповідність цілей окремих вправ головній меті ТП наведена в табл. 1.

Програма ТП курсантів складається з двох частин:

1. Тренування на КТЛ до початку польотів на літаку з головним завданням – забезпечення ПП курсантів до виконання вивізних польотів на літаку (загальна кількість нальоту 11 годин).

2. Тренування на КТЛ під час польотів з головним завданням – забезпечення підготовки курсантів до засвоєння складних видів польотів (загальна кількість нальоту 10 годин).

Таблиця 1

Розподіл цілей вправ у програмах тренажерної підготовки на літаку Ан-24

Основні цілі вправ тренажерної підготовки	Програма тренажерної підготовки				
	курсантів			слухачів-пілотів	
	Кількість		%	Кількість	
	вправ	годин		вправ	годин
Набуття необхідного рівня знань	7	12	29	5	7
Формування та удосконалення навичок та вмінь	20	30	71	13	18

Складовою ТП є наземна підготовка (НП), яка займає її значну частину, а саме:

- для курсантів ДЛАУ – 21 година (50% від загального часу ТП);
- для слухачів-пілотів – 15 годин (60% від загального часу ТП).

Однак, цілі та завдання, на досягнення яких спрямована НП, лише частково відповідають цілям та завданням ТП. Це пов'язано з тим, що під час НП:

1. Частково дублюється програма теоретичного навчання.
2. Використання в якості засобів навчання планшетів, панно кабіни екіпажу не дає змоги навчати набути достатній рівень навичок з льотної експлуатації ПС, а тим паче відпрацювати взаємодію у складі екіпажу.

Льотна підготовка на тренажері умовно поділяється на дві частини:

- підготовка та виконання польоту в очікуваних умовах (ОУ) експлуатації;
- підготовка до дій в ОВП.

Аналіз елементів льотної підготовки до виконання польоту в ОУ під час ТП виявив, що їх зміст відповідає вимогам КНЛП та відповідної програми перенавчання. Водночас, кількість ОВП, імітація яких передбачена вказаними програмами, складає лише 55% від кількості ОВП, що передбачені керівництвом з льотної експлуатації (КЛЕ) літака Ан-24 [20].

На тренажері КТЛ Ан-24 не реалізовано до 90% відмов паливної системи та до 80% відмов шасі літака, що передбачені КЛЕ Ан-24. Недостатньо відображені відмови гідросистеми, системи регулювання тиску, протипожежної системи, системи електрозабезпечення, автопілоту, радіозв'язку та радіотехнічних систем. Хоча кількість відмов силової установки, що моделюються на КТЛ Ан-24, приблизно відповідає кількості відмов силової установки, що передбачені КЛЕ, за змістом вони мають суттєві відмінності.

У зв'язку з високою вартістю навчання на КТЛ та обмеженим часом застосування, його можливості щодо підготовки льотних екіпажів до дій в ОВП використовуються лише на 25%. Для вирішення завдання по відпрацюванню усіх можливих ОВП можливо скористатись двома шляхами:

1) оптимізувати порядок введення ОВП під час відпрацювання вправ на КТЛ;

2) під час теоретичного навчання та перед виконанням нових вправ на КТЛ впровадити використання сучасного програмного забезпечення (наприклад – тренажер нового типу – MFTD (Maintenance / Flight Training Devices), який є функціональним аналогом пілотної кабіни, побудований на рідко кристалічних інтерактивних моніторах. Така система значно дешевше, ніж повноцінний льотний тренажер, і в той же час дозволяє доводити до автоматизму процедури керування літаком. Однак їх ефективність у більшості залежить від методики застосування в ТП, котра повинна формуватись з урахуванням можливостей сучасних технологій навчання та має ґрунтуватись на рекомендованому ІКАО компетентному підході, який припускає побудову системи ПП ЛС з орієнтацією на результати і стандарти ефективності льотної експлуатації ПС [21 – 24].

2. Постановка завдання

На сьогоднішній день експлуатуються більше 300 літаків Ан-24, багато з яких свого часу випробували (а деякі і продовжують випробовувати) дію вологого і жаркого тропічного клімату при польотах на Африканському континенті в Південній Америці, деякі – низькі температури крайньої Півночі, що так чи інакше позначилося на стані їх систем, силових установок (СУ) і елементах конструкції. Відмови техніки на таких літаках відбуваються значно частіше, ніж на новіших ПС, що складають парк авіакомпаній нашої держави. Готовність екіпажів до ОВП на борту досягається шляхом постійних тренувань на льотних тренажерах і ретельної наземної

підготовки, і дуже важливо при цьому враховувати досвід попередніх катастроф, аварій і інцидентів, адже саме для цього і проводяться їх розслідування.

Метою статті є вдосконалення програми тренажерної підготовки (ТП) на літаку Ан-24 шляхом врахування статистики АП та інцидентів.

3. Статистика авіаційних подій та інцидентів на літаку Ан-24

Із загального числа випущених літаків Ан-24 всіх модифікацій в результаті 88 катастроф, 64 аварій було втрачено 147 літаків і загинули 2224 людини, включаючи 28 чоловік на землі [25 – 30].

Розподіл причин АП по етапах польоту наведений в табл. 2. Причинами АП стали:

- ЛЧ – 52%;
- несправності АТ – 38%;
- збити і пошкоджені під час бойових дій, або випадково – 7%, враховуватись не будуть;
- не встановлена – 4%, враховуватись не будуть.

38% АП, що стались в наслідок помилок льотного екіпажу, відбулися на етапі заходу на посадку, причому більшість з них, – це недотримання безпечної висоти, втрата швидкості, помилки в навігаційних розрахунках, що призвело до зіткнення літака з поверхнею землі. Також мали місце АП, що пов'язані зі зледенінням літака у разі невключення екіпажем системи проти зледеніння.

Помилкові дії екіпажів на етапі посадки призвели до 28% АП. Головні причини – невірний розрахунок на посадку (як наслідок – посадка до посадкової смуги або переліт) та грубі приземлення.

Причинами 10% АП з вини екіпажу є перебільшення максимальної злітної маси ПС та передчасне прибирання шасі під час розбігу.

З 38% АП, що стались через технічні несправності – більшість пов'язана з відмовою, пожежею або руйнуванням СУ на різних етапах польоту, також декілька разів виникало самостійний вихід силової установки на режим зворотної тяги під час польоту.

Динаміка пригод, що відбулись з літаками Ан-24 протягом усього періоду їх експлуатації, подана на рис. 1. З метою запобігання суттєвого впливу ЛЧ на безпеку польотів слід скорегувати програми ТП.

Висновки і рекомендації

1. Проведений аналіз дозволяє зробити висновок про суттєвий вплив на БП ЛЧ, що обов'язково має бути врахованим при організації ПП льотних екіпажів на тренажерах.

2. При підготовці до польотів на АТ, яка довгий час знаходиться в експлуатації (понад 30 років), під час ТП слід звернути більше уваги на відпрацюванні не тільки відмов АТ, що потребують термінового втручання, а також і відмов АТ, що часто повторюються у реальних польотах.

Таблиця 2

Загальна характеристика причин авіаційних пригод на літаку Ан-24

Причини авіаційних пригод	Кількість авіаційних пригод по їх типах	Кількість авіаційних пригод по етапах польоту
Відмови авіаційної техніки та технічні несправності 58 (38%)	38 катастроф 20 аварій	Зліт – 6 (10%) Набор висоти – 10 (17%) Крейсерський політ – 6 (10%) Зниження – 1 (2%) Захід на посадку – 14 (24%) Посадка – 19 (33%) Відхід на друге коло – 2 (4%)
«Людський чинник» 79 (52%), в т.ч. 7 (4,6%) – через помилки управління повітряним рухом	39 катастроф 40 аварій	Зліт – 7 (9%) Набор висоти – 4 (5%) Крейсерський політ – 9 (11%) Зниження – 3 (4%) Захід на посадку – 31 (39%) Посадка – 22 (28%) Відхід на друге коло – 3 (4%)
Були збити і пошкоджені під час бойових дій, або випадково 11 (7%)	7 катастроф 4 аварії	Набор висоти – 2 (18%) Крейсерський політ – 2 (18%) Захід на посадку – 2 (18%) На землі – 5 (46%)
Не встановлена 4 (3%)	4 катастрофи	Зліт – 1 (25%) Набор висоти – 1 (25%) Крейсерський політ – 1 (25%) Захід на посадку – 1 (25%)

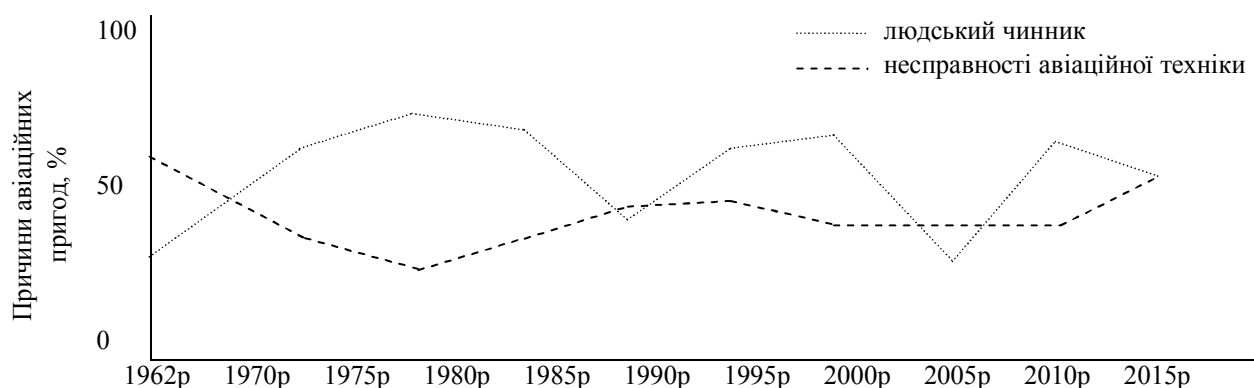


Рис. 1. Динаміка головних причин авіаційних пригод на літаках Ан-24

3. Перспективним напрямком роботи з удосконалення ПП ЛС є розробка та впровадження нових технічних засобів підготовки і навчання на базі сучасної мікропроцесорної техніки. Тому подальші дослідження з вдосконалення процесів ТП льотних екіпажів слід проводити з урахуванням змін до програм ТП, які ґрунтуються на статистиці АП.

Література

1. *Эргономика // Человеческий фактор: сб. м-лов № 6. — Циркуляр ICAO 238-AN/143. — Монреаль, Канада, 1992. — 46 с.*
2. *Изучение роли человеческого фактора при авиационных происшествиях и инцидентах // Человеческий фактор: сб. м-лов № 7. — Циркуляр ICAO 240-AN/144. — Монреаль, Канада, 1993. — 76 с.*
3. *Руководство по обеспечению безопасностью полетов (РУБП) Doc ICAO 9859-AN460 издание первое. — Монреаль, Канада, 2006. — 364 с.*
4. *Овчаров В.Е. Человеческий фактор в авиационных происшествиях / В.Е. Овчаров. — М.: МАК, 2005. — 80 с.*
5. *Аналіз рівня безпеки польотів та виявлення потенціальних факторів аварійності з цивільними повітряними судами України за 10 років (1997р — 2007р). — К.: ДАА, 2008.*
6. *Состояние безопасности полетов в гражданской авиации государств-участников "Соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства" в 2010 году (Доклад Межгосударственного авиационного комитета). — М.: МАК, 2011.*
7. *Горячев В.А. Эргономические основы создания и применения авиационных тренажеров: дисс... д-ра техн. наук: 05.22.14 "Эксплуатация воздушного транспорта" / В.А. Горячев. — Л.: ОЛАГА, 1986. — 358 с.*
8. *Оптимизация профессиональной деятельности инструктора авиационного тренажера: науч.-практ. реком. / А.Н. Рева, В.А. Горячев, Н.С. Крылова и др.; Под ред. А.Н. Рева, В.А. Бодрова. — М.: ИПАН, 1990. — 127 с.*
9. *Эргономические методы и средства тренажерной подготовки летного состава: науч.-*

практ. реком. / А.Н. Рева, В.А. Кузнецов, А.А. Комаров и др.; под ред. А.Н. Рева, М.И. Рубца. — Кировоград: ГЛАУ, 1995. — 106 с.

10. *Рева А.Н. Эргономические основы первоначальной профессиональной подготовки пилотов: дисс ... д-ра техн. наук: 05.22.14 "Эксплуатация воздушного транспорта". — К.: НАУ, 1996. — 376 с.*

11. *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.*

12. *Меденков А. Тренажер без психологии — деньги на ветер! / А. Меденков // Авианепорама. — 2008. — № 4. — С. 28-31.*

13. *Васильев О. Для подготовки пилотов требуется новое оборудование и новые методики / О. Васильев // Авиатранспортное обозрение. — 2008. — № 87. — С. 47-49.*

14. *Щеглов И.Н. Алгоритм формирования оценки знаний в автоматизированной системе обучения авиационных специалистов / И.Н. Щеглов, М.А. Никитов // Проблемы безопасности полетов: инф. сб. — М.: ВИНТИ, 2009. — № 3. — С. 13-16.*

15. *Рева О.М. Проблемы формирования у пилота на-вчок додання наслідків відмов авіаційної техніки в режимі синхронного генератора / О.М. Рева, С.О. Дмитрієв, О.М. Дмитрієв // Авіаційно-космічна техніка і технологія — 2009. — № 2 (79). — С. 97-102.*

16. *Алгоритмизация процедуры агрегирования нечетких оценок точности пилотирования на льотних тренажерах / О.М. Рева, С.О. Дмитрієв, В.А. Шульгін, О.М. Дмитрієв, С.В. Недбай // Авіаційно-космічна техніка і технологія. — 2010. — № 1 (78). — С. 86-91*

17. *Нечітки моделі ергономічної кваліметрії точності пілотування: монографія / О.М. Рева, В.В. Камішин, В.А. Шульгін, С.В. Недбай; за ред. О.М. Рева. — Рівне: «Овод», 2010. — 106 с.*

18. *Курс учебно-летной подготовки на самолетах Ан-24, Ан-26 для курсантов высших летных училищ гражданской авиации (КУЛП Ан-24, Ан-26). — М.: Воздушный транспорт, 1985. — 110 с.*

19. *Программы подготовки летного состава на самолетах АН-24, АН-26 и АН-30 в подразделениях ГА. — М.: Воздуш. трансп., 1985. — 152 с.*

20. Руководство по летной эксплуатации самолета Ан-24 (Ан-24РВ). – М: Воздуш. трансп., 1995. – 125 с.

21. *Delivering pilot quality // Flight International*. – March 3–10, 2008. – P.7, 14, 29.

22. *Aeroplane flight simulators: Doc JAR - STD 1A* [Электронный ресурс]. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.jaa.nl>.

23. *Flight Simulation Training Device Initial and Continuing Qualification and Use: Doc. FAR - Part 60*: [Электронный ресурс]. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.faa.gov>.

24. *Manual of Criteria for the Qualification of Flight Simulation Training Devices: Doc ICAO 9625 Edition 3* [Электронный ресурс]. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.icao.int>.

25. *Statistics* [Электронный ресурс]. – Режим доступа до ресурсу: <http://aviation-safety.net>.

26. *Accident database* [Электронный ресурс]. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.planecrashinfo.com/>.

27. *Расследование авиационных происшествий на воздушном транспорте* [Электронный ресурс]. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.mak.ru>.

28. *Новости компании* [Электронный ресурс]. – Режим доступа до ресурсу: http://www.audit-center.biz/new_page.html.

29. *Аналіз рівня безпеки польотів та виявлення потенційних факторів аварійності з цивільними повітряними судами України за 2010 рік* [Електронний ресурс]. – Режим доступа до ресурсу: <http://new.avia.gov.ua/>.

30. *Авиационные происшествия, инциденты и авиакатастрофы в СССР и России* [Электронный ресурс]. – Режим доступа до ресурсу: <http://www.airdisaster.ru/links.php>.

Надійшла до редакції 21.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Єпіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків, Україна.

УЧЕТ СТАТИСТИКИ ОТКАЗОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ В ПРОГРАММАХ ТРЕНАЖЕРНОЙ ПОДГОТОВКИ ЛЕТНЫХ ЭКИПАЖЕЙ (НА ПРИМЕРЕ САМОЛЕТА АН-24)

О.Н. Дмитриев, В.А. Шульгин

Учитывая важную роль авиационных тренажеров в процессах профессиональной подготовки летных экипажей к действиям по локализации последствий отказов авиационной техники, указано, что, с одной стороны, такая подготовка должна обязательно ориентироваться на наиболее влияющие на безопасность полетов отказы, а, с другой стороны, – на частоту повторения отказов, не зависимо от их значимости. Особое значение при этом имеет фактор старения авиационной техники, поскольку время эксплуатации самолетов отечественного производства был продолженный на длительное время. Установлен перечень отказов для отработки во время тренажерной подготовки, который соответствует критериям, которые были сформулированы.

Ключевые слова: летные экипажи, человеческий фактор, безопасность полетов, тренажерная подготовка, статистика отказов авиационной техники.

STATISTICS ACCOUNTING OF AIRCRAFT EQUIPMENT FAILURES IN THE COCKPIT CREW SIMULATOR TRAINING PROGRAM (BY THE EXAMPLE OF ANTONOV-24)

O.N. Dmitriev, V.A. Shulgin

In consideration of flight simulator primary importance in the process of flight crew training of aircraft equipment fault isolation practicing it is pointed out that such training must be focused on the flight failures which have the largest influence on the safety of the flight. But on the other hand it must go by the failure recurrence regardless of their significance. In the result the most important factor is the aircraft equipment ageing, as the domestic aircraft life time is extended for a long period of time. The list of failures, practiced during simulator training and correspondent to the formulated criteria, is identified.

Key words: flight crew, human factor, safety of the flight, simulator training, statistics accounting of aircraft equipment failures.

Дмитрієв Олег Миколайович – старший викладач кафедри льотної експлуатації Державної льотної академії України, Кіровоград, Україна, e-mail: Dmitronik1970@rambler.ru.

Шульгін Валерій Анатолійович – канд. техн. наук, декан факультету льотної експлуатації Державної льотної академії України, Кіровоград, Україна, e-mail: VAShulgin@ukr.net.

УДК 629.7.07

Ю.Ю. БІРЮКОВ

Львівський регіональний структурний підрозділ ДП "Укранерорух", Львів, Україна

КЛАСИЧНІ КРИТЕРІЇ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ У ВИЗНАЧЕННІ ГРУПОВИХ ПЕРЕВАГ АВІАДИСПЕТЧЕРІВ НА ЧИННИКАХ БЕЗПЕКИ ПРОФЕСІЙНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ

Спираючись на пропоновані ICAO сучасні концепції проактивного забезпечення безпеки польотів з урахуванням людського чинника, проведені дослідження з виявлення і аналізу спектру з $n=15$ небезпечних чинників, а також подальших ризиків, що загрожують життєздатності аеронавігаційної системи. І оскільки саме ставлення авіадиспетчерів до небезпечних дій і умов відображає «безпечну» корпоративну культуру, то виявлені їх індивідуальні переваги на цих чинниках. Враховуючи, що системну властивість емерджентності має групова система переваг, яка може узагальнити, у тому числі і суперечливі думки, доведено, що ця «маргінальність» може бути наслідком унікального особистісного досвіду професійної діяльності авіадиспетчерів, залучених до випробувань. Адаптовані процедури застосування класичних критеріїв прийняття рішень (Вальда, Севиджа, Байєса-Лапласа, Гурвиця) для непараметричного встановлення групових систем переваг на множині досліджуваних чинників безпеки з визначеною мірою ризику відповідних висновків.

Ключові слова: безпека аеронавігаційної системи, людський чинник, авіадиспетчери, ставлення до небезпечних чинників і умов діяльності, класичні критерії прийняття рішень, групова система переваг.

Постановка проблеми

Безпека польотів (БП) є невід’ємною властивістю авіаційної транспортної системи (АТС), тому провідні авіакомпанії світу, враховуючи негативні наслідки авіаційних пригод (АП) і інцидентів, проводять перманентні дослідження з підвищення її рівня з обов’язковим урахування впливу людського чинника (ЛЧ). Узагальнюючи результати цих досліджень ICAO, розробила сучасну концепцію БП, яка ґрунтується на таких аспектах [1]:

- а) нульовий рівень АП чи серйозних інцидентів – точка зору, найбільш поширена серед пасажирів;
- б) відсутність небезпеки чи ризику, тобто чинників, що заподіюють чи можуть заподіяти шкоду;

в) ставлення співробітників до небезпечних дій і умов – відображає «безпечну» корпоративну культуру;

г) ступінь «прийнятності» ризику, що властивий авіації;

д) процес виявлення джерел небезпеки і контролю чинників ризику;

е) недопущення втрат внаслідок АП (людські жертви, а також заподіяння шкоди майну і оточуючому середовищу).

І оскільки авіадиспетчери (А/Д) також нормативно віднесені до числа осіб процесу забезпечення БП [2, 3], то з урахуванням даних табл. 1 проблему виявлення їх ставлення до небезпечних чинників, що впливають чи навіть можуть вплинути на БП слід вважати перманентно важливою.

Таблиця 1

Характеристики різних видів культури безпеки (ICAO, Керівництво з управління безпекою польотів)

№ з.п.	Характеристика	Культура безпеки		
		низька	бюрократична	позитивна
1	Інформація про небезпечні чинники:	замовчується	ігнорується	активно відслідковується
2	Осіб, які повідомляють про небезпечні чинники:	не підтримують або карають	терплять	навчають і заохочують
3	Відповідальність за безпеку:	уникається	дробиться на частини	є загальною
4	Розповсюдження інформації про небезпечні чинники:	не заохочується	дозволяється, але не заохочується	винагороджується
5	Збої приводять до:	укриття фактів	локальних рішень	розслідування і реформи системи
6	Нові ідеї:	відкидаються	розглядаються як нові проблеми, а не можливості	вітаються

1. Аналіз досліджень і публікацій

Метою контролю чинників ризику є зосередження зусиль в області забезпечення безпеки на джерелах небезпеки, що мають найбільший ризик. При цьому прийнято орієнтуватися на проактивну стратегію забезпечення БП, яка передбачає, у тому числі, активний збір інформації з різноманітних джерел, котра могла б вказати на проблеми, що виникають у сфері безпеки.

Узагальнюючи чинники ризику при обслуговуванні повітряного руху (ОПР) [4 – 6], ІКАО сформулювала їх перелік [1], який, однак, стосується виключно психофізіологічних і психологічних здібностей А/Д як операторів складних систем керування.

У працях [7 – 9] подані результати кількісної оцінки чинників небезпеки в професійній діяльності А/Д, спектр яких дозволяв повно і всебічно аналізувати активні недоліки і сховані умови небезпеки. Однак їх перелік був сформульований понад 10 років тому і не повною мірою враховує сучасні реалії забезпечення БП при ОПР.

Враховуючи зазначений недолік автором, виходячи з аналізу АП, а також опитування понад 100 А/Д був сформований вихідний перелік з 150 чинників небезпеки при ОПР, який шляхом повторного опитування із застосуванням методу Дельфі [10 – 13] був остаточно редукований до переліку з $n = 15$ чинників (табл. 2).

Таблиця 2

Чинники надійності (небезпеки)
при обслуговуванні повітряного руху

$Ч_i$	Характер чиннику надійності
$Ч_1$	Досвід роботи
$Ч_2$	Володіння англійською мовою (розмовна)
$Ч_3$	Володіння англійською мовою (професійна)
$Ч_4$	Рівень професійної освіти
$Ч_5$	Радіотехнічне забезпечення робочих місць (радіолокаційна система)
$Ч_6$	Радіотехнічне забезпечення робочих місць (система зв'язку)
$Ч_7$	Умови праці (ергономіка робочого місця)
$Ч_8$	Умови праці (взаємовідносини і взаєморозуміння авіадиспетчерів у зміні)
$Ч_9$	Умови відпочинку (в робочу зміну)
$Ч_{10}$	Умови відпочинку (перед зміною)
$Ч_{11}$	Соціальне забезпечення
$Ч_{12}$	Тиск фактору дефіциту часу
$Ч_{13}$	Пережиті авіаційні події
$Ч_{14}$	Похилий вік
$Ч_{15}$	Великі перерви у роботі на окремих робочих місцях

2. Постановка завдання дослідження

Чинники небезпеки, що подані у табл. 2, неоднакові за своєю впливовістю на БП при ОПР, тому, застосовуючи метод попарного порівняння та такий спосіб виявлення систем переваг як частина сумар-

ної інтенсивності [9], було проведено пілотне опитування $m = 17$ експертів з числа А/Д Львівського регіонального структурного підрозділу державного підприємства "Укранерорух", а також тих А/Д, хто проходив підготовку у Тренажерному центрі Навчально-сертифікаційного центру зазначеного підприємства. При цьому під системою переваг згідно [12, 14] будемо розуміти будь-яку форму впорядкування досліджуваних чинників небезпеки. У контексті цієї статті – від найбільш значущого (впливового) – до найменш вагомого (важливого).

Індивідуальні системи переваг усіх А/Д, які були залучені до опитування, подані у табл. 3.

Враховуючи, з одного боку, що групова система переваг вважається все ж більш об'єктивною [15], а, з іншого боку, системна властивість емерджентності [12, 16] притаманна їй і тільки їй, було б доцільно об'єднати (агрегувати) індивідуальні переваги (табл. 3) у групову. При цьому традиційно застосовується така стратегія групових рішень як підсумовування і усереднення рангів [15, 17]. Однак застосування цієї стратегії може привести і до узагальнення суперечливих думок, що дійсно витікає з аналізу отриманих експериментальних даних (табл. 3).

Вкажемо, що застосування статистичних процедур для виявлення і відкидання маргінальних думок і збільшення ступеня узгодженості групової системи переваг не завжди доречно, тому що ця «маргіальність» може бути пов'язана і з унікальним особистісним досвідом А/Д-експерта з ОПР. Таким чином, **метою статті** є пошук і застосування непараметричних процедур для побудови групової системи переваг А/Д на множині досліджуваних чинників небезпеки їх професійної діяльності. З аналізу наукових джерел [15 – 25] витікає, що такими процедурами можуть бути стратегії групових рішень, що базуються на класичних критеріях прийняття рішень (ПР).

3. Застосування класичних критеріїв прийняття рішень для визначення групових переваг авіадиспетчерів на чинниках безпеки професійної діяльності

Уявимо табл. 3 як матрицю рішень $r = \| r_{ij} \|$, де r_{ij} – ранг, що був привласнений j -м експертом А/Д i -му чиннику небезпеки в особистій системі переваг і розглянемо, спираючись на її дані, процедури застосування класичних критеріїв ПР для визначення групових систем переваг. При цьому будемо пам'ятати, що згідно постулатів теорії ПР матриця r вважається матрицею витрат.

1. Критерій Вальда (максимінний). При його застосуванні кожний досліджуваний чинник оцінюється за найгіршим показником-рангом, що був йому

Таблиця 3

Матриця рішень для встановлення групової системи переваг авіадиспетчерів на множині чинників безпеки їх професійної діяльності

C _i	Експерт j																	Критерії				
	E ₁	E ₂	E ₃	E ₄	E ₅	E ₆	E ₇	E ₈	E ₉	E ₁₀	E ₁₁	E ₁₂	E ₁₃	E ₁₄	E ₁₅	E ₁₆	E ₁₇	Вальда	Севиджа	Байеса– Лапласа	Гурвіця	
C ₁	7,5 ^{6,5}	1 ⁰	5 ^{3,5}	4 ³	6 ⁵	2,5 ^{1,5}	12 ^{9,5}	6 ⁵	14 ¹³	10 ⁹	9,5 ^{8,5}	1 ⁰	6 ^{4,5}	4 ³	6 ^{4,5}	1 ⁰	1 ⁰	14	13	5,68	13,7	
C ₂	2 ¹	4 ³	1,5 ⁰	5 ⁴	1 ⁰	8,5 ^{7,5}	14,5 ¹²	3,5 ^{2,5}	15 ¹⁴	3,5 ¹²	7 ⁶	8,5 ^{7,5}	5 ^{3,5}	14 ¹³	5 ^{3,5}	15 ¹⁴	15 ¹⁴	15	14	8,12	13,6	
C ₃	13 ¹²	4,5 ¹³	15 ^{13,5}	6 ⁵	4,5 ¹³	2,5 ^{1,5}	8 ^{5,5}	1 ⁰	13 ¹²	12 ¹¹	4,5 ^{3,5}	8,5 ^{7,5}	14 ^{12,5}	15 ¹⁴	1,5 ⁰	2 ¹	6,5 ^{5,5}	15	13,5	8,91	13,6	
C ₄	13 ¹²	10,5 ^{9,5}	8,5 ⁷	3 ²	4 ³	4 ³	9,5 ⁷	3,5 ^{2,5}	2,5 ^{1,5}	15 ¹⁴	3 ²	8,5 ^{7,5}	9,5 ⁸	2 ¹	3,5 ²	3,5 ¹²	3 ²	15	14	6,85	13,7	
C ₅	10,5 ^{9,5}	10,5 ^{9,5}	12,5 ¹¹	2 ¹	2,5 ¹¹	6 ⁵	6 ^{3,5}	8 ⁷	8,5 ^{7,5}	2 ¹	9,5 ^{8,5}	8,5 ^{7,5}	11,5 ¹⁰	11 ¹⁰	1,5 ⁰	9 ⁸	10,5 ^{9,5}	12,5	11,5	8,24	11,4	
C ₆	15 ¹⁴	4,5 ¹³	14 ^{12,5}	1 ⁰	4,5 ¹³	1 ⁰	6 ^{3,5}	2 ¹	10,5 ^{9,5}	3 ²	1 ⁰	2 ¹	11,5 ¹⁰	13 ¹²	3,5 ²	4 ³	10,5 ^{9,5}	15	14	7,47	13,15	
C ₇	13 ¹²	12 ¹¹	12,5 ¹¹	14 ¹³	2,5 ¹¹	15 ¹⁴	6 ^{3,5}	8 ⁷	12 ¹¹	4 ³	15 ¹⁴	13 ¹²	13 ^{11,5}	12 ¹¹	9 ^{7,5}	7,5 ^{6,5}	12 ¹¹	15	14	11,21	13,9	
C ₈	5,5 ^{4,5}	8 ⁷	7 ^{5,5}	11 ¹⁰	9,5 ^{8,5}	14 ¹³	2,5 ⁰	5 ⁴	2,5 ^{1,5}	7 ⁶	2 ¹	13 ¹²	15 ^{13,5}	5,5 ^{4,5}	7,5 ⁶	7,5 ^{6,5}	6,5 ^{5,5}	15	13,5	7,59	13,7	
C ₉	7,5 ^{6,5}	9 ⁸	3 ^{1,5}	9,5 ^{8,5}	9,5 ^{8,5}	12 ¹¹	2,5 ⁰	8 ⁷	10,5 ^{9,5}	7 ⁶	2,5 ¹¹	13 ¹²	9,5 ⁸	5,5 ^{4,5}	10 ^{8,5}	10 ⁹	3,5 ¹²	13,5	12	8,97	12,4	
C ₁₀	4 ³	4 ³	4 ^{2,5}	7 ⁶	6 ⁵	8,5 ^{7,5}	2,5 ⁰	15 ¹⁴	5,5 ^{4,5}	7 ⁶	2,5 ¹¹	13 ¹²	1,5 ⁰	7,5 ^{6,5}	11 ^{9,5}	1,5 ¹⁰	3,5 ¹²	15	14	7,88	13,65	
C ₁₁	3 ²	2 ¹	6 ^{4,5}	8 ⁷	3 ²	5 ⁴	2,5 ⁰	10 ⁹	1 ⁰	11 ¹⁰	11 ¹⁰	13 ¹²	3 ^{1,5}	9,5 ^{8,5}	7,5 ⁶	3,5 ¹²	4 ³	13,5	12,5	6,65	12,25	
C ₁₂	1 ⁰	4 ³	1,5 ⁰	12 ¹¹	2 ⁰	7 ⁶	9,5 ⁷	13 ¹²	7 ⁶	7 ⁶	4,5 ^{3,5}	3,5 ^{2,5}	7,5 ⁶	7,5 ^{6,5}	12 ^{10,5}	5 ⁴	2 ¹	13	12	6,24	11,8	
C ₁₃	5,5 ^{4,5}	6,5 ^{5,5}	8,5 ⁷	15 ¹⁴	11 ¹⁰	13 ¹²	11 ^{8,5}	1,5 ¹⁰	8,5 ^{7,5}	7 ⁶	6 ⁵	3,5 ^{2,5}	1,5 ⁰	1 ⁰	13 ^{11,5}	1,5 ¹⁰	5 ⁴	15	14	8,18	13,6	
C ₁₄	10,5 ^{9,5}	6,5 ^{5,5}	10,5 ⁹	9,5 ^{8,5}	6 ⁵	10,5 ^{9,5}	14,5 ¹²	14 ¹³	4 ³	3,5 ¹²	14 ¹³	5,5 ^{4,5}	7,5 ⁶	9,5 ^{8,5}	14 ^{12,5}	6 ⁵	8,5 ^{7,5}	14	13	9,68	13,45	
C ₁₅	9 ⁸	13 ¹²	10,5 ⁹	13 ¹²	8 ⁷	10,5 ^{9,5}	13 ^{10,5}	1,5 ¹⁰	5,5 ^{4,5}	1 ⁰	8 ⁷	5,5 ^{4,5}	4 ^{2,5}	3 ²	15 ^{13,5}	3 ²	8,5 ^{7,5}	15	13,5	8,35	13,6	

привласнений в індивідуальних системах переваг і «оптимальним» (найбільш важливим) вважається такий, що відповідає найкращому з найгірших показників. Такий підхід відомий також в системному аналізі як «зняття невизначеності» [26].

Для реалізації критерію Вальда в кожному рядку матриці рішень $\| r_{ij} \|$ (табл. 3) вибирають найгірший ранг (графа 19):

$$r_{ik} = \max_j r_{ij}, \quad (1)$$

а потім з сукупності r_{ik} вибирається найкращий ранг:

$$Z_{mm} = \min_i \max_j r_{ij}. \quad (2)$$

Після застосування процедур (1), (2) здійснюється наступна ітерація до $(n-1)$ чинників для визначення наступного з них за значущістю і т.п., поки усі чинники безпеки не будуть впорядковані.

Внаслідок реалізації наведеного отримана така групова система переваг:

$$\begin{aligned} & \mathbf{C}_5 \succ_w \mathbf{C}_{12} \succ_w \mathbf{C}_9 \approx_w \mathbf{C}_{11} \succ_w \mathbf{C}_1 \approx_w \mathbf{C}_{14} \succ_w \mathbf{C}_2 \approx_w \\ & \approx_w \mathbf{C}_3 \approx_w \mathbf{C}_4 \approx_w \mathbf{C}_6 \approx_w \mathbf{C}_7 \approx_w \mathbf{C}_8 \approx_w \mathbf{C}_{10} \approx_w \mathbf{C}_{13} \approx_w \mathbf{C}_{15}, \end{aligned} \quad (3)$$

де $\succ_w$ – позначка переваги одного чинника безпеки перед іншим у груповій системі переваг, що була встановлена за допомогою критерію Вальда;

$\approx_w$ – позначка адекватності чинників безпеки

за перевагою у груповій системі переваг, що була встановлена за допомогою критерію Вальда.

ММ-критерій Вальда дуже обережний, про що свідчить аж 13 нерозрізнених за вагомістю чинників

небезпеки. Його застосування виправдане, якщо ситуація, в якій ПР щодо впорядкування чинників безпеки, характеризується такими обставинами:

- нічого не відомо про можливість залучення до опитування додаткових експертів-А/Д ($\mathbf{E}_j$);
- необхідно враховувати таку можливість;
- рішення реалізується всього один раз, а це дійсно відповідає умовам опитування;
- необхідно виключити будь-який ризик, тобто ні за яких умов не допустити результату, гіршого за (2).

2. Критерій Севиджа (мінімаксний). Для його застосування у кожному стовпчику табл. 3 знаходиться найкращий ранг ($\min_i r_{ij}$) і формується нова

матриця $\| a_{ij} \|$, елементи якої знаходяться так:

$$a_{ij} = \min_i r_{ij} - r_{ij}. \quad (4)$$

Далі з елементів матриці $\| a_{ij} \|$ вибирається найвагоміший чинник безпеки:

$$Z_S = \min_i \max_j a_{ij} = \min_i \max_j \left(\min_i r_{ij} - r_{ij} \right). \quad (5)$$

На другій ітерації вибирається наступний за важливістю чинник і т.д. Отримані результати дозволили сформулювати таку групову систему переваг:

$$\begin{aligned} & \mathbf{C}_5 \succ_S \mathbf{C}_9 \approx_S \mathbf{C}_{12} \succ_S \mathbf{C}_{11} \succ_S \mathbf{C}_1 \approx_S \mathbf{C}_{14} \succ_S \mathbf{C}_3 \approx_S \mathbf{C}_8 \approx_S \\ & \approx_S \mathbf{C}_{15} \succ_S \mathbf{C}_2 \approx_S \mathbf{C}_4 \approx_S \mathbf{C}_6 \approx_S \mathbf{C}_7 \approx_S \mathbf{C}_{10} \approx_S \mathbf{C}_{13}, \end{aligned} \quad (6)$$

де $\succ_S$ – позначка переваги одного чинника безпеки перед іншим у груповій системі переваг, що

була встановлена за допомогою критерію Севиджа;
 $\approx_s$ – позначка адекватності чинників безпеки

за перевагою у груповій системі переваг, що була встановлена за допомогою критерію Севиджа.

Зазначимо, що, с одного боку, з точки зору результатів матриці $\|r_{ij}\|$, S-критерій Севиджа пов'язаний з ризиком. Однак, з іншого боку, з позицій матриці $\|a_{ij}\|$ він вільний від ризику. Тому в ситуаціях ПР, коли слід застосувати S-критерій, до них висуваються ті самі вимоги, що і у випадку ММ-критерію.

3. Критерій Байєса–Лапласа (недостатнього обґрунтування). Якщо імовірність впливу того чи іншого експерта E_j на групове рішення невідома, то вони вважається рівноімовірними. Таким чином, завдання ПР необхідно розглядати як завдання з ризиком з рівномірним апріорним розподілом імовірності станів. Тоді для кожного рядка матриці рішень $\|r_{ij}\|$ (табл. 3) обчислюється середньоарифметичне значення рангів чинників небезпеки. Оптимальним (найважливішим) вважається чинник, відповідний мінімальному значенню середньоарифметичного, тобто:

$$Z_{BL} = \min_i \left(\frac{1}{n} \sum_{j=1}^n r_{ij} \right). \quad (7)$$

Проводячи відповідні обчислення по рядках табл. 3, отримуємо таку групову систему переваг:

$$\begin{aligned} & \underset{B-L}{C_1} > \underset{B-L}{C_{12}} > \underset{B-L}{C_{11}} > \underset{B-L}{C_4} > \underset{B-L}{C_6} > \\ & \underset{B-L}{C_8} > \underset{B-L}{C_{10}} > \underset{B-L}{C_2} > \underset{B-L}{C_{13}} > \underset{B-L}{C_5} > \\ & \underset{B-L}{C_{15}} > \underset{B-L}{C_3} > \underset{B-L}{C_9} > \underset{B-L}{C_{14}} > \underset{B-L}{C_7}, \end{aligned} \quad (8)$$

де $\underset{B-L}$ – позначка переваги одного чинника безпеки

перед іншим у груповій системі переваг, що була встановлена за допомогою критерію Байєса–Лапласа.

Критерій Байєса–Лапласа рекомендується використовувати, коли ситуація, в якій ПР, характеризується такими обставинами:

- імовірність виявлення станів E_j відома і не залежать від часу;
- рішення реалізується (теоретично) безліч разів;
- для малого числа реалізацій допускається деякий ризик. Дійсно, при достатньо великому числі реалізацій середнє значення послідовно стабілізується. Тому при повній (нескінченною) реалізації який-небудь ризик практично виключається.

Вихідна позиція А/Д як людини, яка ПР (ЛПР), при використанні ВЛ-критерію Байєса–Лапласа, оптимістичніша, ніж у разі ММ-критерію, проте вона допускає вищий рівень інформування і достатньо тривалі і часті реалізації.

4. Критерій Гурвиця (відносного оптимізму – песимізму). Критерій максимальної корисності

Вальда і мінімального отзтку Севиджа песимістичні в тому розумінні, що з кожною дією вони пов'язують деякий стан, що приводить до якнайгірших наслідків. Якщо ж врахувати якнайкращий стан або зважену комбінацію якнайкращого і якнайгіршого станів, то це і є, по суті, критерій Гурвиця. Для його застосування вводиться деякий коефіцієнт α , який називається «коефіцієнтом оптимізму» ($0 \leq \alpha \leq 1$) і коефіцієнт $(1-\alpha)$, званий «коефіцієнтом песимізму».

Далі в кожній строчці матриці $\|r_{ij}\|$ знаходиться найкращий ранг $\max_j r_{ij}$ і найгірший ранг $\min_j r_{ij}$ кожного чиннику E_j . Отримані дані перемножуються, відповідно, на коефіцієнт оптимізму α і коефіцієнт песимізму $(1-\alpha)$, а потім обчислюється їх сума. Оптимальним найзначущим буде чинник, котрому відповідає максимум цієї суми, тобто:

$$Z_{HW} = \min_i \left[\alpha \min_j r_{ij} + (1-\alpha) \max_j r_{ij} \right]. \quad (9)$$

При $\alpha=1$ критерій Гурвиця трансформується в критерій Вальда. Це випадок «крайнього песимізму». При $\alpha=0$ (випадок «крайнього оптимізму») А/Д як ЛПР, розраховує, що для нього складеться найсприятливіша ситуація. «Коефіцієнт оптимізму» α призначається суб'єктивно, виходячи з досвіду, інтуїції і т.д. Чим небезпечніша ситуація, тим більше обережним повинен бути підхід до вибору рішень і тим менше значення привласнюється коефіцієнту. В нашому випадку прийнято, що $\alpha=0,1$, тоді $1-\alpha=0,9$. Відповідні обчислення «зваженої» суми найгіршого і найкращого показника (ранга) кожного чинника безпеки, подані у графі 22 табл. 3.

Таким чином, згідно формули (9) найважливішим є чинник C_5 . За аналогією отримуються рангові місця і інших чинників, що приводить до такої групової системи переваг:

$$\begin{aligned} & \underset{HW}{C_5} > \underset{HW}{C_{12}} > \underset{HW}{C_{11}} > \underset{HW}{C_9} > \underset{HW}{C_6} > \\ & \underset{HW}{C_{14}} > \underset{HW}{C_2} \approx \underset{HW}{C_3} \approx \underset{HW}{C_{13}} \approx \underset{HW}{C_{15}} > \\ & \underset{HW}{C_{10}} > \underset{HW}{C_1} \approx \underset{HW}{C_4} \approx \underset{HW}{C_8} > \underset{HW}{C_7}, \end{aligned} \quad (10)$$

де $\underset{HW}$ – позначка переваги одного чинника

безпеки перед іншим у груповій системі переваг, що була встановлена за допомогою критерію Гурвиця.

З розглянутих вимог коректного застосування класичних критеріїв ПР і аналізованих ситуацій впорядкування чинників небезпеки витікає, що унаслідок строгих вихідних позицій ці критерії дійсно можуть бути застосованими для практичних випадків ПР, тобто ранжирування досліджуваних чинників. Причому серед декількох варіантів впорядкування, відібраних таким чином, доводиться вольо-

вим вибором виділяти остаточне рішення [28, 29]. Цей підхід дозволяє:

1) краще оволодіти всіма внутрішніми зв'язками проблеми ПР;

2) ослабляє вплив суб'єктивного чинника.

Відзначимо, що при ПР можуть виникнути ситуації, коли залежно від специфіки використання того або іншого критерію якнайкращими можуть опинитися різні рішення. Або незалежно від умов, що діють, і знову таки специфіки використання критеріїв якнайкращим може бути одне і те ж рішення.

Висновки

1. Визначений перелік з $n = 15$ чинників небезпеки, що можуть вплинути на ефективність функціонування вітчизняної аеронавігаційної системи. І оскільки зазначені чинники неадекватні за впливом на БП, проведені пілотні дослідження з визначення індивідуальних систем переваг А/Д на їх множині.

3. Враховуючи унікальність особистісного досвіду А/Д, уперше адаптовані процедури застосування класичних критеріїв ПР (Вальда, Севиджа, Байеса-Лапласа, Гурвиця) для непараметричного встановлення групових систем переваг.

4. Встановлений ступінь ризикованості висновків щодо важливості та значущості досліджуваних чинників небезпеки.

3. Подальші проактивні дослідження коренів причин впливу чинників небезпеки на професійну діяльність А/Д слід проводити у таких напрямках:

- обчислення медіани Кемені для непараметричного встановлення групової системи переваг А/Д на чинниках небезпеки;
- встановлення показника узгодженості групової системи переваг;
- визначення коефіцієнтів важливості (значущості) чинників.

Література

1. *Safety Management Manual (SMM): DOC ICAO 9859 – AN/460.* – Montreal, Canada, 2006.
2. *Руководство по предотвращению авиационных происшествий (Док. 9422-AN/923).* – Издание первое. – Канада, Монреаль, ICAO, 1984. – 138 с.
3. *Безпека авіації / В.П. Бабака, В.П. Харченко, В.О. Максимов та ін.; за ред. В.П. Бабака.* – К.: Техніка, 2004. – 504 с.
4. *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.
5. *Человеческий фактор при управлении воздушным движением // Человеческий фактор: сб. м-лов № 8.* – Циркуляр ИКАО 241 – AN / 145. – Монреаль, Канада, 1993. – 51 с.

6. *Основные принципы учета человеческого фактора в системах организации воздушного движения (АТМ).* – Док. ICAO 9758-AN / 966. – Монреаль, Канада, 2000. – 53 с.

7. *Біндас О.Б. Порівняльний аналіз методів кількісної оцінки факторів небезпеки в діяльності авіадиспетчерів / О.Б. Біндас // Наукові праці академії: зб. наук. пр. – Кіровоград: ДЛАУ, 1998. – Вип. III., Ч. II. Моделювання та управління в аеронавігаційних системах. – С. 93-97.*

8. *Беляєвський Л.С. Метод розстановки пріоритетів у кількісній оцінці факторів небезпеки в діяльності авіадиспетчерів / Л.С. Беляєвський, О.Б. Біндас // Вісник КМУЦА. – К.: КМУЦА, 1999. – № 2. – С. 279-284.*

9. *Рева А.Н. Количественная характеристика факторов опасности в деятельности авиадиспетчера / А.Н. Рева, О.Б. Биндас // 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. – С. 56-64.*

10. *Бешелев С.Д. Математико-статистические методы экспертных оценок / С.Д. Бешелев, Ф.Г. Гурвич. – М.: Статистика, 1980. – 263 с.*

11. *Паповян С.С. Математические методы в социальной психологии / С.С. Паповян. – М.: Наука, 1983. – 344 с.*

12. *Надежность и эффективность в технике: Справочник в 10 т. – Т.3. Эффективность технических систем / Под общ. ред. В.Ф. Уткина, Ю.В. Крюкова. – М.: Машиностроение, 1988. – 328 с.*

13. *Самохвалов Ю.Я. Экспертное оценивание: Методический аспект / Ю.Я. Самохвалов, Е.М. Науменко. – К.: ДУИКТ, 2007. – 362 с.*

14. *Рева О.М. Прийняття рішень шляхом виявлення системи пріоритетів (переваг) авіаспеціаліста: методич. вказівки з курсу "Основи теорії прийняття рішень" / О.М. Рева. – Кіровоград: ДЛАУ, 1997. – 18 с.*

15. *Козелецкий Ю. Психологическая теория решений / Ю. Козелецкий; пер. с польск. Г.Е. Минца, В.Н. Поруса.. – М.: Мир, 1979. – 504 с.*

16. *Перебудов Ф.И. Введение в системный анализ: учеб. пособ. / Ф.И. Перебудов, Ф.П. Тарасенко. – М.: Высшая школа, 1989. – 367 с.*

17. *Рева О.М. Колективні рішення у невеликій групі авіаційних операторів: конспект лекцій з курсу "Основи теорії прийняття рішень" / О.М. Рева. – Кіровоград: ДЛАУ, 1998. – 33 с.*

18. *Мушик Э. Методы принятия технических решений / Э. Мушик, П. Мюллер; пер. с нем. В.М. Ивановой. – М.: Мир, 1990. – 208 с.*

19. *Рева О.М. Прийняття рішень в умовах небезпеки і ризику: конспект лекцій з курсу "Основи теорії прийняття рішень" / О.М. Рева, Т.Ф. Шмелюва. – Кіровоград: ДЛАУ, 1998. – 52 с.*

20. *Математические методы в экономике: учебник / О.О. Замков, А.В. Толстомятенко, Ю.Н. Черемных; общ. ред. д.е.н. проф. А.В. Сидоровича. – М.: Дело и Сервис, 2001. – 368 с.*

21. *Таха Х.А. Введение в исследование операций, 6-е издание: пер. с англ. / Х.А. Таха. – М.: Вильямс, 2001. – 912 с.*

22. Анфилов В.С. Системный анализ в управлении: учебное пособие / В.С. Анфилов, А.А. Емельянов, А.А. Кукушкин; под ред. А.А. Емельянова. – М.: Финансы и статистика, 2002. – 368 с.

23. Кісель В.Р. Методи і моделі підтримки прийняття рішень у ринковій економіці: монографія / В.Р. Кісель. – К.: ЦУЛ, 2003. – 202 с.

24. Рева О.М. Застосування класичних критеріїв прийняття рішень для визначення групової системи переваг викладачів на множині характерних рис недисциплінованої поведінки студентів / О.М. Рева, А.А. Чабак // Наук. записки Кіровоградського державного педагогічного університету ім. В. Винниченка. Сер. Педагогічні науки. – Кіровоград: КДПУ, 2005. – Вип. 60, Ч. 2. – С. 317-324.

25. Рева О.М. Коректне застосування класичних критеріїв прийняття рішень для визначення пріоритетів студентів на рисах їхньої недисциплінованості / О.М. Рева, О.П. Максимова // Нові технології навчання: наук.-метод. зб. – К.: ІТЗО МОН України, 2008. – Вип. 52. – С. 3-11.

26. Губанов А.А. Введение в системный анализ: учеб. пособ / А.А. Губанов, В.В. Захаров, А.Н. Коваленко; – Л.: ЛГУ, 1988. – 288 с.

28. Льюис Р.Д. Игры и решения: Введение и критический обзор: пер. с англ. / Р.Д. Льюис, Х. Райфа; под ред. Д.Б. Юдина. – М.: И-Л., 1961. – 642 с.

29. Беляев Л.С. Решение сложных оптимизационных задач в условиях неопределенности / Л.С. Беляев. – Новосибирск: Наука, 1978. – 126 с.

Надійшла до редакції 20.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Спіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського "ХАІ", Харків, Україна.

КЛАССИЧЕСКИЕ КРИТЕРИИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ В ОПРЕДЕЛЕНИИ ГРУППОВЫХ ПРЕДПОЧТЕНИЙ АВИАДИСПЕТЧЕРОВ НА ФАКТОРАХ ОПАСНОСТИ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Ю.Ю. Бирюков

Опираясь на предлагаемые ИКАО современные концепции проактивного обеспечения безопасности полетов с учетом человеческого фактора, проведены исследования по выявлению и анализу спектра из $n=15$ опасных факторов, а также последующих рисков, которые угрожают жизнеспособности аэронавигационной системы. И поскольку именно отношение авиадиспетчеров к опасным действиям и условиям отображает «безопасную» корпоративную культуру, то выявлены их индивидуальные предпочтения на этих факторах. Учитывая, что системное свойство эмерджентности имеет групповая система предпочтений, обобщающая, в том числе и противоречивые мнения, доказано, что эта «маргинальность» может быть следствием уникального личностного опыта профессиональной деятельности авиадиспетчеров, вовлеченных в испытания. Адаптированы процедуры применения классических критериев принятия решений (Вальда, Севиджа, Байеса-Лапласа, Гурвица) для непараметрического определения групповых систем предпочтений на множестве исследуемых факторов опасности с установленной мерой риска соответствующих выводов.

Ключевые слова: безопасность аэронавигационной системы, человеческий фактор, авиадиспетчеры, отношение к опасным факторам и условиям деятельности, классические критерия принятия решений, индивидуальные и групповые системы предпочтений.

CLASSIC CRITERIA OF MAKING THE DECISIONS IN THE DETERMINATION AIR TRAFFIC CONTROLLERS GROUP PREFERENCES TO RISK FACTORS OF PROFESSIONAL ACTIVITIES

Y.Y. Biryukov

Based on the proposed ICAO modern conceptions of proactive safety management with a human factor, conducted explorations of identify and analyze the spectrum of $n = 15$ hazards, as well as the subsequent risks that threaten to vital activity of the air navigation system. And since it is the ratio of air traffic controllers to dangerous actions and conditions shows a "safe" corporate culture, the identified their individual preferences on these factors. Given that the system property emergence group has a system of preferences, compile, including conflicting opinions, it is proved that this "marginal" may be the result of a unique personal experience of professional air traffic controllers involved in the tests. Adapted procedures for the application of classical decision criteria (Wald, Savage, Bayesa Laplace-Hurwitz) for nonparametric definition of group systems of preferences on the set of risk factors studied with the established measure of risk relevant findings.

Key words: safety of aeronautical systems, human factors, air traffic controllers, related to hazards and conditions of work, the classical Criteria of making the decision, individual and group system preferences.

Бірюков Юрій Юрійович – авіадиспетчер Львівського регіонального структурного підрозділу державного підприємства "Укрерорух", аспірант заочної форми навчання Кіровоградського національного технічного університету, Львів, Україна, e-mail: biryukov@lviv.farlep.net.

УДК 656.7.08.614.8

Ш.Ш. НАСИРОВ

*Головний центр єдиної системи управління повітряним рухом
Азербайджанської Республіки*

**ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЄНТІВ ВАЖЛИВОСТІ ХАРАКТЕРНИХ ПОМИЛОК
АВІАДИСПЕТЧЕРІВ В ПРОЦЕСІ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ РУХОМ**

Враховуючи вплив авіадиспетчерів на безпеку польотів, сформований перелік з $n=21$ їх характерних помилок, що можуть виникнути в процесі безпосереднього управління повітряним рухом. Отримана статистично вірогідна система переваг авіадиспетчерів на множині зазначених помилок, яка відображає тенденцію в думках авіадиспетчерів щодо їх значущості. Оскільки система переваг вказує виключно на взаємне ранжирування помилок, тобто дає тільки якісне уявлення і не вказує на скільки, чи у скільки разів одна помилка є більш важливішою перед іншою, застосований математичний апарат методу розстановки пріоритетів для встановлення коефіцієнтів ваги помилок, спираючись саме на їх ранги.

Ключові слова: безпека польотів, людський чинник при управлінні повітряним рухом, значущість характерних помилок, системи переваг авіадиспетчерів, метод розстановки пріоритетів, коефіцієнти ваги помилок.

Постановка проблеми

Враховуючи вплив людського чинника (ЛЧ) на безпеку функціонування авіаційної транспортної системи (АТС) [1 – 3], можна сформулювати два стратегічних напрями зниження кількості авіаційних пригод (АП) [4]. Перший з них пов'язаний з вдосконаленням авіаційної техніки (АТ) і радіотехнічних засобів (РТЗ) управління повітряним рухом (УПР). Дійсно, безперервний науково-технічний прогрес (НТП) в цивільній авіації (ЦА) привів до перманентної тенденції зростання надійності АТ. Скажімо, за 30-річний період показники відношення кількості відмов до часу роботи в повітрі збільшилися практично в 10-15 разів [5]. Однак наведене не призвело, на жаль, до суттєвого зниження кількості АП і інцидентів, особливо за ЛЧ. Тому більш привабливим з точки зору забезпечення БП слід вважати другий напрям, що пов'язаний з вдосконаленням відбору і професійної підготовки авіаційних операторів (авіадиспетчерів (А/Д), пілотів), покращенню умов їх діяльності. Саме тому все більшу актуальність набуває дослідження помилок у професійній діяльності авіаційних операторів, особливо в особливих випадках (ОВ) польоту задля проактивного їх попередження і виявлення перелігених (тобто таких, що що таять небезпеку) ситуацій.

Аналіз досліджень і публікацій

У праці [6] був проведений детальний аналіз сучасного стану урахування впливу помилок А/Д на

БП при обслуговуванні повітряного руху (ОПР), внаслідок чого був сформований такий їх перелік (табл. 1), що найбільш повно і всебічно стосовно відомих переліків враховує сучасні реалії автоматизації робочих місць А/Д, а також АП і інциденти, що відбулись в системі ОПР внаслідок прояви помилок.

Застосовуючи метод попарного порівняння та такий спосіб виявлення систем переваг, як частина сумарної інтенсивності, було проведено пілотне опитування $m = 35$ А/Д – співробітників Єдиної системи управління повітряним рухом Азербайджанської Республіки. Шляхом застосування такої стратегії групових рішень як підсумовування та усереднення рангів, а також методів теорії розпізнавання образів для виявлення маргінальних думок опитуваних була отримана статистично узгоджена і вірогідна групова система переваг, яка дає уявлення про узагальнені тенденції ставлення А/Д до досліджуваних помилок.

Постановка завдання

Групова система переваг А/Д, про яку йдеться, визначена у шкалі впорядкування, тому вказує тільки на порівнянню якісну (рангову) значущість помилок і не дає можливості встановити на скільки чи у скільки разів одна помилка є більш вагомою (важливою, значущою) перед іншою з точки зору негативного впливу на БП. З аналізу наукових джерел [7 – 11] витікає, що зручним засобом для цього є застосування коефіцієнтів ваги помилок, які встановлюються виключно експертним шляхом. Враховуючи, що людському мисленню властиві саме по-

рівняні якісні, а не кількісні оцінки [12, 13], було б доцільно застосовувати саме їх при встановленні шуканих коефіцієнтів ваги. Тому **метою статті** є визначення коефіцієнтів ваги характерних помилок А/Д під час ОПР, спираючись на їх статистично узгоджену групову систему переваг.

Таблиця 1

Характерні помилки авіадиспетчерів в процесі безпосереднього управління повітряним рухом

П _i	Зміст помилки
П ₁	Порушення фразеології радіообміну
П ₂	Неузгодженість входу повітряного судна в зону суміжного управління повітряним рухом
П ₃	Порушення побіжних часових інтервалів
П ₄	Порушення зустрічних часових інтервалів
П ₅	Порушення інтервалів між повітряними судами, які знаходяться на курсах, що перетинаються
П ₆	Бездресна передача повідомлень авіадиспетчером
П ₇	Помилка у визначенні позивного повітряного судна
П ₈	Помилка в ідентифікації повітряного судна
П ₉	Помилкове використання диспетчерського графіку
П ₁₀	Відсутність на стріпці позначки авіадиспетчера про передачу управління суміжному диспетчерському пункту
П ₁₁	Відсутність на стріпці позначки диспетчера щодо узгодження входу повітряного судна в зону управління повітряним рухом суміжного диспетчерського пункту
П ₁₂	Порушення авіадиспетчером узгодженого географічного рубежу передачі управління повітряним рухом
П ₁₃	Порушення авіадиспетчером узгодженого часового рубежу передачі управління повітряним рухом
П ₁₄	Недбалість в нанесенні на стріпці літерно-цифрової інформації (можливість двоякої інтерпретації)
П ₁₅	Неекономічне управління повітряним рухом
П ₁₆	Порушення процедури прийому і здачі чергування
П ₁₇	Не відображення на стріпці виданих команд щодо зміни висоти або напрямку польоту
П ₁₈	Спроба керувати повітряним судном після спрацювання на ньому системи TCAS режимі resolution advice
П ₁₉	Помилки вводу інформації про повітряне судно в автоматизовану систему
П ₂₀	Порушення технології праці при особливих випадках у польоті
П ₂₁	Порушення в використанні повітряного простору

Застосування методу розстановки пріоритетів для визначення коефіцієнтів ваги помилок авіадиспетчерів

Якщо деякий j-й А/Д може приписати кожній i-тій помилці деяку C_{ij} цінність (значущість, важливість), то сумарна цінність усіх помилок для нього складе величину:

$$C_j^{\Sigma} = \sum_{i=1}^{n=21} C_{ij}. \quad (1)$$

Далі нескладно визначити коефіцієнт ваги кожної помилки таким чином:

$$\alpha_{ij} = \frac{C_{ij}}{C_j^{\Sigma}}. \quad (2)$$

Якщо до опитування залучені m А/Д, то, узагальнюючи їх думки, нескладно отримати групові оцінки коефіцієнтів важливості помилок:

$$\alpha_i = \frac{\sum_{j=1}^m \alpha_{ij}}{m}. \quad (3)$$

Коефіцієнти α_{ij} , α_i мають властивість однорідності і «зваженості» у тому розумінні, що:

$$\begin{cases} 0 \leq \alpha_{ij} \leq 1, & \sum_{i=1}^{n=21} \alpha_{ij} = 1; \\ 0 \leq \alpha_i \leq 1, & \sum_{j=1}^m \alpha_{ij} = 1 \end{cases}. \quad (4)$$

Таким чином, виникає питання визначення цінності помилок, спираючись на системи переваг А/Д.

Зазначимо, що під час проведення пілотних досліджень ставлення А/Д до важливості та значущості характерних помилок в їх професійній діяльності (m = 35) автором було встановлено, що ти з них, хто випадково опитувався безпосередньо перед проходженням тренажерної підготовки, в процесі самої підготовки мали в середньому на 37% менше помилок, ніж інші, хто такого опитування не проходив [6]. Тому дослідження було продовжене і список опитуваних склав вже m = 50 А/Д.

Застосовуючи ті самі методи і процедури формування індивідуальних систем переваг і виявлення статистично-маргінальних думок, зазначена вибірка випробуваних була редукована до m = 36 осіб, для яких агрегована групова система переваг буде такою:

$$\begin{aligned} & P_5 \succ_g P_4 \succ_g P_{18} \succ_g P_{20} \succ_g P_3 \succ_g P_{21} \succ_g \\ & \succ_g P_2 \succ_g P_{13} \succ_g P_8 \succ_g P_{17} \succ_g P_{12} \succ_g P_7 \succ_g \\ & \succ_g P_{19} \succ_g P_{16} \succ_g P_1 \succ_g P_{11} \succ_g P_6 \succ_g P_{10} \succ_g \\ & \succ_g P_9 \succ_g P_{14} \succ_g P_{15}, \end{aligned} \quad (5)$$

де $\succ_g$ – позначка переваги однієї помилки перед іншою у груповій системі переваг.

Групова система переваг (5) є узгодженою, тому що отримане емпіричне значення коефіцієнту конкордації за Кендалом, який і визначає міру цієї узгодженості дорівнює величині W = 0,67 і є статистично вірогідним, тому що виконується умова:

$$\chi_{\text{факт.}}^2 = 481,353 \gg \chi_{\alpha=1\%; k=20}^2 = 40.$$

Спираючись на статистично узгоджену систему переваг (5), нескладно визначитися з цінністю кожної помилки таким чином [14]:

$$C_i = 1 - \frac{R_i - 1}{n}, \quad (6)$$

де R_i – ранг i-тої помилки у груповій системі переваг (5).

Однак, застосування зазначеного методу для визначення спочатку цінностей, а потім і коефіцієнтів ваги помилок недоцільно, тому що з формули (6) витікає лінійна залежність цінностей, а, отже, і коефіцієнтів ваги від відповідного рангу. Тому і цінності, і коефіцієнти ваги помилок, обчислені методом, що базується на їх рангах є досить грубими.

З аналізу наукових джерел [15 – 18] витікає, що з зазначеною метою слід застосовувати метод розстановки пріоритетів, відомий також як «задача про лідера» [19, 20]. Розглянемо цей метод детальніше, одночасно адаптуючи його положення до мети дослідження.

При застосуванні методу розстановки пріоритетів кожна помилка $\Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_{21}$ для наочності уявляється вершиною графа, котрий відповідає результатам їх порівняльного аналізу за ступенем важливості для А/Д. Якщо помилка Π_i має перевагу над помилкою Π_j ($\Pi_i > \Pi_j$), на графі існує дуга ij і навпаки, якщо $\Pi_i < \Pi_j$, на графі існує дуга ji . Ситуації, коли помилки адекватні за важливістю $\Pi_i \approx \Pi_j$, чого, до речі не спостерігається у груповій системі переваг (5), відповідають дуги ij і ji . Внаслідок переважаності відповідного графу розстановки пріоритетів А/Д на множині досліджуваних помилок у цій публікації він не подається.

Далі будується матриця $C = \|c_{ij}\|$:

$$C = \begin{pmatrix} c_{11} & c_{12} & \dots & c_{1j} & \dots & c_{1n} \\ c_{21} & c_{22} & \dots & c_{2j} & \dots & c_{2n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ c_{i1} & c_{i2} & \dots & c_{ij} & \dots & c_{in} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ c_{n1} & c_{n2} & \dots & c_{nj} & \dots & c_{nn} \end{pmatrix}. \quad (7)$$

При цьому

$$c_{ij} = \begin{cases} 2, & \text{якщо помилка } \Pi_i \text{ важливіша за } \Pi_j; \\ M_i > M_j; \\ 0, & \text{якщо, навпаки, } \Pi_i < \Pi_j; \\ 1, & \text{якщо помилки } \Pi_i \text{ і } \Pi_j \text{ адекватні за} \\ & \text{важливістю: } \Pi_i \approx \Pi_j. \end{cases} \quad (8)$$

Вводиться поняття ітерованої “цінності” порядку k помилки Π_i . Ітерована “цінність” першого порядку помилки Π_i позначається як $C_i(1)$ і обчислюється як сума балів цієї помилки. При цьому не враховується “цінність” інших помилок:

$$C_i(1) = \sum_{j=1}^n c_{ij}. \quad (9)$$

Розподіл балів серед всіх n помилок задається вектором:

$$C(1) = [C_1(1), C_2(1), \dots, C_i(1), \dots, C_n(1)]. \quad (10)$$

На другій ітерації за “цінність” помилки приймається ітерована “цінність” першого порядку. Ітерована “цінність” другого порядку обчислюється з врахуванням “цінностей” інших помилок:

$$C_i(2) = \sum_{j=1}^n c_{ij} C_j(1). \quad (11)$$

Вона подається таким вектором:

$$C(2) = [C_1(2), C_2(2), \dots, C_i(2), \dots, C_n(2)]. \quad (12)$$

Подальші ітерації здійснюються аналогічно:

$$P(k) = A \cdot P(k-1). \quad (13)$$

При цьому:

$$P(0) = [1, 1, \dots, 1]. \quad (14)$$

Отже, процес обчислення полягає в послідовному застосуванні перетворення, яке задається матрицею C , до початкового вектора $C(0)$.

Позначимо через $\alpha_i(k)$ нормовану ітеровану “вагу” k -го порядку i -тої помилки, який й має сенс коефіцієнта “ваги”:

$$\alpha_i(k) = \frac{C_i(k)}{\sum_{i=1}^n C_i(k)}; \quad (15)$$

$$\sum_{i=1}^n \alpha_i(k) = 1. \quad (16)$$

В загальному вигляді процес обчислення нормованої ітерованої “ваги” мотивів можна подати у виді такої формули [20]:

$$\alpha(k) = \frac{1}{\lambda(k)} C \cdot \alpha(k-1), \quad (17)$$

де $\lambda(k) = \sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^n c_{ij} \alpha_i(k-1)$ – сума компонент вектора $C \cdot C(k-1)$; $k = 1, 2, \dots$

тотра $C \cdot C(k-1)$; $k = 1, 2, \dots$

Якщо матриця C така, що не розкладається, то розглянута процедура згідно з теоремою Перрона-Фробеніуса [19 – 21] приводить в граничному значенні до максимального особистого числа $\lambda = \lim_{k \rightarrow \infty} \lambda(k)$ матриці C з відповідним особистим вектором:

$$C = \lim_{k \rightarrow \infty} C(k). \quad (18)$$

Отже, процес обчислення нормованої ітерованої “ваги” помилок є таким, що сходиться. При цьому зазначимо, що здійснення процесу обчислення за формулою (17) відрізняється від простого підсумовування балів тим, що дозволяє врахувати побічні (непрямі) переваги помилок в діяльності А/Д.

Розглянемо процес обчислення нормованої ітерованої “ваги” характерних помилок А/Д. З системи переваг (5) витікають такі результати парної порівняльної значущості та важливості помилок:

$$\Pi_1 < \Pi_2 \quad \Pi_1 < \Pi_3 \quad \Pi_1 < \Pi_4 \quad \Pi_1 < \Pi_5$$

$\Pi_1 > \Pi_6$	$\Pi_1 < \Pi_7$	$\Pi_1 < \Pi_8$	$\Pi_1 > \Pi_9$	$\Pi_{12} < \Pi_{13}$	$\Pi_{12} > \Pi_{14}$	$\Pi_{12} > \Pi_{15}$	$\Pi_{12} > \Pi_{16}$
$\Pi_1 > \Pi_{10}$	$\Pi_1 > \Pi_{11}$	$\Pi_1 < \Pi_{12}$	$\Pi_1 < \Pi_{13}$	$\Pi_{12} < \Pi_{17}$	$\Pi_{12} < \Pi_{18}$	$\Pi_{12} > \Pi_{19}$	$\Pi_{12} < \Pi_{20}$
$\Pi_1 > \Pi_{14}$	$\Pi_1 < \Pi_{15}$	$\Pi_1 < \Pi_{16}$	$\Pi_1 < \Pi_{17}$	$\Pi_{12} < \Pi_{21}$			
$\Pi_1 < \Pi_{18}$	$\Pi_1 < \Pi_{19}$	$\Pi_1 < \Pi_{20}$	$\Pi_1 < \Pi_{21}$	$\Pi_{13} > \Pi_{14}$	$\Pi_{13} > \Pi_{15}$	$\Pi_{13} > \Pi_{16}$	$\Pi_{13} > \Pi_{17}$
$\Pi_2 < \Pi_3$	$\Pi_2 < \Pi_4$	$\Pi_2 < \Pi_5$	$\Pi_2 > \Pi_6$	$\Pi_{13} < \Pi_{18}$	$\Pi_{13} > \Pi_{19}$	$\Pi_{13} < \Pi_{20}$	$\Pi_{13} < \Pi_{21}$
$\Pi_2 > \Pi_7$	$\Pi_2 > \Pi_8$	$\Pi_2 > \Pi_9$	$\Pi_2 > \Pi_{10}$	$\Pi_{14} > \Pi_{15}$	$\Pi_{14} < \Pi_{16}$	$\Pi_{14} < \Pi_{17}$	$\Pi_{14} < \Pi_{18}$
$\Pi_2 > \Pi_{11}$	$\Pi_2 > \Pi_{12}$	$\Pi_2 > \Pi_{13}$	$\Pi_2 > \Pi_{14}$	$\Pi_{14} < \Pi_{19}$	$\Pi_{14} < \Pi_{20}$	$\Pi_{14} < \Pi_{21}$	
$\Pi_2 > \Pi_{15}$	$\Pi_2 > \Pi_{16}$	$\Pi_2 > \Pi_{17}$	$\Pi_2 < \Pi_{18}$	$\Pi_{15} < \Pi_{16}$	$\Pi_{15} < \Pi_{17}$	$\Pi_{15} < \Pi_{18}$	$\Pi_{15} < \Pi_{19}$
$\Pi_2 > \Pi_{19}$	$\Pi_2 < \Pi_{20}$	$\Pi_2 < \Pi_{21}$		$\Pi_{15} < \Pi_{20}$	$\Pi_{15} < \Pi_{21}$		
$\Pi_3 < \Pi_4$	$\Pi_3 < \Pi_5$	$\Pi_3 > \Pi_6$	$\Pi_3 > \Pi_7$	$\Pi_{16} < \Pi_{17}$	$\Pi_{16} < \Pi_{18}$	$\Pi_{16} < \Pi_{19}$	$\Pi_{16} < \Pi_{20}$
$\Pi_3 > \Pi_8$	$\Pi_3 > \Pi_9$	$\Pi_3 > \Pi_{10}$	$\Pi_3 > \Pi_{11}$	$\Pi_{16} < \Pi_{21}$			
$\Pi_3 > \Pi_{12}$	$\Pi_3 > \Pi_{13}$	$\Pi_3 > \Pi_{14}$	$\Pi_3 > \Pi_{15}$	$\Pi_{17} < \Pi_{18}$	$\Pi_{17} > \Pi_{19}$	$\Pi_{17} < \Pi_{20}$	$\Pi_{17} < \Pi_{21}$
$\Pi_3 > \Pi_{16}$	$\Pi_3 > \Pi_{17}$	$\Pi_3 < \Pi_{18}$	$\Pi_3 > \Pi_{19}$	$\Pi_{18} > \Pi_{19}$	$\Pi_{18} > \Pi_{20}$	$\Pi_{18} > \Pi_{21}$	
$\Pi_3 < \Pi_{20}$	$\Pi_3 > \Pi_{21}$			$\Pi_{19} < \Pi_{20}$	$\Pi_{19} < \Pi_{21}$		
$\Pi_4 < \Pi_5$	$\Pi_4 > \Pi_6$	$\Pi_4 > \Pi_7$	$\Pi_4 > \Pi_8$	$\Pi_{20} > \Pi_{21}$			
$\Pi_4 > \Pi_9$	$\Pi_4 > \Pi_{10}$	$\Pi_4 > \Pi_{11}$	$\Pi_4 > \Pi_{12}$				
$\Pi_4 > \Pi_{13}$	$\Pi_4 > \Pi_{14}$	$\Pi_4 > \Pi_{15}$	$\Pi_4 > \Pi_{16}$				
$\Pi_4 > \Pi_{17}$	$\Pi_4 > \Pi_{18}$	$\Pi_4 > \Pi_{19}$	$\Pi_4 > \Pi_{20}$				
$\Pi_4 > \Pi_{21}$							
$\Pi_5 > \Pi_6$	$\Pi_5 > \Pi_7$	$\Pi_5 > \Pi_8$	$\Pi_5 > \Pi_9$	Враховуючи (8) складемо квадратну матрицю суміжності помилок А/Д (табл. 2).			
$\Pi_5 > \Pi_{10}$	$\Pi_5 > \Pi_{11}$	$\Pi_5 > \Pi_{12}$	$\Pi_5 > \Pi_{13}$				
$\Pi_5 > \Pi_{14}$	$\Pi_5 > \Pi_{15}$	$\Pi_5 > \Pi_{16}$	$\Pi_5 > \Pi_{17}$	Обчислення по першій ітерації тривіальне і подано у графах 23, 24 табл. 2. Обчислення по другій ітерації – таке:			
$\Pi_5 > \Pi_{18}$	$\Pi_5 > \Pi_{19}$	$\Pi_5 > \Pi_{20}$	$\Pi_5 > \Pi_{21}$				
$\Pi_6 < \Pi_7$	$\Pi_6 < \Pi_8$	$\Pi_6 > \Pi_9$	$\Pi_6 > \Pi_{10}$	$C_{\Pi_5}(2) = 1 \cdot 41 + 2 \cdot (39 + 37 + 35 + 33 + 31 +$ $+ 29 + 27 + 25 + 23 + 21 + 19 + 17 +$ $+ 15 + 13 + 11 + 9 + 7 + 5 + 3 + 1) = 841;$			
$\Pi_6 < \Pi_{11}$	$\Pi_6 < \Pi_{12}$	$\Pi_6 < \Pi_{13}$	$\Pi_6 > \Pi_{14}$				
$\Pi_6 > \Pi_{15}$	$\Pi_6 < \Pi_{16}$	$\Pi_6 < \Pi_{17}$	$\Pi_6 < \Pi_{18}$	$C_{\Pi_4}(2) = 1 \cdot 39 + 2 \cdot (37 + 35 + 33 + 31 + 29 +$ $+ 27 + 25 + 23 + 21 + 19 + 17 + 15 +$ $+ 13 + 11 + 9 + 7 + 5 + 3 + 1) = 761;$			
$\Pi_6 < \Pi_{19}$	$\Pi_6 < \Pi_{20}$	$\Pi_6 < \Pi_{21}$					
$\Pi_7 < \Pi_8$	$\Pi_7 > \Pi_9$	$\Pi_7 > \Pi_{10}$	$\Pi_7 > \Pi_{11}$	$C_{\Pi_{18}}(2) = 1 \cdot 37 + 2 \cdot (35 + 33 + 31 + 29 + 27 +$ $+ 25 + 23 + 21 + 19 + 17 + 15 + 13 +$ $+ 11 + 9 + 7 + 5 + 3 + 1) = 685;$			
$\Pi_7 < \Pi_{12}$	$\Pi_7 < \Pi_{13}$	$\Pi_7 > \Pi_{14}$	$\Pi_7 > \Pi_{15}$				
$\Pi_7 > \Pi_{16}$	$\Pi_7 < \Pi_{17}$	$\Pi_7 < \Pi_{18}$	$\Pi_7 > \Pi_{19}$	$C_{\Pi_{14}}(2) = 1 \cdot 3 + 2 \cdot 1 = 5 ;$			
$\Pi_7 < \Pi_{20}$	$\Pi_7 < \Pi_{21}$						
$\Pi_8 > \Pi_9$	$\Pi_8 > \Pi_{10}$	$\Pi_8 > \Pi_{11}$	$\Pi_8 > \Pi_{12}$	$C_{\Pi_{15}}(2) = 1 \cdot 1 = 1 .$			
$\Pi_8 < \Pi_{13}$	$\Pi_8 > \Pi_{14}$	$\Pi_8 > \Pi_{15}$	$\Pi_8 > \Pi_{16}$				
$\Pi_8 > \Pi_{17}$	$\Pi_8 < \Pi_{18}$	$\Pi_8 > \Pi_{19}$	$\Pi_8 < \Pi_{20}$	Обчислені таким чином цінності помилок на другій ітерації подані у графі 2 табл. 3. Тоді згідно (15), (17) маємо такі коефіцієнти важливості помилок (графа 4 табл. 3):			
$\Pi_8 < \Pi_{21}$							
$\Pi_9 < \Pi_{10}$	$\Pi_9 < \Pi_{11}$	$\Pi_9 < \Pi_{12}$	$\Pi_9 < \Pi_{13}$	$\alpha_{\Pi_5} = \frac{841}{6181} = 0,1360 ; \quad \alpha_{\Pi_4} = \frac{761}{6181} = 0,1231 ;$			
$\Pi_9 > \Pi_{14}$	$\Pi_9 > \Pi_{15}$	$\Pi_9 < \Pi_{16}$	$\Pi_9 < \Pi_{17}$				
$\Pi_9 < \Pi_{18}$	$\Pi_9 < \Pi_{19}$	$\Pi_9 < \Pi_{20}$	$\Pi_9 < \Pi_{21}$	$\alpha_{\Pi_{18}} = \frac{685}{6181} = 0,1108 ; \quad \alpha_{\Pi_{20}} = \frac{613}{6181} = 0,0991 ;$			
$\Pi_{10} < \Pi_{11}$	$\Pi_{10} < \Pi_{12}$	$\Pi_{10} < \Pi_{13}$	$\Pi_{10} > \Pi_{14}$				
$\Pi_{10} > \Pi_{15}$	$\Pi_{10} < \Pi_{16}$	$\Pi_{10} < \Pi_{17}$	$\Pi_{10} < \Pi_{18}$	$\alpha_{\Pi_{14}} = \frac{5}{6181} = 0,0008 ; \quad \alpha_{\Pi_{15}} = \frac{1}{6181} = 0,0002 .$			
$\Pi_{10} < \Pi_{19}$	$\Pi_{10} < \Pi_{20}$	$\Pi_{10} < \Pi_{21}$					
$\Pi_{11} < \Pi_{12}$	$\Pi_{11} < \Pi_{13}$	$\Pi_{11} > \Pi_{14}$	$\Pi_{11} > \Pi_{15}$				
$\Pi_{11} < \Pi_{16}$	$\Pi_{11} < \Pi_{17}$	$\Pi_{11} < \Pi_{18}$	$\Pi_{11} < \Pi_{19}$				
$\Pi_{11} < \Pi_{20}$	$\Pi_{11} < \Pi_{21}$						

Таблиця 2

Матриця суміжності помилок авіадиспетчерів

Π_i	Помилки авіадиспетчерів Π_i у порядку убавання їх значущості																						1 ітерація	
	Π_5	Π_4	Π_{18}	Π_{20}	Π_3	Π_{21}	Π_2	Π_{13}	Π_8	Π_{17}	Π_{12}	Π_7	Π_{19}	Π_{16}	Π_1	Π_{11}	Π_6	Π_{10}	Π_9	Π_{14}	Π_{15}	$\Sigma^{(1)}$	$\alpha_i^{(1)}$	
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	
Π_5	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	41	0,0929	
Π_4	0	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	39	0,0884	
Π_{18}	0	0	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	37	0,0839	
Π_{20}	0	0	0	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	35	0,0794	
Π_3	0	0	0	0	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	33	0,0748	
Π_{21}	0	0	0	0	0	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	31	0,0703	
Π_2	0	0	0	0	0	0	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	29	0,0658	
Π_{13}	0	0	0	0	0	0	0	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	27	0,0612	
Π_8	0	0	0	0	0	0	0	0	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	25	0,0567	
Π_{17}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	23	0,0522	
Π_{12}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	21	0,0476	
Π_7	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	2	2	2	2	2	2	2	2	2	19	0,0431	
Π_{19}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	2	2	2	2	2	2	2	2	17	0,0385	
Π_{16}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	2	2	2	2	2	2	2	15	0,0340	
Π_1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	2	2	2	2	2	2	13	0,0295	
Π_{11}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	2	2	2	2	2	11	0,0249	
Π_6	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	2	2	2	2	9	0,0204	
Π_{10}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	2	2	2	7	0,0159	
Π_9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	2	2	5	0,0114	
Π_{14}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	2	3	0,0068	
Π_{15}	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0,0023	
Σ																						441	1,0000	

На кожній наступній ітерації значення $C_i(k)$ уточнюються (табл. 3). Дані табл. 3 показують, що у якості остаточних оцінок величин коефіцієнтів важливості помилок, слід взяти такі, що були обчислені на ітерації, передостанній тій, де значення коефіцієнта ваги найменш значущої помилки при прийнятій точності обчислень дорівнює 0. Таким чином, йдеться про другу ітерацію (графи 2, 3 табл. 3).

На рис. 1 подана гістограма коефіцієнтів ваги характерних помилок А/Д, яка дає наочне уявлення про їх кількісну порівняльну важливість.

Висновки

1. Для визначення коефіцієнтів “ваги” характерних помилок А/Д був адаптований та застосований математичний метод розстановки пріоритетів, відомий також як задача „про лідера”. Метод має переваги перед іншими у тім, що,

– по-перше спирається на статистично узгоджену і вірогідну систему переваг А/Д на множині помилок в їх професійній діяльності. Тому одержані за його допомогою коефіцієнти “ваги” у найбільшій мірі вільні від елементів суб’єктивізму, загальнопритаманних будь-яким експертним оцінкам;

– по-друге, спираючись на суворий математичний апарат, дозволяє ще й врахувати побічні (непрямі) переваги помилок діяльності А/Д.

Таблиця 3

Результати обчислень цінностей і коефіцієнтів ваги помилок на 2-й та 3-й ітерації

Π_i	$\Sigma^{(2)}$	$\alpha_i^{(2)}$	$\Sigma^{(3)}$	$\alpha_i^{(3)}$
Π_5	841	0,1360	11521	0,1770
Π_4	761	0,1231	9919	0,1523
Π_{18}	685	0,1108	8473	0,1301
Π_{20}	613	0,0991	7175	0,1102
Π_3	545	0,0882	6017	0,0924
Π_{21}	481	0,0778	4991	0,0766
Π_2	421	0,0681	4089	0,0628
Π_{13}	365	0,0591	3303	0,0507
Π_8	313	0,0506	2625	0,0403
Π_{17}	265	0,0429	2047	0,0314
Π_{12}	221	0,0358	1561	0,0240
Π_7	181	0,0293	1159	0,0178
Π_{19}	145	0,0235	833	0,0128
Π_{16}	113	0,0183	575	0,0088
Π_1	85	0,0138	377	0,0058
Π_{11}	61	0,0099	231	0,0035
Π_6	41	0,0066	129	0,0020
Π_{10}	25	0,0040	63	0,0010
Π_9	13	0,0021	25	0,0004
Π_{14}	5	0,0008	7	0,0001
Π_{15}	1	0,0002	1	0,0000
Σ	6181	1	65121	1

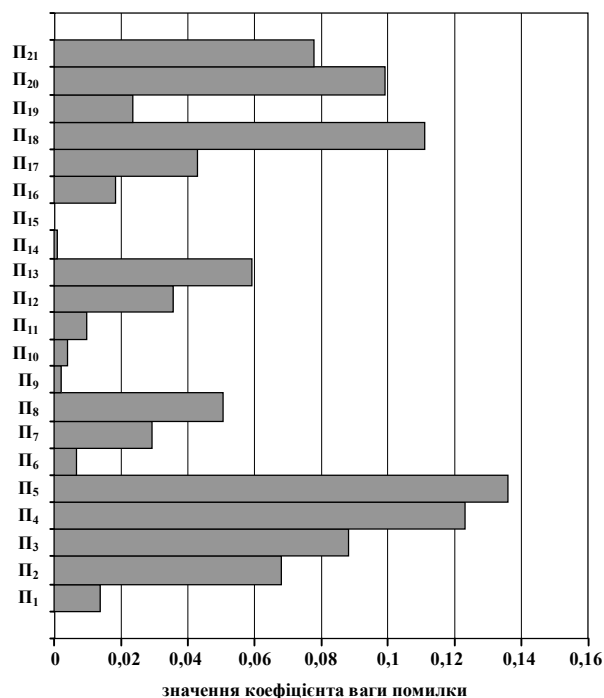


Рис. 1. Гістограма вагових коефіцієнтів характерних помилок авіадиспетчерів в професійній діяльності

2. Отримані коефіцієнти ваги дають чітке уявлення про кількісне співвідношення помилок з точкою зору їх значущості.

3. Подальші дослідження впливу помилок А/Д на БП при ОНР слід проводити у напрямках:

- встановлення етимології виникнення помилок, особливо їх можливого зв'язку з психофізіологічними і психологічними якостями А/Д;
- застосування непараметричних методів побудову групової системи переваг на множині помилок;
- орієнтуючись саме на унікальний особистісний досвід безпосереднього УНР А/Д, слід провести спеціальні дослідження думок статистично-умовних «маргіналів» щодо впливу помилок на БП.

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. Безпека авіації / В.П. Бабак, В.П. Харченко, В.О. Максимов та ін.; за ред. В.П. Бабака. – К.: Техніка, 2004. – 504 с.
3. Рева О.М. Человеческий фактор и безопасность полетов: (Проактивное исследование влияния): монография / А.Н. Рева, К.М. Тумишев, А.А. Бекмухамбетов; науч. ред. А.Н. Рева, К.М. Тумишев. – Алматы, 2007. – 242 с.

4. Котик М.А. Природа ошибок человека-оператора (на примерах управления транспортными средствами) / М.А. Котик, А.М. Емельянов. – М.: Транспорт, 1993. – 352 с.

5. Пономаренко В.А. Человеческий фактор и безопасность полетов / В.А. Пономаренко // Проблемы безопасности полетов: обзорн. инф. – М.: ВИНТИ, 1993. – Вып. 1. – С. 36-42.

6. Насіров Ш.Ш. Пілотне визначення систем переваг авіадиспетчерів Азербайджану на характерних помилках в процесі управління повітряним рухом / Ш.Ш. Насіров // Авіаційно-космічна техніка і технологія: наук.-техн. ж. – Х.: НАКУ «ХАІ», 2010. – №7. – С. 124-134.

7. Саттес П. Основы теории измерений / П. Саттес, Р. Зинес // Психологические измерения. – М.: Мир, 1967. – С. 9-110.

8. Надежность и эффективность в технике: справочник в 10 т. – Т. 3. Эффективность технических систем / Под общ. ред. В.Ф. Уткина, Ю.В. Крюкова. – М.: Машиностроение, 1988. – 328 с.

9. Перегудов Ф.И. Введение в системный анализ: учеб. пособ. / Ф.И. Перегудов, Ф. П Тарасенко. – М.: Высшая школа, 1989. – 367 с.

10. Рева О.М. Прийняття рішень шляхом виявлення системи пріоритетів (переваг) авіаспеціаліста: методич. вказівки з курсу "Основи теорії прийняття рішень" / О.М. Рева. – Кіровоград: ДЛІАУ, 1997. – 18 с.

11. Анфилов В.С. Системный анализ в управлении: учеб. пособ. / В.С. Анфилов, А.А. Емельянов, А.А. Кукушкин; под ред. А.А. Емельянова. – М.: Финансы и статистика, 2002. – 368 с.

12. Козелецкий Ю. Психологическая теория решений / Ю. Козелецкий; пер. с польск. Г.Е. Минца, В.Н. Поруса; под ред. Б.В. Бирюкова. – М.: Прогресс, 1979. – 504 с.

13. Психологія: підручник / Ю.Л. Трофімов, В.В. Рибалка, П.А. Гончарук та ін.; за ред. члена-кореспондента АПН України Ю.Л. Трофімова. – К.: Либідь, 2005. – 560 с.

14. Денисов А.А. Теория больших систем управления: учебн. пособ. / А.А. Денисов, Д.Н. Колесников. – Л.: Энергоиздат, 1981. – 288 с.

15. Беляевський Л.С. Метод розстановки пріоритетів у кількісній оцінці факторів небезпеки в діяльності авіадиспетчера / Л.С. Беляевський, О.Б. Біндас // Вісник Київськ. міжнар. ун-ту цив. авіації. – К.: КМУЦА, 1999. – № 2. – С. 278-284.

16. Рева О.М. Розстановка пріоритетів на множині обставин, що пом'якшують та обтяжують відповідальність / О.М. Рева, Д.Г. Радов // Держава і право: збірник наукових праць Інституту держави та права ім. В.М. Корецького НАНУ (Юридичні і політичні науки). – К.: ІДП, 2001. – № 11. – С. 406-417.

17. Рева О.М. Розстановка пріоритетів на множині окремих показників, що входять в узагальнений показник "Ефективне використання робочої сили" / О.М. Рева, Т.І. Грінка, В.В. Соболенко // Вод-

ний транспорт: зб. наук. пр. – К.: КДАВТ, 2002. – Вип. 3. – С. 133-141.

18. Рева О.М. Моделювання розстановки пріоритетів у визначенні коефіцієнтів важливості мотивів трудової діяльності викладачів / О.М. Рева, І.М. Суворова // Актуальні проблеми економіки: науково-економічний журнал. – К., 2009. – № 9. – С. 243-249.

19. Берж К. Теория графов и ее применения: пер. с франц. / К. Берж. – М.: ИЛ, 1962. – 320 с.

20. Блюмберг В.А. Какое решение лучше? Метод расстановки приоритетов / В.А. Блюмберг, В.Ф. Глуценко. – Л.: Лениздат, 1982. – 160 с.

21. Батищев Д.И. Методы оптимального проектирования: учеб. пособ. для вузов / Д.И. Батищев. – М.: Радио и связь, 1984. – 248 с.

Надійшла до редакції 19.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри проектування авіаційних двигунів С.В. Єпіфанов, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського "ХАІ", Харків, Україна.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ ВАЖНОСТИ ХАРАКТЕРНЫХ ОШИБОК АВИАДИСПЕТЧЕРОВ В ПРОЦЕССЕ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

Ш.Ш. Насыров

Учитывая влияние авиадиспетчеров на безопасность полетов, сформирован перечень из $n = 21$ их характерных ошибок, которые могут возникнуть в процессе непосредственного управления воздушным движением. Получена статистически достоверная система предпочтений авиадиспетчеров на множестве указанных ошибок, которая отображает тенденцию мнений авиадиспетчеров относительно их значимости. Поскольку система предпочтений указывает исключительно на взаимное ранжирование ошибок, то есть дает только качественное представление и не указывает на сколько, или во сколько раз одна ошибка является важнее другой, применен математический аппарат метода расстановки приоритетов для установления коэффициентов веса ошибок, опираясь именно на их ранги.

Ключевые слова: безопасность полетов, человеческий фактор при управлении воздушным движением, значимость характерных ошибок, системы предпочтений авиадиспетчеров, метод расстановки приоритетов, коэффициенты веса ошибок.

DETERMINATION OF COEFFICIENTS OF IMPORTANCE OF CHARACTERISTIC ERRORS OF AIR TRAFFIC CONTROLLERS IN THE PROCESS OF AIR TRAFFIC CONTROL

Sh.Sh. Nasyrov

Taking into account influence of air traffic controllers on flight safety, a list is formed from $n = 21$ their characteristic errors that can arise up in the process of direct air traffic control. The statistically reliable system of preferences of air traffic controllers is got basing on the great number of the indicated errors, which represents the tendency of opinions of air traffic controllers in relation to significance of such errors. As a system of preferences specifies exceptionally on the mutual ranging of errors, it gives only quality presentation and does not specify on how many, or in how many times one error is more important than other, the mathematical apparatus of method of placing of priorities is applied for establishment of coefficients of weight of errors, basing exactly on their grades.

Key words: flight safety, human factor in air traffic control, significance of characteristic errors, system of preferences of air traffic controllers, method of placing of priorities, coefficients of weight of errors.

Насыров Шахин Шахвели-огли – начальник диспетчерської зміни Головного центру єдиної системи управління повітряним рухом Азербайджанської Республіки, e-mail: shahin.s@mail.ru.

УДК 004.722

С.М. НЕДІЛЬКО¹, Г.Л. БАРАНОВ²¹Державна льотна академія України, Кіровоград, Україна²ДП «Центральний науково-дослідний інститут навігації і управління», Київ, Україна

ТЕХНОЛОГІЧНІ ОСНОВИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ФУНКЦІОНАЛЬНОЇ СТІЙКОСТІ АВТОМАТИЗОВАНОЇ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ РУХОМ

Запропоновано технологічні основи забезпечення функціональної стійкості автоматизованої системи управління повітряним рухом, які ґрунтуються на моделюванні процесу виявлення області надмірності та оптимального використання існуючих ресурсів для парирования нештатних ситуацій. Здійснено аналіз надмірних структур за показником функціональної стійкості.

Ключові слова: функціональна стійкість, надмірність, автоматизована система управління повітряним рухом.

Вступ

Під автоматизованою системою управління повітряним рухом (АСУПР) у роботі розуміється сукупність взаємозалежних і узгоджено діючих апаратно-програмних засобів передачі, зберігання та обробки цифрової інформації, сполучених з наземними радіолокаційними комплексами і призначених для рішення широкого класу задач контролю та управління повітряним рухом у межах зон відповідальності районного центра управління повітряним рухом.

В сучасних умовах актуальним є забезпечення автоматизованої системи управління повітряним рухом (АСУПР) властивості функціональної стійкості. Функціональна стійкість – це властивість складної технічної системи, що характеризує можливість продовжувати виконувати певний обсяг функцій, можливо з погіршенням якості, під час впливу внутрішніх і зовнішніх дестабілізуючих факторів.

Для рішення цієї задачі потрібно забезпечити збір, обробку й аналіз інформації з автоматичним розпізнанням позаштатної ситуації, що зароджується, і формуванням рекомендацій щодо дій в умовах таких ситуацій.

Загальна постановка задачі дослідження. Забезпечення функціональної стійкості будь-якої складної технічної системи здійснюється за рахунок наявної надмірності різних видів: структурної, апаратурної, часової, інформаційної, тощо. Згідно стратегії забезпечення функціональної стійкості [1] в АСУПР повинні бути реалізовані кілька процедур: виявлення позаштатної ситуації; її розпізнавання; виявлення наявного ресурсу (надмірності); оптимальне використання надмірності. Однією з невирішених і акту-

альних на сьогоднішній день є задача виявлення наявної надмірності в структурі АСУПР для забезпечення можливості виключення з обчислювального процесу несправних елементів та передачі їх функцій справним. Зазначеним питанням і присвячена дана стаття.

Аналіз публікацій. Аналіз теорії функціональної стійкості, щодо методик оцінки значень показників функціональної стійкості складних технічних систем показав, що існують відповідні наукові праці для динамічних систем, які описуються системою диференціальних рівнянь [2], а також для розподілених інформаційних та псевдосупутникових радіонавігаційних систем [3, 4]. Особливості принципу роботи АСУПР дозволяють зробити висновок про те, що, незважаючи, на серйозні наукові результати теорії функціональної стійкості, досліджувані в ній математичні моделі складних систем не здатні адекватно описати процес функціонування АСУПР [5]. Отже, актуальним завданням є розробка рекомендацій щодо виявлення існуючої надмірності АСУПР з урахуванням запропонованої методики оптимального використання надмірності для парирования позаштатних ситуацій.

Метою статті є представлення результатів досліджень щодо розробки технологічних основ забезпечення функціональної стійкості автоматизованої системи управління повітряним рухом з урахуванням впливу дестабілізуючих факторів.

Основна частина

Функціональна стійкість як властивість складної системи забезпечується шляхом перерозподілу деякої існуючої в системі надмірності з метою ви-

ключення наслідків позаштатних ситуацій. Заходи, які спрямовані на забезпечення або підвищення рівня функціональної стійкості, в першу чергу, забезпечують поліпшення характеристик відмовостійкості та живучості, але не обов'язково показників надійності окремих комплектуючих елементів і виробів, а також тактико-технічних характеристик системи. Теорія функціональної стійкості перебуває в стадії розвитку, і на наш погляд, формування показників функціональної стійкості як показників ефективності складних систем є важливим напрямком наукових досліджень.

Однією з причин функціональної нестійкості складних технічних систем у позаштатних ситуаціях є недостатня готовність обчислювальної системи до розпізнавання та дій у непередбачених умовах. Це проявляється в тому, що в обчислювальній системі не враховується весь набір ситуацій. Однією з ознак може бути перший сприйнятий сигнал про порушення режиму польоту ПС або роботи АСУПР, або просторово-часової структури конкретних особливих випадків, або відсутності алгоритмів розпізнавання відмови [2], а також в обмеженні дій при парированні позаштатної ситуації.

Функціонування обчислювальної системи АСУПР з ідентифікації позаштатної ситуації передбачає виконання наступних операцій.

1. Виявлення невідповідності фактичних параметрів функціонування заданим параметрам.
2. Визначення найбільш імовірної групи, до якої відноситься відмова.
3. Відтворення повного образу передбачуваної відмови.
4. Здійснення активного сприйняття інформації на основі способу-еталона для точного розпізнавання ситуації.

Для цього до системи поставлені вимоги можливості передачі радіолокаційної інформації з будь-якого вузла на будь-який інший. Разом з тим, продовження функціонування, можливо зі зменшенням якості, під час впливу дестабілізуючих факторів вимагає виявлення і використання надмірності в структурі системи. Тому доцільно обмежитись дослідженням структури системи передачі даних (СПД) автоматизованої системи управління повітряним рухом.

Для виявлення надмірності запропоновано виконання зворотної задачі, а саме синтезу надмірної структури із заданими властивостями функціональної стійкості і вартості побудови та експлуатації системи.

Пропонується обчислювати рівень функціональної стійкості для систем передачі даних АСУПР узагальненим імовірнісним показником F_{ACU} , що обраховується як згортка матриці ймовірностей зв'язності P_{CB} :

$$P_{CB} = \begin{bmatrix} 0 & P_{12} & P_{13} & \dots & P_{1n} \\ P_{21} & 0 & P_{23} & \dots & P_{2n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ P_{n1} & P_{n2} & P_{n3} & \dots & 0 \end{bmatrix};$$

$$F_{ACU} = F(P_{CB}) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1, j \neq i}^n w_{ij} \cdot P_{ij}, \quad (1)$$

де n – число вузлів комутації в СПД АСУПР; P_{ij} – імовірність зв'язності між вузлами v_i та v_j ; w_{ij} – вагові коефіцієнти ліній зв'язку, які залежать від заданої інтенсивності передачі інформації ρ_{ij} між вузлами v_i та v_j :

$$w_{ij} = \begin{cases} 2, & \text{при } \rho_{ij} \geq M[\rho]; \\ 1, & \text{при } 0,1M[\rho] \leq \rho_{ij} < M[\rho]; \\ 1/2, & \text{при } \rho_{ij} < M[\rho]. \end{cases}$$

Математичне очікування заданої інтенсивності передачі інформації $M[\rho]$ у СПД АСУПР визначається на основі наступної залежності:

$$M[\rho] = \frac{1}{n(n-1)} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1, j \neq i}^n \rho_{ij}.$$

Імовірність зв'язності P_{ij} визначається на основі наступних вихідних даних:

- 1) структури СПД АСУПР, що задана матрицею суміжності A_{CM} ;
- 2) імовірності передачі інформації ρ_{ij} по лінії зв'язку l_{ij} .

Структура існуючої системи передачі даних АСУПР представлена на рис. 1, на якому вершини графа позначають вузли комутації, розташовані на території держави, а ребра графа – лінії зв'язку між ними.

Аналіз вихідної структури системи передачі даних (СПД) АСУ повітряним рухом підтвердив необхідність синтезу й оптимізації її структури. Виконаємо синтез функціонально стійкої структури на основі запропонованої методики загального синтезу структури.

Постановка задачі синтезу функціонально стійкої СПД АСУПР.

Задано: Граф вихідної структури $G_0(V, E)$, що складається з $N = 20$ вершин.

Матриця суміжності $S = \{s_{ij}\}$ графа $G_0(V, E)$.

Розташування вузлів комутації системи із заданими умовними координатами X, Y .

Імовірність передачі інформації між будь-якою парою вузлів комутації v_i і v_j дорівнює $p = 0,9$.

Визначити: Оптимальну структуру $G_\xi(V, E)$, $\xi = 1, 2, \dots, 5$, що задовольняє вимогам загальної задачі синтезу функціонально стійких АСУПР:

$$F_{ACU} = f(P_{ij}) \rightarrow \max \quad (2)$$

при обмеженнях:

$$C_\xi = \sum_i \sum_j C_{ij} (l_{ij}, \rho_{ij}, h_{ij}) \leq C_{\text{Доп}\xi}; \quad i, j = 1, 2, \dots, N. \quad (3)$$

$$\chi(G) \geq 2; \quad \lambda(G) \geq 2; \quad G_0(V, E) \subseteq G_\xi(V, E).$$

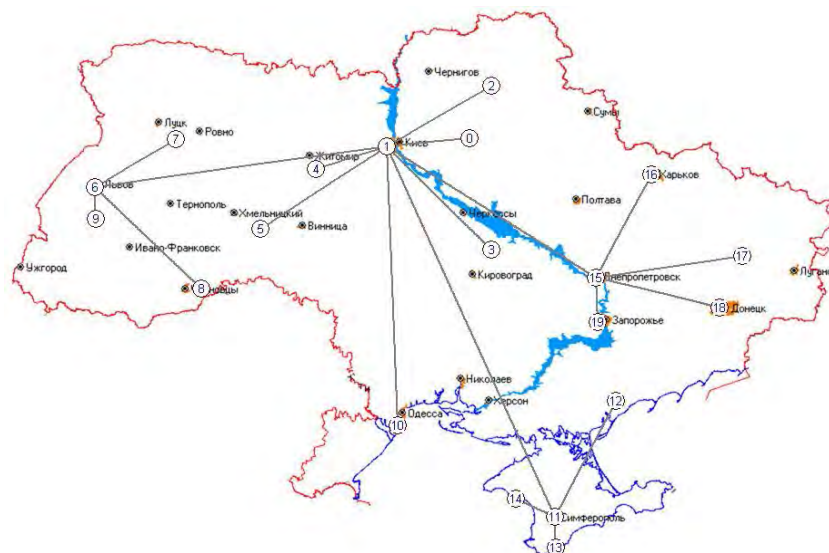


Рис. 1. Структура існуючої системи передачі даних АСУПР

В наведених залежностях: F_{ACU} – узагальнений показник функціональної стійкості, обчислений за формулою (1).

Індекс ξ в (3) припускає знаходження декількох структур для заданої вартості СДОП для оптимізації та нарощування структури системи:

$\xi = 1$: знайти $G_1(V, E)$ для
СДОП1 = 150 000 н.у.о.;

$\xi = 2$: знайти $G_2(V, E)$ для
СДОП2 = 300 000 н.у.о.;

$\xi = 3$: знайти $G_3(V, E)$ для
СДОП3 = 500 000 н.у.о.;

$\xi = 4$: знайти $G_4(V, E)$ для
СДОП4 = 700 000 н.у.о.;

$\xi = 5$: знайти $G_5(V, E)$ для
СДОП5 = 1 000 000 н.у.о.

Для можливості досягнення результату в роботі прийнято рішення стосовно вирішення декількох однокритеріальних оптимізаційних задач із заданими значеннями СДОП, так як обчислення багатокритеріальної задачі на графах є майже недосяжним.

Припущення.

1. Шукані структури $G_\xi(V, E)$, $\xi = 1, 2, \dots, 5$, не повинні мати кратних ребер.

2. Шукані структури не мають заборонених ліній зв'язку. Будемо вважати, що із будь-якого вузла v_i у будь-який вузол v_j можна простягнути лінію зв'язку $e_{ij}(v_i, v_j)$, що має довжину l_{ij} і вартість витрат C_{ij} на капітальні вкладення та експлуатацію лінії зв'язку.

3. Довжина ЛЗ l_{ij} обчислюється:

$$l_{ij} = \sqrt{(X_j - X_i)^2 + (Y_j - Y_i)^2} / K_L,$$

де $K_L = 1120$ у.о.довж./км; X_i, X_j, Y_i, Y_j – умовні координати вузлів.

4. Пропускна здатність поодинокого каналу передачі інформації приймається $\rho_{ij} > h_{ij}$, де h_{ij} – інтен-

сивність інформаційного обміну між вузлами v_i і v_j .

5. Вартість капітальних вкладень і експлуатації будь-якої структури $G_\xi(V, E)$ обчислюється на основі відомих емпіричних залежностей. У цих емпіричних залежностях прийнято константи: $K_{\text{подовж}} = 1,12$ – коефіцієнт подовження каналу; $\lceil h_{ij} / \rho \rceil = 1$.

6. Вагові коефіцієнти w_{ij} у виразі (1) при обчисленні узагальненого показника функціональної стійкості F_{ACU} носять суб'єктивний характер і повинні визначатися на основі методу експертних оцінок після ранжирування різних напрямків передачі даних за важливістю.

Рішення задачі синтезу здійснювалося за допомогою розробленого у середовищі Delphi програмного проекту ASUPR на ПЕОМ. Основою для програмування задачі синтезу є алгоритм оптимізації структури. Час рішення задачі синтезу структури $T_{\text{синт}}$, що складає з 20 вузлів комутації, не перевищує 55 хв. Дослідження часу $T_{\text{синт}}$ для структур з більшим числом вузлів не проводилося. Однак, розроблена програма на сучасній платформі здатна вирішити задачу синтезу за прийнятний час ($T_{\text{синт}}$ не більше доби) для структури, що складається з 35 вузлів.

Особливістю рішення задачі синтезу є використання вихідної структури $G_0(V, E)$ – всі лінії зв'язку G_0 збережені в синтезованих структурах $G_\xi(V, E)$.

В запропонованому модельному прикладі оптимізації структури автоматизованої системи управління повітряним рухом пропонується оптимізувати за критерієм максимуму показника функціональної стійкості при обмеженнях на вартість системи. Така постановка завдання в практичному сенсі інтерпретується як намагання отримати структуру системи, яка б за рахунок закладеної надмірності могла б максимально чинити опір зовнішнім та внутрішнім дестабілізуючим факторам. Вартість капіталовкла-

день на побудову та експлуатацію системи може бути обрана дослідником на будь-якому рівні, що не перевищує виділених обсягів інвестицій.

В результаті моделювання отримані структури для різних значень $C_{\text{доп}}$ та матриці зв'язності для кожної структури.

Аналіз отриманих структур $G_{\xi}(V,E)$, $\xi = 1,2,\dots,5$ показує, що всі вони відрізняються від вихідної структури $G_0(V,E)$ додатковими лініями зв'язку, що забезпечують альтернативні маршрути передачі інформації. Структурні показники оптимізованих структур представлені в табл. 1.

Таблиця 1

Структурні показники оптимізованих структур

Структура $G_{\xi}(V,E)$	$C_{\text{доп}}$, тис. н.у.о.	Число ЛЗ, м	Діаметр графа D	Коефіцієнт централізації $K_{\text{Ц}}$	Коефіцієнт надмірності $K_{\text{Н}}$	Вартість C, тис. н.у.о.
$G_0(V,E)$	0	19	4	0,906	0	96324
$G_1(V,E)$	150	27	4	0,806	0,421	149258
$G_2(V,E)$	300	53	4	0,770	1,789	290847
$G_3(V,E)$	500	90	3	0,511	3,737	497405
$G_4(V,E)$	700	118	2	0,308	5,211	499259
$G_5(V,E)$	1000	165	2	0,304	7,684	998473

Аналіз динаміки зміни структурних показників оптимізованих структур дозволяє зробити наступні висновки:

1) при підвищенні заданої вартості $C_{\text{доп}}$ підвищується число ліній зв'язку M, пропорційно підвищується коефіцієнт надмірності $K_{\text{Н}}$;

2) зниження діаметра графа не є пропорційним витраченій вартості, а для самої розгалуженої структури $G_{\xi}(V,E)$ досягає значення $D = 2$. Це значить, що довжина найкоротшого маршруту між будь-якою парою вершин графа буде не більше 2;

3) коефіцієнт централізації, що характеризує нерівномірність завантаження елементів системи, також знижується зі зростанням $C_{\text{доп}}$ і досягає прийнятних значень $K_{\text{Ц}} \leq 0,5$ при $C_{\text{доп}} \geq 100\,000$ н.у.о.

На основі отриманих результатів моделювання були розраховані значення узагальненого показника функціональної стійкості $F_{\text{АСУ}}(P_{ij})$, що обчислюється за виразом (1) при $w_{ij} = 1$, $i,j = 1,\dots,20$ (табл. 2).

Аналіз значень узагальненого показника функціональної стійкості дозволяє порівнювати різні структури систем.

Таблиця 2

Значення узагальненого показника функціональної стійкості $F_{\text{АСУ}}(P_{ij})$

Структура $G_{\xi}(V,E)$	$C_{\text{доп}}$, тис. н.у.о.	Для значень імовірності p					
		p=0,5	p=0,6	p=0,7	p=0,8	p=0,9	p=0,95
$G_0(V,E)$	0	72,1	107,7	154,2	213,6	288,1	331,7
$G_1(V,E)$	150	72,7	124,2	194,5	268,4	341,5	367,5
$G_2(V,E)$	300	201,3	297,7	357,1	376,6	379,9	380,0
$G_3(V,E)$	500	305,2	367,1	379,4	380,0	380,0	380,0
$G_4(V,E)$	700	338,3	376,2	379,9	380,0	380,0	380,0
$G_5(V,E)$	1000	374,8	380,0	380,0	380,0	380,0	380,0

Чим вище $F_{\text{АСУ}}(P_{ij})$, тим більше «захищеною» буде система від різних збоїв, відмов та ушкоджень за рахунок структурної надмірності. З аналізу рис. 2 можна зробити висновок про досить слабку чутливість $F_{\text{АСУ}}(P_{ij})$ до зміни допустимої вартості структури у випадку щодо високих значень показника p ($p = 0,9\dots 0,95$).

Разом з тим, зниження значень p приводить до пом'якшення вимог до фізичних каналів передачі інформації, але вимагає необхідності більш високих витрат на побудову додаткових ліній зв'язку для забезпечення функціональної стійкості розподіленої автоматизованої системи управління.

В свою чергу, показник p сам по собі відображає як фізичну природу каналу зв'язку (кабельний, радіо, оптоволоконний тощо), так і комплекс заходів щодо забезпечення необхідної живучості (надійності) цього каналу. Тому іншим напрямком підвищення

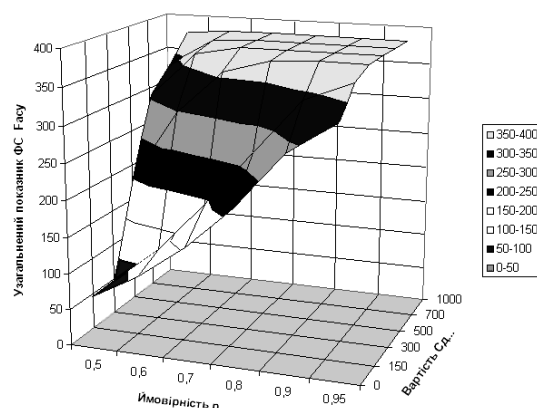


Рис. 2. Розподіл узагальненого показника функціональної стійкості в залежності від значень показників p і C

функціональної стійкості в сенсі показника $F_{\text{АСУ}}(P_{ij})$ є підвищення значень кожного окремого

показника p для кожної окремої лінії зв'язку. Очевидно, що комплекс заходів щодо підвищення живучості (надійності) також буде впливати на вартість каналу, що, в остаточному підсумку, приведе до необхідності вирішення нової проблеми вибору раціонального варіанту удосконалення конкретної системи передачі даних АСУПР. Зазначена проблема є важливим науковим напрямком подальших досліджень в цій галузі.

Висновки

Запропоновано технологічні основи забезпечення функціональної стійкості автоматизованої системи управління повітряним рухом, які містять в собі дослідження існуючої та кількох оптимізованих надмірних структур системи передачі даних АСУПР за показниками функціональної стійкості, а також обґрунтування рекомендацій щодо забезпечення функціональної стійкості.

Для цього до системи поставлено вимоги можливості передачі радіолокаційної інформації з будь-якого вузла на будь-який інший. Разом з тим, продовження функціонування, можливо зі зменшенням якості, під час впливу дестабілізуючих факторів вимагає виявлення і використання надмірності в структурі системи. Для виявлення надмірності запропоновано виконання зворотної задачі, а саме синтезу надмірної структури із заданими властивостями функціональної стійкості і вартості побудови та експлуатації системи.

Залежність узагальненого показника від вартості носить монотонний характер із явно вираженим насиченням. При вартості системи не менше 500 тис. н.у.о. в більшості випадків (при $p > 0,6$) подальше збільшення витрат не приводить до істотного підвищення рівня функціональної стійкості структур, що пояснює недоцільність значних фінансових вкладень для реорганізації існуючих каналів зв'язку.

Література

1. Неділько С.М. Функціональна стійкість автоматизованої системи управління повітряним рухом / С.М. Неділько // Системи навігації, управління та зв'язку: зб. наук. пр. – К.: ЦНДІНУ, 2011. – Вип. 2 (18). – С. 37-40.
2. Артюшин Л.М. Оптимизация цифровых автоматических систем, устойчивых к отказам / Л.М. Артюшин, О.А. Машков. – К.: КВВАИУ, 1991. – 89 с.
3. Барабаш О.В. Построение функционально устойчивых распределенных информационных систем / О. В. Барабаш – К.: НАОУ, 2004. – 226 с.
4. Кравченко Ю.В. Методология многокритериальной дискретной оптимизации сложных технических систем на матроидных структурах / Ю.В. Кравченко, В.В. Афанасьев // Збірник наукових праць ІПМЕ ім. Г. Є. Пухова. – К., 2003. – Вип. 22–1. – С. 73-78.
5. Неділько С.М. Дослідження математичної формалізації функціональної стійкості автоматизованої системи управління повітряним рухом / С.М. Неділько // Зб. наук. пр. Харківського університету ПС. – Х., 2011. – Вип. 1 (27). – С. 47-50.

Надійшла до редакції 26.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О. В. Барабаш, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

С.Н. Неделько, Г.Л. Баранов

Предложены технологические основы обеспечения функциональной устойчивости автоматизированной системы управления воздушным движением, которые основаны на моделировании процесса выявления области избыточности и оптимального использования существующих ресурсов для парирования нештатных ситуаций. Проведен анализ избыточных структур по показателю функциональной устойчивости.

Ключевые слова: функциональная устойчивость, избыточность, автоматизированная система управления воздушным движением.

THE TECHNOLOGICAL BASES OF MAINTENANCE OF FUNCTIONAL STABILITY OF THE AIR TRAFFIC CONTROL SYSTEM

S.M. Nedilko, G.L. Baranov

This article about technological bases of maintenance of functional stability of the air traffic control system which are based on modeling of process of revealing of area of redundancy and optimum use of existing resources for parrying of supernumerary situations. The analysis of superfluous structures on an indicator of functional stability is carried out.

Key words: functional stability, surplus, air traffic control system.

Неділько Сергій Миколайович – канд. техн. наук, проф., ректор, Державна льотна академія України, Кіровоград, Україна.

Баранов Георгій Леонідович – д-р техн. наук, проф., заступник директора, ДП «Центральний науково-дослідний інститут навігації і управління», Київ, Україна.

УДК 629.5.054(075.8)

Н.И. МУХА, А.О. ДРАНКОВА, В.Н. ВОЛОШИН, А.Р. МИСЬКА, С.А. ДУДКО

Одесская Национальная морская академия, Одесса, Украина

ТРЕНАЖЕР СУДОВОЙ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Представлен тренажер судовой автоматизированной электроэнергетической системы, предназначенный для специальной профессиональной подготовки судовых электромехаников и механиков по эксплуатации судового электрооборудования и средств автоматизации. Тренажер обеспечивает адекватное воспроизводство эксплуатационных ситуаций по техническому использованию реального судового оборудования и подготовку по мониторингу, контролю и управлению генераторными агрегатами в ручном, полуавтоматическом и автоматическом режимах работы электростанции, контролю и управлению электромеханическими системами, а также решению задач параметрирования, визуализации и т.п. Кроме этого в тренажере предусмотрена возможность имитации различных неисправностей, что позволяет сконцентрировать внимание обучаемого на работе системы автоматического управления в аварийных ситуациях и отработать действия вахтенного в условиях поиска, локализации и устранения неисправностей оборудования.

Ключевые слова: судовой автоматизированной электроэнергетической системы, микроконтроллерные технологии управления, дизель-генераторные агрегаты, главный распределительный щит, судовые электромеханические системы.

Введение

Безопасность мореплавания судов, наряду с другими факторами, зависит от надежности действия судовых систем «человек – машина» и должна рассматриваться на основе современных методов инженерной подготовки [1]. Сегодня судовые механики и электромеханики должны обладать широким диапазоном профессиональных знаний и навыков: от работы с ручным инструментом и измерительными приборами до использования компьютерных технологий, обеспечивая как вахтенное, так и безвахтенное обслуживание судового оборудования и средств автоматики.

Манильская Конвенция ПДНВ 2010 года [2] внесла существенные изменения и дополнения в стандарты компетентности для судовых механиков и электромехаников по функции «Электрооборудование, электронная аппаратура и системы управления», что потребует разработки и освоения новых программ как теоретической, так и практической подготовки. Согласно новой Конвенции длительность практической подготовки должна быть не менее 12 месяцев, из которых не менее 6 месяцев должны быть на судне. В связи с этим усиливается актуальность практической подготовки, которая должна проводиться в одобренных лабораторных и тренажерных комплексах морских учебных заведений.

1. Формулирование проблемы

Электрооборудование и электронные средства автоматики современного судна отличаются большой энергонасыщенностью и высоким уровнем автоматизации на базе современных компьютерных технологий управления. Наличие указанного силового оборудования и систем автоматизации принципиально изменили методику их технической эксплуатации, диагностику неисправностей, наладку. Практически все современные системы управления судовыми электроэнергетическими и навигационными комплексами интегрированы в единую общесудовую систему автоматизации, имеют гибкую систему перепрограммирования режимов работы. Все это многообразие и сложность задач обуславливают необходимость высокого уровня подготовки и эрудиции судового инженера для обеспечения необходимого уровня технического обслуживания современного электрооборудования и электронных средств автоматики.

Однако, большое количество практических задач и эксплуатационных ситуаций по управлению сложными судовыми электромеханическими системами и комплексами в силу объективных причин, связанных с режимом эксплуатации и обеспечением живучести и безопасности судна не могут рассматриваться в необходимом для современного специалиста объеме.

Таким образом, создание специализированных, реально функционирующих (не виртуально) и максимально приближенных к судовой конфигурации тренажерных комплексов на базе реального оборудования и современных микроконтроллерных технологий управления, позволит решить очень важные проблемы подготовки будущих судовых инженеров.

2. Возможности и состав оборудования тренажера

С целью соответствия подготовки судовых инженеров требованиям Манильской конвенции ПДНВ 2010 на кафедре судовой электромеханики и электротехники при поддержке мировых производителей электротехнической продукции, таких как Schneider Electric, Mitsubishi Electric, SELCO, отечественной электротехнической компании КСИМЕКС, а также Одесского морского тренажерного центра разработан тренажер судовой автоматизированной электростанции и тренажер микроконтроллерного управления судовыми электромеханическими системами.

Тренажер судовой автоматизированной электроэнергетической системы (далее САЭЭС) целиком укомплектован реальным оборудованием и предназначен для обучения курсантов и студентов морских учебных заведений, а также подготовки судовых специалистов (механиков и электромехаников) по управлению режимами работы и обслуживанию современных систем автоматизации электростанции. Тренажер обеспечивает подготовку по контролю и управлению генераторными агрегатами в ручном, полуавтоматическом и автоматическом режимах работы электростанции. Кроме комбинаций режимов контроля и управления в тренажере предусмотрена возможность имитации различных неисправностей, что позволяет сконцентрировать внимание обучаемого на работе системы автоматического управления в аварийных ситуациях и отработать действия вахтенного в условиях поиска, локализации и устранения неисправностей оборудования.

Тренажер САЭЭС состоит из главного распределительного щита (ГРЩ), трех основных и одного аварийного генераторных агрегатов, судовых потребителей электроэнергии и 15 пользовательских рабочих мест операторов.

В ГРЩ встроена система автоматического управления судовой электростанцией (Power Management System, PMS) на базе микроконтроллеров C6200 и M2500 фирмы SELCO. В составе ГРЩ имеется также секция высоковольтного оборудования 6,6 кВ.

Для дистанционного управления и контроля тренажером электростанции используется специальное программное обеспечение M-Vision (SCADA), посредством которого, можно управлять электростанцией в автоматизированном или автоматическом режимах работы, проследить за рабочими параметрами объектов управления с любого рабочего места. Компьютеры объединяются в сеть (15 рабочих мест), что дает возможность передачи управления тренажером в целом, или его локальным объектом любому обучаемому рекомендаций по изменению конструктивных решений.

M-Vision включает в себя следующие возможности:

1. Набор динамических мнемосхем и параметров тренажера.
2. Список аварий и событий в системе.
3. Тенденции – графические зависимости контролируемых параметров от времени.
4. Ведение баз данных аварий и параметров объекта в Microsoft access.
5. Отчеты о работе объектов управления – формирование запроса в базы данных.
6. Контроль подключения устройств к системе управления и мониторинга.
7. Вывод информации для удаленного анализа и на печать.

ГРЩ состоит из 8-ми секций (рис. 1, 2): двух секций синхронных генераторов (№1, №2); секции асинхронного генератора и регулирования реактивной энергии ($\cos\phi$); секции синхронизации и управления; секции потребителей №1 и аварийного генератора; секции потребителей №2 и высоковольтного трансформатора; секции питания с берега (от сети учебного корпуса); секции высоковольтного оборудования 6,6 кВ. В секции синхронизации и управления установлен секционный выключатель-разъединитель сборных шин ГРЩ, управляемый микроконтроллером C6200. В ГРЩ встроена система автоматического управления судовой электростанцией (Power Management System, PMS) на базе микроконтроллеров C6200 и M2500 фирмы SELCO. PMS состоит из четырех микроконтроллеров C6200, встроенных в каждую генераторную секцию.

Основная электростанция состоит из двух дизель-генераторных агрегатов модели GMS10PXS фирмы Powerlink Machine Co, номинальной мощностью 8 кВт, напряжением 380/220 В. Приводные двигатели синхронных генераторов № 1 и № 2 – дизели типа PX380G, 1500 об/мин, количество цилиндров – 4L, охлаждение водяное. Управление дизелями осуществляется микроконтроллерами M2500 фирмы SELCO, которые встроены в каждую секцию синхронного генератора. Синхронный бесщеточный генератор типа PI044E фирмы Stamford, третьим

основным генератором является асинхронный генератор (АГ) (типа АИР 100S4) с конденсаторным возбуждением мощностью 3,0 кВт, 220/380В, 50Гц; приводной двигатель АГ – асинхронный электродвигатель типа АИР 100 L4, мощностью 4,0 кВт. Для пита-

ния и управления приводным электродвигателем АГ в секции АГ установлен преобразователь частоты фирмы Schneider Electric Altivar 71. Аварийный дизель – генератор мощностью 5 кВт, типа GE188D с автоматикой дистанционного запуска.

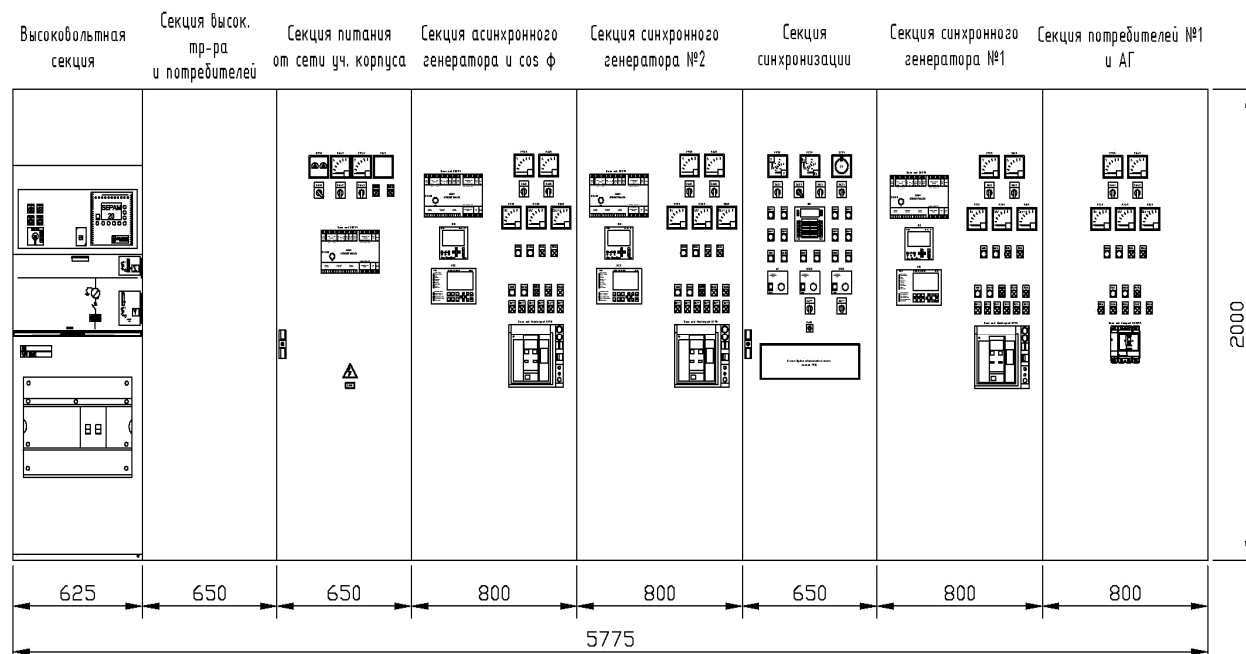


Рис. 1. Общий вид ГРЩ

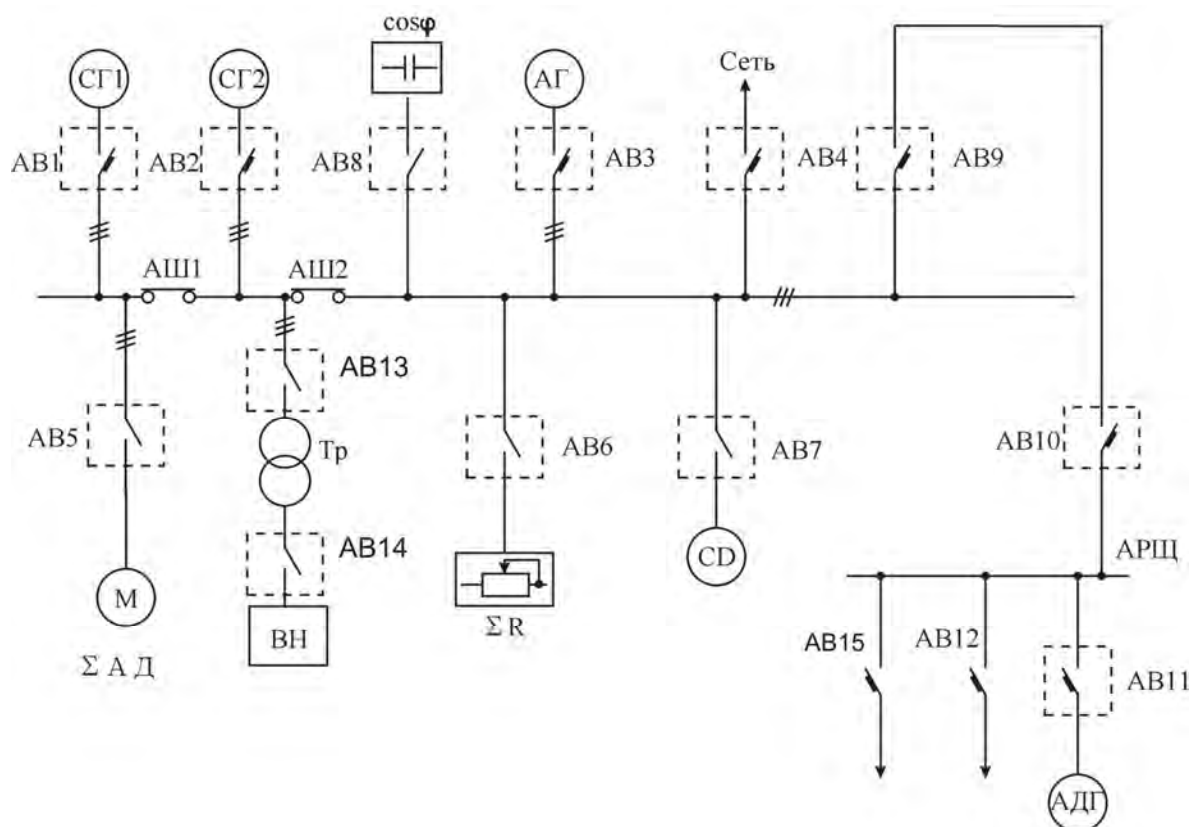


Рис. 2. Однолинейная схема ГРЩ

3. Основные задачи, решаемые на тренажере

1. Отработка навыков по работе с микроконтроллерами. Изучение инструкции оператора, структуры меню микроконтроллеров, кнопок управления и сигнальных светодиодов.

2. Изучение и практическая отработка действий оператора в различных режимах управления электростанцией. Аварийные сообщения и работа оператора с журналами аварий и событий.

3. Отработка действий оператора при работе с микроконтроллерами. Предоставление пароля доступа к настройкам параметров. Изучение особенностей настройки защит и параметров регуляторов.

4. Знакомство с программой для конфигурации микроконтроллеров. Настройка и мониторинг микроконтроллера с помощью сервисного программного обеспечения. Состав и загрузка файлов конфигурации в микроконтроллер. Подключение к микроконтроллерам и использование дополнительных устройств (панели оператора, удаленного дисплея, ПК).

5. Проработка вопросов подключения и настройки микроконтроллеров для решения задач автоматизации типовых электростанций. Изучение и настройка защит и параметров регуляторов. Детальное изучение различных режимов работы электростанции.

6. Изучение и настройка параметров коммуникационных протоколов обмена данными между микроконтроллерами, с контроллером двигателя, с системой дистанционного управления и мониторинга.

Указанные тренажеры спроектированы и для решения задач по углублению научной и научно-технической подготовки магистров, аспирантов и докторантов, проведения фундаментальных и прикладных исследований в отрасли эксплуатации морских транспортных средств по следующим научным направлениям:

1. Энергосбережение средствами судового автоматизированного электропривода.

2. Интеллектуальные системы управления судовыми автоматизированными комплексами.

3. Компьютерные технологии управления и мониторинга судовых энергетических установок.

4. Проблемы компенсации реактивной энергии судовой электроэнергетической установки.

Заключение

Будущий судовой инженер, изучив реально функционирующее, достаточно сложное оборудование, получает очень мощный аппарат, позволяющий эффективно реализовывать требуемые функции управления, технической эксплуатации и т.п. Весьма важной является возможность решать с помощью тренажерных комплексов задачи не только активного и пассивного мониторинга различного судового оборудования, но и задачи диагностики, параметризации, что весьма актуально для современного инженера. Это, несомненно, повысит безопасность эксплуатации оборудования, а также позволит оперативно решать конкретные инженерные задачи.

Программа тренажерной подготовки полностью охватывает минимальные компетенции, знания, понимания и профессионализм, указанные в разделе А-III/6 Международной Конвенции STCW 2010 для судовых электромехаников и разделов А-III/1, А-III/2, А-III/3 – для судовых механиков [2].

Время обучения в подобных специализированных, реально функционирующих и максимально приближенных к судовой конфигурации тренажерных комплексах может быть зачтено в общем 12-ти месячном цензе практической подготовки. Это тем более важно, если иметь в виду, что в судовых условиях не всегда есть возможность имитации всевозможных аварийных ситуаций и режимов.

Литература

1. Ланчуковский В.И. Безопасное управление судовыми энергетическими установками: учебник / В.И. Ланчуковский. – Одесса: Астропринт, 2004. – 232 с.
2. International Convention on standards of training, certification and watchkeeping for seafarers, 1978 (STCW 1978). – London: IMO, 2011. – 296 p.

Поступила в редакцию 18.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проректор по научно-педагогической работе В.Н. Захарченко, Одесская Национальная морская академия, Одесса, Украина.

ТРЕНАЖЕР СУДНОВОЇ АВТОМАТИЗОВАНОЇ ЕЛЕКТРОЕНЕРГЕТИЧНОЇ СИСТЕМИ

М.Й. Муха, А.О. Дранкова, В.М. Волошин, О.Р. Миська, С.А. Дудко

Представлений тренажер суднової автоматизованої електроенергетичної системи, призначений для спеціальної професійної підготовки суднових електромеханіків та механіків по експлуатації суднового електрообладнання і засобів автоматизації. Тренажер забезпечує адекватне відображення експлуатаційних ситуацій по технічному використанню реального суднового обладнання та підготовку по моніторингу, контролю і управлінню генераторними агрегатами в ручному, напівавтоматичному і автоматичному режимах роботи електростанції, контролю та управлінню електромеханічними системами, а також вирішенню задач параметрування, візуалізації і таке інше. Крім цього в тренажерах передбачена можливість імітації різноманітних неполадок, що дозволяє зосередити увагу слухачів на роботі системи автоматичного управління в аварійних ситуаціях і відпрацювати їх дії в умовах пошуку, локалізації і усунення неполадок обладнання.

Ключові слова: суднова автоматизована електроенергетична система, мікроконтролерні технології управління, дизель-генераторні агрегати, головний розподільний щит, суднові електромеханічні системи.

TRAINER OF SHIP AUTOMATED ELECTROENERGY SYSTEM

N.I. Mukha, A.O. Drankova, V.N. Voloshin, A.R. Miska, S.A. Dudko

The trainer of ship automated electroenergy system, intended for the special professional preparation of ship electricians and mechanics on exploitation of ship electrical equipment and facilities of automation, is presented. A trainer provides adequate reproduction of operating situations on the technical use of the real ship equipment and preparation on monitoring, control and management generator asms in the hand, automated and automatic modes of operations of power-station, to control and management the electromechanics systems, and also to the decision of tasks of параметрирования, visualizations etc. Except for it possibility of imitation of different disrepairs is foreseen in trainers, that allows to attract attention taught at work of the system of automatic control in emergency situations and to work actions watch in the conditions of search, localization and debugging of equipment.

Key words: ship automated electroenergy system, PLC technologies of management, diesel-generator sets, main switchboard, ship electromechanics systems.

Муха Николай Иосифович – доцент кафедры судовой электромеханики и электротехники Одесской Национальной морской академии, Одесса, Украина, e-mail: nm52@mail.ru.

Дранкова Алла Олеговна – доцент кафедры судовой электромеханики и электротехники Одесской Национальной морской академии, Одесса, Украина, e-mail: drankova64@mail.ru.

Волошин Виктор Николаевич – аспирант кафедры судовой электромеханики и электротехники Одесской Национальной морской академии, Одесса, Украина, e-mail: v_v84@ukr.net.

Миська Александр Романович – аспирант кафедры судовой электромеханики и электротехники Одесской Национальной морской академии, Одесса, Украина, e-mail: sanya-taku@rambler.ru.

Дудко Сергей Анатольевич – ассистент кафедры судовой электромеханики и электротехники Одесской Национальной морской академии, Одесса, Украина, e-mail: daserjo@rambler.ru.

УДК 531.004

Ю.П. ЛЕЩЕНКО*Національний авіаційний університет, Київ***СИНТЕЗ СТРУКТУРИ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОГО ВИМІРЮВАЛЬНОГО РОБОТА**

Наведено огляд розвитку робототехніки, склад і класифікація роботів. На основі всього викладеного матеріалу наведено функціональну, а також структурну схеми інтелектуального вимірювального робота та описано функціональне призначення його основних складових частин. Підкреслено значущість застосування інтелектуальних вимірювальних роботів і переваги їх використання. Описано чому у сучасному суспільстві, коли спостерігається тенденція до мініатюризації виробів все частіше використовуються вимірювальні роботи. Також описано можливості сучасних вимірювальних роботів. Наведено напрямки розвитку та основні параметри роботи інтелектуальних вимірювальних роботів.

Ключові слова: інтелектуальні вимірювальні роботи, база даних, база знань, вимірювальний наконечник, інтелектуальні інформаційні системи.

Постановка проблеми

Тенденція до мініатюризації багатьох виробів у таких галузях, як робототехніка або імплантологія в медицині, призвели до розширення виробництва мікрокомпонентів. З цієї причини зростає потреба у підвищеній точності виробів малих розмірів, у розробці методик перевірки геометрії мікродеталей, причому що випускаються досить великими партіями.

Зменшення розмірів і допусків призводить до більш жорстких технічних вимог до вимірювальних роботів і їх сенсорики. Саме тому важливим питанням сучасної робототехніки є розробка інтелектуальних вимірювальних роботів та покращення їх характеристик.

Аналіз останніх досліджень і публікацій показує, що універсальність роботів дозволяє автоматизувати принципово будь-які операції, які виконуються людиною, а швидкість перебудови на виконання нових операцій при освоєнні нової продукції або інших вимірів на виробництві зберігає у автоматизованого за допомогою роботів виробництва ту ж гнучкість, яку на сьогодні мають лише виробництва, які обслуговуються по безлюдній технології [1].

Застосування датчиків зовнішньої обстановки дозволяє здійснювати гнучку взаємодію робота із зовнішнім середовищем. Такий спосіб функціонування значно відрізняється від програмного, при якому вимірювальний робот виконує послідовність повторюваних заздалегідь заданих операцій. Розвиток технології чуття, що дозволяють надати вимірювальному роботу елементів інтелекту, є важливим напрямком у області робототехніки [2].

Робототехнічне обладнання для автоматичного випробовування і контролю необхідне для автоматично повторювальних випробовувань промислового обладнання [3].

Цілями інтелектуальних інформаційних технологій є, по-перше, розширення кола задач, що вирішуються за допомогою комп'ютерів і, по-друге, підвищення рівня інтелектуальної інформаційної підтримки сучасного спеціаліста.

Ключовим компонентом наукового фундаменту інтелектуальних інформаційних технологій є штучний інтелект [4]. На сьогодні актуальним є застосування інтелектуальних технологій саме у вимірювальних роботах, адже це дасть можливість у процесі вимірювання всі операції, які виконує людина, перекласти на вимірювальний робот.

Метою роботи є синтез структури інтелектуального вимірювального робота, а також показати переваги використання та перспективи вимірювальних роботів.

Основний матеріал досліджень

На рис.1 показано функціональну схему робота. У загальному вигляді вона включає виконавчі системи – маніпуляційну (один або декілька маніпуляторів) та пересування, інформаційно-керуючу, сенсорну, що дає інформацію про навколишнє середовище і систему зв'язку з оператором, а також з іншими підсистемами, що взаємодіють з роботом.

Типова структура вимірювального робота показана на рис. 2.

Датчики Д служать для визначення варіацій параметрів у ланцюгу 1 і шарнірі 2 вимірювальної головки 3. У якості вимірювального наконечника 3 може бути датчик ємнісний, індуктивний, оптиковолокноний або акустичний. Вимірювальна головка є одним з основних елементів вимірювального робота, тому що її похибка безпосередньо входить в результат вимірювання.

Функціональні можливості вимірювальної головки багато в чому визначають функціональні можливості вимірювального робота, класи поверхонь і обсяг параметрів виробів, доступні для контролю. Вимірювальна головка дає первинну вимірювальну інформацію, на основі якої визначаються розміри деталі. Ця інформація може бути отримана або у вигляді фактичних координат точок поверхні, що перевіряється або у вигляді відхилень цих координат від заданих в певному напрямку.

Бази даних та знань містять інформацію про послідовність дій, позиції і час виконання операцій, набір можливих об'єктів, зразкових значень.

Система управління вимірювального робота побудована на базі вбудованого персонального комп'ютера, що виконує в реальному масштабі часу наступні операції:

- планування траєкторій переміщення маніпуляторів на основі даних з креслення поверхні;
- управління виконавчими приводами;
- обробка інформації з датчиків переміщення маніпуляторів;
- обробка інформації з системи контролю геометричних розмірів поверхні і корекція траєкторії переміщення маніпуляторів.

Із застосуванням вимірювальних роботів підвищується точність і достовірність результатів вимірювання.

Використання принципів оперативного та діалогового програмування дало можливість застосування їх як універсального засобу контролю в одиничному і серійному виробництвах.

У вимірювальних роботах використовується координатний метод вимірювання, що зводиться до послідовного знаходження координат низки точок виробу і подальшого розрахунку розмірів, відхилень розміру, форми й розташування у відповідних системах координат.

Інтелектуальні вимірювальні роботи здатні контролювати деталі з різноманітними поверхнями. Їх використання дало змогу значно спростити метрологічну підготовку виробництва нового виробу. Сучасні інтелектуальні вимірювальні роботи здатні виміряти практично будь-які складні поверхні і деталі в цілому. За протоколом, який видає вимірювальний робот, вирішується питання про точність параметрів деталі, такий протокол може слугувати атестатом якості.

У розвитку інтелектуальних вимірювальних роботів можна виділити три напрями:

створення вимірювальних роботів антропо-морфної конструкції з хорошими маніпуляційними

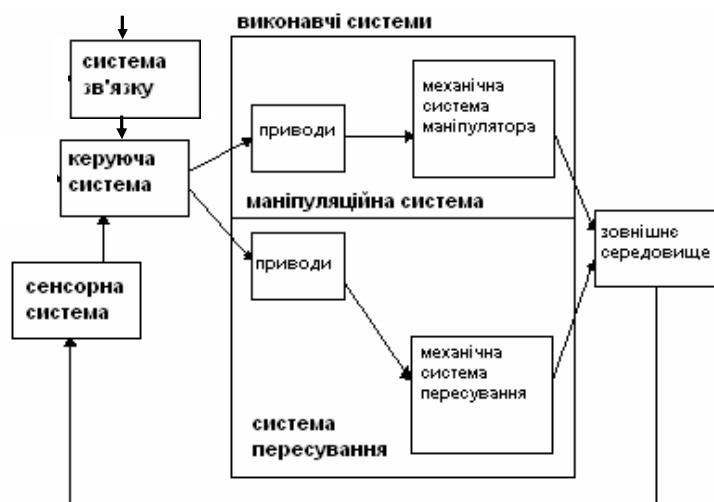


Рис. 1. Структурна схема вимірювального робота

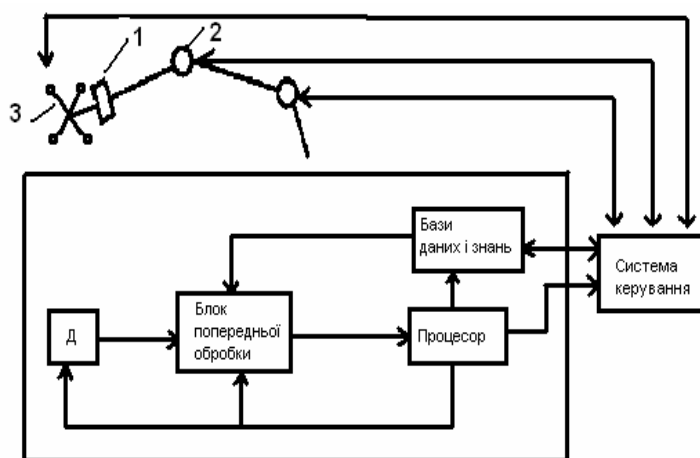


Рис. 2. Структурна схема вимірювального робота

властивостями, а також застосування універсальних промислових роботів, обладнаних вимірювальними головками;

створення простих по конструкції вимірювальних роботів з ортогональними направляючими (такі роботи хоча і не володіють високими маніпуляційними властивостями антропоморфних роботів, однак дозволяють виробникам вимірювати складні деталі шляхом одночасної роботи декількох роботів в одній вимірювальній установці);

створення вимірювальних роботів традиційних компоновань з підвищеними маніпуляційними властивостями шляхом нарощування числа керованих координат до 5-6 (наприклад, вбудовуванням керованих по декількох координатах вимірювальних головок).

Основними параметрами інтелектуальних вимірювальних роботів є: швидкість, точність, вихідна потужність маніпулятора, розмір робочої зони. Параметри, що характеризують технічний рівень інтелектуальних вимірювальних роботів, такі число степенів вільності, надійність, способи і час програмування.

Висновки

Саме поняття інтелектуалізації могло виникнути і набути реального змісту тільки на певному етапі мінітюаризації перш за все у вимірювальній техніці.

Інтелектуальні вимірювальні роботи повинні бути обладнані певними датчиками відчуття, щоб вони могли успішно виконувати завдання, обходячись без втручання людини. Це не означає, що мають бути органи відчуття як у людини.

Вимірювальний робот може сприймати радіохвилі, ультразвукові коливання, ультрафіолетове випромінювання або електричні сигнали шляхом приєднання певних датчиків, що даватимуть на виході певний електричний сигнал.

Сучасні вимірювальні роботи дозволяють проводити виміри деталі і відразу ж виводить протокол результату. Керувати роботою механізму допомагає персональний комп'ютер. Перевага їх ще і в тому, що вони «запам'ятовують» параметри деталі.

При необхідності подальших замірів чутливий щуп підводять до контрольної точки, і далі робот працює в автоматичному режимі. Таким чином, виключається людський фактор.

Вимірювальні роботи дозволяють виконувати роботи у важкодоступних (морське дно, космос і т.п.) і небезпечних для здоров'я (запиленість простору,

радіація, вибухонебезпечність, загазованість і т.п.) місцях, скоротити трудомісткі та контрольні операції. Для вимірювання складних поверхонь, до яких не пред'являються підвищені вимоги до точності вимірювань (трубопроводи складної просторової конфігурації, корпуси автомобілів, прес-форми у взуттєвій промисловості, скульптури та ін.), ефективними є вимірювальні роботи антропоморфної схеми. Характерним прикладом такої конструкції є вимірювальний робот з сімома ступенями рухливості, виконаний у вигляді легкої трубчастої конструкції. Відмінними рисами цих вимірювальних роботів є високі маніпуляційні можливості і найбільший робочий простір при відносно невеликих розмірах конструкції.

Література

1. Юревич Е.И. Основы робототехники / Е.И. Юревич. – 2-е изд., перераб. и доп. – СПб.: БХВ-Петербург, 2005. – 416 с.
2. Фу К. Робототехника / К. Фу, Р. Гонсалес, К. Ли. – М.: Мир, 1989. – 620 с.
3. Янг Дж.Ф. Робототехника / Дж.Ф. Янг. – Л.: Машиностроение, 1979. – 304 с.
4. Башмаков А.И. Интеллектуальные информационные системы / А.И. Башмаков, И.А. Башмаков. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 303 с.

Надійшла до редакції 1.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедри В.П. Квасніков, Національний авіаційний університет, Київ.

СИНТЕЗ СТРУКТУРЫ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО РОБОТА

Ю.П. Лещенко

Представлен обзор развития робототехники, состав, параметры и классификация роботов. На основе всего изложенного материала приведены функциональная, а также структурная схемы интеллектуального измерительного робота и описаны функциональное назначение его основных составных частей. Отмечена значимость применения интеллектуальных измерительных роботов и преимущества их использования. Описано, почему в современном обществе, когда наблюдается тенденция к минитюаризации изделий, все чаще используются измерительные роботы. Также описаны возможности современных измерительных роботов. Приведены направления развития и основные параметры работы интеллектуальных измерительных роботов.

Ключевые слова: интеллектуальные измерительные роботы, база данных, база знаний, измерительный наконечник, интеллектуальные информационные системы.

SYNTHESIS OF THE STRUCTURE OF INTELLIGENT MEASURING ROBOT

Y.P. Leschenko

Provides an overview of the development of measuring robots, composition, parameters and classification of robots. On the basis of the material presented are functional and structural scheme of intellectual measuring robot and describes the functionality of its main components. The significance of the use of intelligent robots the benefits of their use. Explained why in today's society are increasingly used measuring robots. Also describes the features of modern measuring robots. The directions of development and the basic parameters works of the intelligent measurement robots.

Key words: intelligent measuring robots, database, knowledge base, measuring tip, intelligent information systems.

Лещенко Юлія Павлівна – аспірантка Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: ulial@inbox.ru.

УДК 004.89.004.3

С.С. МИХНЕВ

Национальный авиационный университет, Украина

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ ГИБРИДНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ МОБИЛЬНЫМ РОБОТОМ

Приведена обобщенная структура системы управления автономным мобильным роботом и структуры информационного обмена робота с внешней средой. Выделены классы неопределенности входной информации, поступающей в процессе информационного обмена мобильного робота с внешней средой. Проведен анализ задач системы управления требующих применения методов искусственного интеллекта. Предложена структура интеллектуальной гибридной системы управления автономным мобильным роботом, которая содержит элементы нейросетевых технологий, нечеткой логики и генетических алгоритмов.

Ключевые слова: автономный мобильный робот, система управления, гибридные интеллектуальные системы.

Введение

Современный уровень развития информационных технологий и технологий искусственного интеллекта позволяет применять достижения в этих областях в робототехнике для создания интеллектуальных автономных мобильных роботов (АМР). Такой подход позволяет решать класс задач, требующих «интеллектуальной» обработки информации в условиях неопределенности.

В работах [1, 2] рассмотрены обобщенные структуры информационной системы управления интеллектуальным роботом. На базе подобных структур возможна разработка интеллектуальных систем управления АМР с учетом особенностей их целевого назначения и режимов функционирования. При этом актуальной проблемой является обеспечение для АМР адекватной реакции и возможности принять решение в ходе выполнения задач на неопределенные ситуации.

При разработке АМР для систем экстремальной робототехники, также следует учитывать риски возникающие в ходе функционирования АМР.

Целью данной статьи является разработка новой структуры интеллектуальной системы управления АМР. Для достижения цели необходимо решить следующие задачи:

1. Описать проблемы информационного взаимодействия АМР и окружающего мира.
2. Выполнить анализ задач, требующих «интеллектуального» решения.
3. Выполнить сравнительный анализ технологий искусственного интеллекта, применимых для решения задач из пункта 2.

4. По результатам анализа разработать прототип структуры интеллектуальной системы управления мобильным роботом.

1. Схема информационного взаимодействия АМР и внешней среды

Обобщенная схема взаимодействия АМР и внешней среды представлена на рис. 1.

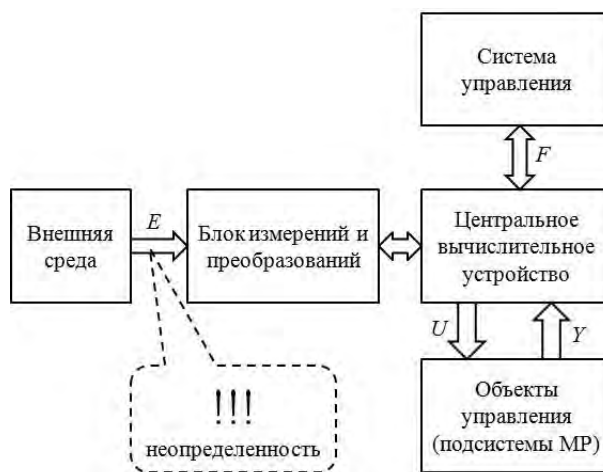


Рис. 1. Схема информационного взаимодействия АМР и внешней среды

На рис. 1 введены следующие обозначения: Y – вектор измеряемых параметров АМР; U – вектор управляющих воздействий; E – вектор внешних возмущений; F – вектор целей функционирования интеллектуальной системы управления.

Блок измерений и преобразований можно представить как упрощенную схему, приведенную на рис. 2.

При рассмотрении данной структуры следует учесть, что на подсистему восприятия поступает большой объем разнотипной информации от датчиков различных типов: зрительных, слуховых, тактильных, температурных, лазерных или ультразвуковых дальномеров и других более специализированных датчиков.



Рис. 2. Упрощенная структура блока измерений и преобразований

Под синтаксисом понимается структура в пространстве и во времени этой разнотипной информации. Под семантикой – результат ее восприятия как множества возможных типовых ситуаций или образов, требующих какой-либо дальнейшей обработки. Под миром понимается описание окружения робота как результат работы его подсистемы восприятия. Упрощенная структура ядра системы управления представлена на рис. 3.

Ядро системы управления содержит две составляющие: подсистема данных/знаний и подсистема планирования. В первой подсистеме содержатся исходные и приобретаемые в ходе выполнения миссии данные, которые используются в качестве исходных данных при формировании реакции и поведения АМР в подсистеме планирования.

Особого внимания заслуживает форма и характер информации, которая содержится в векторе данных от внешней среды (векторе возмущений) E. В условиях реального функционирования эта информация может содержать неопределенность, которая в конечном итоге не позволяет использовать классические строгие формальные схемы вычислений для корректировки целей функционирования АМР на стратегическом уровне.

Особенностью АМР, являющихся экземплярами, которые относятся к экстремальным робо-

тотехническим системам, является необходимость подсистемы предварительного анализа рисков при автономном синтезе алгоритма поведения. Это усложняет состав подсистемы планирования, т.к. возникает необходимость выполнения многокритериальной оптимизации в условиях возможной неопределенности ситуации или априорных данных, которые АМР использует при выполнении миссии.

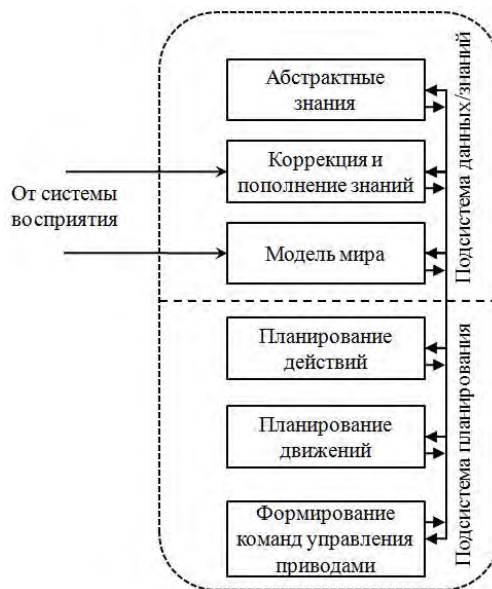


Рис. 3. Упрощенная схема ядра системы управления интеллектуального АМР

Для выбора подходящего математического аппарата реализации системы управления АМР необходимо привести классификацию неопределенности входных данных от внешней среды. За основу можно взять классификационное дерево неопределенностей [3] приведенное на рис. 4.

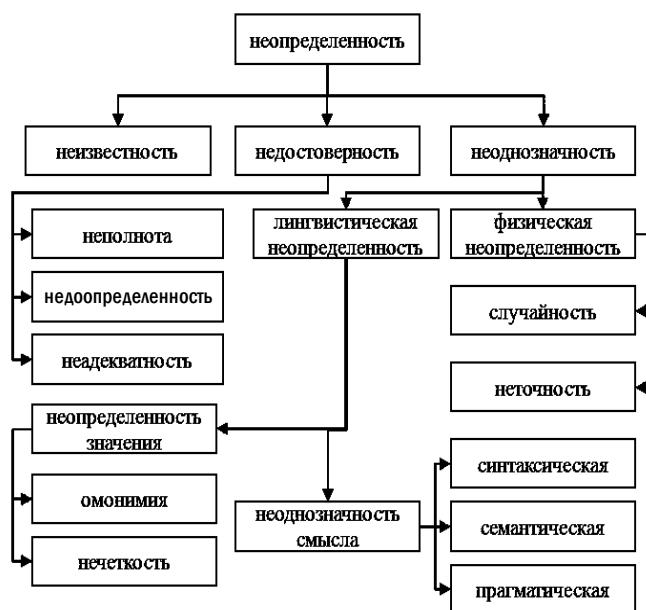


Рис. 4. Классификация неопределенностей

2. Перечень «интеллектуальных» задач для автономного мобильного робота

Для обеспечения успешного функционирования АМР применяются средства, алгоритмы и методы искусственного интеллекта, прежде всего, для решения следующих задач [2]:

- обработка сенсорной информации;
- формирование моделей внешней среды;
- принятие решений и планирование поведения;
- управление движением;

Применение методов искусственного интеллекта для решения вышеуказанных задач связано, прежде всего, с развитием иерархической структуры модели среды путем формирования все более обобщенных уровней ее представления путем перехода от образов внешней среды, непосредственно воспринимаемых сенсорами системы, к все более абстрактным образам и понятиям. Следствие этого — расширение функциональных возможностей робота благодаря автономному решению все более сложных неалгоритмизируемых интеллектуальных задач, включая самоусовершенствование в процессе активного взаимодействия с внешней средой при решении этих задач.

Методы искусственного интеллекта применяют в системах управления не только в общесистемных контурах управления, но и для решения различных локальных задач отдельных подсистем робота наравне с адаптивными методами.

При более подробном рассмотрении задач, которые требуют применения методов искусственного интеллекта можно выделить следующие составляющие подзадачи.

Обработка сенсорной информации: распознавание образов; учет и уменьшение неопределенности согласно классификации на рис. 4.

Формирование моделей внешней среды: кластеризация; сопоставление с определением достоверности; аппроксимация.

Принятие решений и планирование поведения: многокритериальная оптимизация; оценка рисков.

3. Обзор методов искусственного интеллекта

С самого начала исследований в области моделирования процесса мышления выделились два направления: логическое и нейрокибернетическое.

Первое основано на выявлении и применении в интеллектуальных системах различных логических и эмпирических приемов (эвристик), которые применяет человек для решения каких-либо задач.

С появлением концепций "экспертных систем" (ЭС) это направление вылилось в научно-технологическое направление информатики "инженерия знаний", занимающееся созданием "систем, основанных на знаниях" (Knowledge Based Systems).

Второе направление - нейрокибернетическое - основано на построении самоорганизующихся систем, состоящих из множества элементов, функционально подобных нейронам головного мозга.

Логическое направление можно рассматривать как моделирование мышления на уровне сознания или вербального мышления. Его достоинствами являются:

- возможность относительно легкого понимания работы системы;
- легкость отображения процесса рассуждений системы на ее интерфейс с пользователем на естественном языке или каком-либо формальном языке;
- достижимость однозначности поведения системы в одинаковых ситуациях.

Недостатками этого подхода являются:

- трудность и неестественность реализации нечетких знаков (образов);
- сложность реализации адекватного поведения в условиях неопределенности (недостаточности знаний, зашумленности данных, не точно поставленной цели и т.п.);
- трудность и неэффективность распараллеливания процесса решения задач.

Нейрокибернетическое направление можно рассматривать как моделирование мышления на подсознательном уровне. Его достоинства - это отсутствие недостатков, свойственных логическому направлению, а недостатки - отсутствие его достоинств. Еще одним достоинством в случае аппаратной реализации нейронной сети является ее живучесть, т.е. способность сохранять приемлемую эффективность решения задачи при выходе из строя элементов сети. Это свойство нейронных сетей достигается за счет избыточности.

В случае программной реализации структурная избыточность нейронных сетей позволяет им успешно работать в условиях неполной или зашумленной информации.

Среди основных методов искусственного интеллекта наиболее часто применяются: экспертные системы; искусственные нейронные сети; нечеткие системы; генетические алгоритмы.

В работе [4] приведено множество примеров смешанного применения данных методов, например нечетких нейросистем или нейросистем с генетической настройкой или элементами самоорганизации на эволюционных алгоритмах. Комбинированное применение позволяет достигать более аде-

кватных и лучших результатов при решении поставленных задач [4]. В начале 90-х годов XX-го века появилось новое направление гибридных интеллектуальных систем, которое позволило добавить использование аналитических и имитационных статистических моделей к смешанным интеллектуальным методам. Это позволило уменьшить влияние недостатков всех вышеуказанных методов и подчеркнуть их достоинства, что в свою очередь позволяет решать за достаточно короткое время задачи выделенные в разделе 2 данной статьи.

4. Прототип гибридной интеллектуальной системы управления мобильным роботом

В качестве улучшения схемы приведенной на рис. 1, возможно применение результатов анализа в разделах 1-3 в виде создания гибридного интеллектуального центрального вычислительного устройства, включающего следующие блоки: блок нечеткого вывода, нейросетевой блок, генетический блок, контроллер данных.

Блоки предполагается объединить общей информационной шиной с передачей данных между ними через контроллер данных в унифицированном формате с описанием данных высокого уровня на базе объектно-ориентированного подхода.

Заключение

Для решения задачи обработки сенсорной информации предлагается использовать аппарат нейронечетких систем, для задачи формирования модели внешней среды предлагается использовать аппарат геометрического моделирования, нечеткой логики, нейросетевые методы. Задачи оптимизации предлагается решать с помощью аппарата генетических алгоритмов. Объединение методов искусственного интеллекта предлагается сделать на уровне вычислительного блока системы управления с разработкой унифицированного объектно-ориентированного формата данных.

Литература

1. Гаврилов А.В. Системы искусственного интеллекта / А.В. Гаврилов. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2001 – Ч. 1. – 67 с.
2. Юревич Е.И. Основы робототехники / Е.И. Юревич. – 2-е изд., перераб. и доп. – СПб.: БХВ-Петербург, 2005. – 416 с.
3. Пономарев О.С. Нечеткие множества в задачах автоматизированного управления и принятия решения: учебное пособие / О.С. Пономарев. – Х.: НТУ «ХПИ», 2005. – 232 с.
4. Рутковская Д. Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы / Д. Рутковская, М. Пилинский, Д. Рутковский. – М.: Горячая линия-телеком, 2006. – 457 с.

Поступила в редакцию 1.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой ИТ В.П. Квасников, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

ІНТЕЛЕКТУАЛЬНА ГІБРИДНА СИСТЕМА КЕРУВАННЯ МОБІЛЬНИМ РОБОТОМ

С.С. Міхнев

Наведена узагальнена структура системи керування автономним мобільним роботом і структури інформаційного обміну робота з зовнішнім середовищем. Виділено класи невизначеності вхідної інформації, що надходить у процесі інформаційного обміну мобільного робота з зовнішнім середовищем. Проведено аналіз завдань системи керування які вимагають застосування методів штучного інтелекту. Запропоновано структуру інтелектуальної гібридної системи керування автономним мобільним роботом, яка містить елементи нейромережевих технологій, нечіткої логіки та генетичних алгоритмів.

Ключові слова: автономний мобільний робот, система керування, гібридні інтелектуальні системи.

HYBRID INTELLIGENT CONTROL SYSTEM FOR MOBILE ROBOTS

S.S. Mikhnev

The generalized structure of an autonomous mobile robot control system and structure of information exchange for robot and the environment are presented. The classes of uncertainty of input information supplied to the process of information exchange mobile robot with the environment. The analysis of problems requiring the use of control systems of artificial intelligence is given. The structure of the hybrid system of intellectual control of autonomous mobile robot, which contains elements of neural networks, fuzzy logic and genetic algorithms is proposed.

Key words: autonomous mobile robot, control system, hybrid intelligent systems.

Михнев Сергей Сергеевич – аспирант, каф. ИТ, Национальный авиационный университет, Киев, Украина, e-mail: mss-keem@yandex.ru.

УДК 629.179.13

М.В. ШЕВЧЕНКО, С.В. ЕПИФАНОВ

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

МЕТОД ГЛАВНЫХ КОМПОНЕНТ В РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ КОСВЕННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ ГТД

Рассмотрена проблема оценивания отклонений неизмеряемых параметров ГТД путем статистического анализа отклонения измеряемых параметров в условиях изменения технического состояния двигателя и недостатка информации об этом изменении, обусловленном ограниченными возможностями измерительной системы. В качестве исследуемого неизмеряемого параметра рассмотрена тяга. Для системы линейных уравнений, описывающих объект, составлена матрица плана и выявлена мультиколлинеарность ее элементов. Для решения проблемы рассмотрена процедура, основанная на использовании главных компонент, позволяющая получить устойчивые смещенные оценки. В качестве объекта исследования рассмотрен ТРДД с пятью измеряемыми параметрами и двадцатью тремя параметрами, характеризующими изменение технического состояния. С помощью нелинейной поузловой модели исследуемого объекта смоделированы дефекты проточной части, имитирующие изменение технического состояния, получены оценки отклонения исследуемого параметра и выполнено их сравнение с результатами, полученными с помощью нелинейной модели. Определены погрешности оценивания.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, диагностирование, тяга, корреляционная матрица, статистическая оценка, главные компоненты.

Список обозначений

А – параметр расхода через СА турбины;
G – массовый расход;
Н – матрица коэффициентов влияния;
n – частота вращения;
Р – тяга;
р – давление;
Т – температура;
У – измеряемые параметры проточной части;
 δ – относительное отклонение параметра;
 η – КПД;
 μ – коэффициент расхода;
 σ – коэффициент восстановления полного давления;
 θ – параметры характеристик узлов;
 φ – коэффициент скорости.

Список индексов

В – каскад вентилятора;
ВД – каскад высокого давления;
вх – вход в компрессор;
в – воздух;
г – газ;
К – компрессор;
пр – приведенное значение параметра;
СД – каскад среднего давления;
С1 – реактивное сопло внутреннего контура;
С2 – реактивное сопло наружного контура;
Т – турбина;
т – топливо.

Введение

Современные стратегии эксплуатации газотурбинных силовых установок основываются на информации об их текущем техническом состоянии. Для полного представления о причинах и характере изменения технического состояния проточной части двигателя необходимо определять характеристики узлов и анализировать их изменение. Для этого необходимо знать полную температуру, полное и статическое давление на входе и выходе из каждого узла, а для компрессоров и турбин – частоты вращения роторов. На практике большая часть этой информации недоступна. Помимо недостатка информации, как правило, наблюдаются шум и отклонения показаний датчиков, связанные с их погрешностями.

Поэтому при определении технического состояния двигателей контролируются интегральные параметры. Для турбореактивных двигателей таковыми являются тяга и удельный расход топлива. Однако в полете эти параметры не измеряются и их значения необходимо оценивать.

Известно несколько методов, позволяющих при диагностировании оценивать параметры двигателя в условиях недостатка измерений. Во введении к работе [1] проанализированы подобные методы. К этим методам можно добавить робастный фильтр Калмана, устойчивый к выбросам в данных. Но известно [2, 3], что чем устойчивее

фильтр, тем менее точна полученная с его помощью оценка, и наоборот – чем точнее оценка, тем менее устойчив фильтр. В работах [2, 3] обнаружена еще одна проблема этих фильтров – низкая точность при изменении КПД узлов. Таким образом, ни один из существующих методов не решает проблему оценивания неизмеряемых параметров в условиях изменения технического состояния с достаточной степенью точности и устойчивости. Существуют также алгоритмы, позволяющие оценивать значения тяги и других параметров непосредственно в полете путем сочетания фильтра Калмана с нелинейной динамической моделью [4]. Однако для реализации такого алгоритма необходимы мощные вычислительные средства. В известных работах нет информации о точности этих алгоритмов в случае изменения технического состояния двигателя.

Итак, проблема разработки алгоритмов для определения отклонений неизмеряемых параметров двигателей в условиях изменения технического состояния в настоящее время не имеет однозначного решения и требует специальных исследований.

1. Постановка задачи

1.1. Влияние дефектов на интегральные параметры ГТД

Примером неизмеряемого важного для оценки технического состояния двигателя параметра является тяга. Отклонение дроссельной характеристики для тяги от исходной характеристики является признаком

изменения технического состояния двигателя. Оно является результатом комплексного изменения параметров проточной части. В данной работе предлагается выполнить анализ влияния изменения технического состояния газотурбинного двигателя на изменение его параметров и на примере тяги предложить алгоритм определения значений неизмеряемых параметров.

В качестве примера рассмотрен трехвальный турбореактивный двухконтурный авиационный двигатель без смешения потоков типа Д-436-148. Обычно изменение тяги таких двигателей, имеющих большую степень двухконтурности, оценивают по изменению частоты вращения вентилятора, предполагая, что связь между этой частотой и тягой инвариантна, то есть не зависит от технического состояния двигателя. Для проверки этого предположения с помощью нелинейной поузловой термогазодинамической модели получена дроссельная характеристика тяги в диапазоне режимов от малого газа до взлетного при заданных базовых характеристиках узлов. Затем задано смещение характеристики вентилятора по приведенному расходу воздуха на 1% ниже исходного значения и снова рассчитаны значения тяги. Таким же образом были выполнены расчеты при снижении на 1% коэффициента скорости сопла наружного контура и коэффициента восстановления полного давления во входном устройстве, а также при совместном ухудшении указанных характеристик. Результаты представлены на рис. 1.

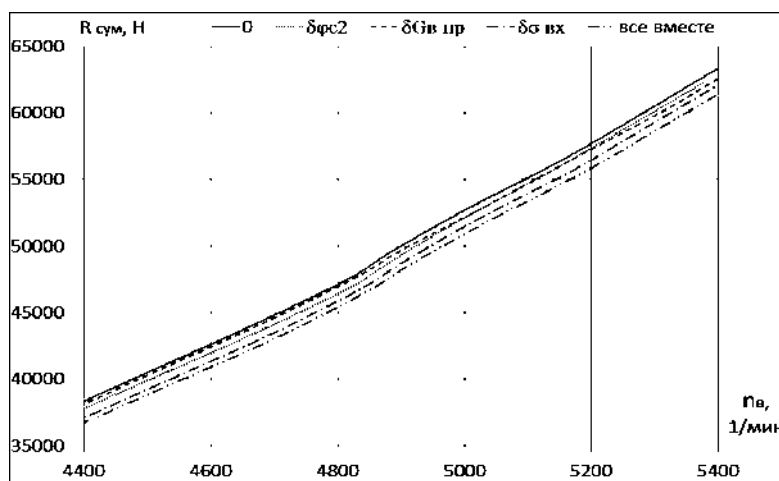


Рис. 1. Зависимость тяги от частоты вращения ротора вентилятора

Из рис. 1 видно, что при рассмотренных небольших изменениях характеристик узлов зависимость тяги двигателя от частоты вращения вентилятора изменяется от 1 до 4%. Значит, для определения значения тяги в эксплуатации недостаточно использовать ее зависимость от частоты вращения вентилятора, полученную при базовых характеристиках уз-

лов – необходимо также учитывать влияние изменения технического состояния. Это относится и к другим зависимостям между неизмеряемыми и измеряемыми параметрами двигателя. Таким образом, для анализа технического состояния двигателя в эксплуатации необходим алгоритм учета влияния изменения технического состояния на зависимость тяги (и дру-

гих неизмеряемых параметров) двигателя от измеряемых параметров рабочего процесса.

В работе [5] нами представлен обзор способов измерения тяги и показано, что ни один из этих способов не обеспечивает учет изменения тяги с изменением технического состояния силовой установки в процессе эксплуатации.

1.2. Исходные данные

Техническое состояние узлов рассматриваемого двигателя описывается $m = 23$ параметрами $\bar{\theta}$, относительные отклонения $\delta\bar{\theta}$ которых характеризуют изменение технического состояния узлов.

Признаками состояния являются относительные отклонения $\delta\bar{Y}$ $n = 5$ измеряемых параметров от нормальных значений. Шестой измеряемый параметр (в данной работе суммарная степень повышения давления в компрессоре) используется как аргумент модели нормального состояния.

Связь признаков состояния с параметрами технического состояния узлов описывается линейной моделью

$$\delta\bar{Y} = H \cdot \delta\bar{\theta}, \quad (1)$$

где H – ($n \times m$) – матрица коэффициентов влияния (МКВ), которая для взлетного режима представлена в табл. 1.

Таблица 1

Матрица коэффициентов влияния для взлетного режима

	$\delta\sigma_{вх}$	$\delta G_{в пр}$	$\delta\eta_{в}$	$\delta G_{ксл пр}$	$\delta\eta_{ксл}$	$\delta G_{квд пр}$	$\delta\eta_{квд}$	$\delta A_{твд}$	$\delta\eta_{твд}$	$\delta A_{тсд}$	$\delta\eta_{тсд}$	$\delta A_{тв}$
δT_T	–0,4749	0,0701	–0,0905	0,1282	–0,8103	0,0833	–0,7513	0,4587	–0,9816	0,0940	–0,7985	–0,8518
$\delta n_{в}$	–0,2290	–0,7135	0,2772	0,0159	–0,0686	0,0064	–0,0592	0,5742	–0,1344	0,0056	–0,1048	–0,3373
$\delta n_{сд}$	–0,4781	0,2291	–0,1400	–0,5056	0,3697	–0,0109	0,1175	0,4636	0,0965	–0,3425	0,3835	0,4832
$\delta n_{вд}$	–0,2486	0,0535	–0,0528	0,0354	–0,3664	–0,6375	0,5551	0,0578	0,6801	0,8955	–0,2862	–0,2826
δG_T	–0,5121	0,0959	–0,1032	0,1577	–0,9448	0,0959	–0,8678	1,5590	–1,2312	0,1037	–0,9923	–1,0288
δP	1,4506	–0,5305	0,4873	0,0471	–0,2223	0,0210	–0,1955	1,4156	–0,3913	0,0192	–0,3068	–0,7198

	$\delta\eta_{тв}$	$\delta\sigma_{кк}$	$\delta\eta_{г}$	$\delta\sigma_{в ксл}$	$\delta\sigma_{ксл квд}$	$\delta\sigma_{твд тсд}$	$\delta\sigma_{тсд тв}$	$\delta\phi_{с1}$	$\delta\mu_{с1}$	$\delta\phi_{с2}$	$\delta\mu_{с2}$
δT_T	–0,0135	–0,4019	0,0119	–0,3922	–0,5626	–0,8400	–0,9440	–0,0546	–0,0469	–0,0744	–0,0585
$\delta n_{в}$	0,2858	0,4610	–0,0006	–0,0229	–0,0444	–0,1162	–0,1239	0,1153	0,0990	0,4687	0,3690
$\delta n_{сд}$	–0,0967	0,5441	0,0032	–0,4403	0,0887	0,0823	0,4467	–0,0182	–0,0156	–0,0948	–0,0744
$\delta n_{вд}$	–0,0145	0,6562	0,0072	–0,2096	–0,2631	0,5832	–0,3216	–0,0217	–0,0188	–0,0441	–0,0347
δG_T	–0,0557	0,4953	–1,0317	–0,4404	–0,6510	–1,0554	–1,1734	–0,0844	–0,0725	–0,0467	–0,0365
δP	0,4972	1,0824	–0,0055	–0,0832	–0,1467	–0,3372	–0,3628	0,2036	–0,0223	1,8080	0,7860

В последней строке табл. 1 приведены коэффициенты влияния $\bar{C}'$ параметров технического состояния узлов на неизмеряемый параметр – тягу, отклонение которой связано с параметрами технического состояния уравнением

$$\delta P = \bar{C}' \cdot \delta\bar{\theta}. \quad (2)$$

В исправном состоянии параметры двигателя имеют следующие значения:

$$\begin{aligned} T_T &= 947,16\text{K}; n_{в} = 5336 \text{ об/мин}; \\ n_{сд} &= 9915 \text{ об/мин}; n_{вд} = 13836 \text{ об/мин}; \\ G_T &= 2441 \text{ кг/ч}; P = 61542 \text{ Н}; \end{aligned}$$

Рассмотрены следующие дефекты:

– дефект 1 – засорение компрессора
($\delta\eta_{в} = -0,01$; $\delta G_{ксл пр} = -0,01$; $\delta\eta_{ксл} = -0,01$;
 $\delta G_{квд пр} = -0,01$; $\delta\eta_{квд} = -0,01$);

– дефект 2 – прогар соплового аппарата ТВД
($\delta A_{твд} = +0,01$; $\delta\eta_{твд} = -0,02$; $\delta A_{тсд} = +0,01$;
 $\delta\eta_{тсд} = -0,01$; $\delta A_{тв} = +0,01$);

– дефект 3 – прогар жаровой трубы КС
($\delta\sigma_{кк} = -0,02$; $\delta\eta_{г} = -0,02$; $\delta\eta_{твд} = -0,01$);

– дефект 4 – общее ухудшение технического состояния двигателя (все параметры, кроме $\delta G_{в пр}$ и коэффициентов восстановления полных давлений в переходных каналах, уменьшены на 1%).

Значения признаков состояния для этих дефектов приведены в табл. 2.

Таблица 2

Значения признаков состояния для рассмотренных дефектов

$\delta\bar{Y}$	Дефекты			
	1	2	3	4
δT_T	0,01320	0,02050	0,01816	0,04525
$\delta n_{в}$	–0,00187	–0,00016	–0,00787	–0,01748
$\delta n_{сд}$	0,00220	–0,01006	–0,01077	–0,00543
$\delta n_{вд}$	0,00461	–0,01163	–0,02100	–0,00958
δG_T	0,01513	0,01513	0,02357	0,04362
δP	–0,00183	–0,00048	–0,01761	–0,05935

1.3. Математическая постановка задачи

Рассматриваемая задача определения тяги может быть сформулирована как задача решения системы уравнений (1), (2) относительно δP . Это одна из задач регрессионного анализа. Ее можно решить, определив $\delta \bar{\theta}$ из уравнения (1) и подставив результат в уравнение (2).

Однако количество параметров технического состояния ГТД больше количества измеряемых параметров ($\text{rank}(H) < m$), и применение регрессионного анализа в классическом виде невозможно вследствие невыполнения одного из предположений ($\text{rank}(H) \geq m$), на которых базируется регрессионный анализ [6]. Следовательно, при оценивании тяги ГТД по штатно измеряемым параметрам при изменении технического состояния необходимо выбрать метод регрессионного анализа, который способен давать решения при любом значении ранга МКВ.

2. Решение поставленной задачи

Рассмотрим два примера – малой размерности и полной размерности. Пример малой размерности (2×3) соответствует двум измеряемым параметрам и трем влияющим параметрам состояния узлов. Он обеспечивает наглядную иллюстрацию преобразований, выполняемых при решении задачи. Пример полной размерности позволяет оценить точность решения реальной задачи путем сравнения результатов оценивания неизмеряемого параметра с его значениями, полученными с помощью математической модели двигателя.

2.1. Анализ задачи малой размерности

В качестве МКВ (2×3) выберем из табл. 1 данные, представленные в табл. 3.

Таблица 3

Выборка данных

	$\delta \eta_{\text{кзд}}$	$\delta \eta_{\text{тв}}$	$\delta G_{\text{квд пр}}$
$\delta n_{\text{сд}}$	0,3697	-0,0967	-0,0109
$\delta n_{\text{вд}}$	-0,3664	-0,0145	-0,6375
δP	-0,2223	0,4972	0,0210

Жирной линией выделена матрица H , каждый вектор-столбец которой характеризует влияние изменения определенного параметра технического состояния на отклонение измеряемых параметров от их значений в исправном состоянии.

В этой матрице строк меньше, чем столбцов – неизвестных $\delta \bar{\theta}$ больше, чем уравнений. Поэтому задача точного определения параметров характеристик узлов по известным отклонениям измеряемых

параметров не имеет единственного решения. Однако можно найти такое решение, которое оптимально с точки зрения минимизации заданного критерия, в качестве которого наиболее часто выбирают сумму квадратов ошибок оценивания.

Рассмотрим простейшую ситуацию, когда у N объектов исследуются всего два свойства, характеризующиеся набором значений двух векторов: $\bar{X} = \{X_1, X_2, \dots, X_N\}$ и $\bar{Y} = \{Y_1, Y_2, \dots, Y_N\}$. Текущее состояние такого объекта в пространстве свойств определяется в виде точки с координатами (X_k, Y_k) . Пусть распределение свойств по множеству объектов подчиняется нормальному закону и описывается двумерной плотностью вероятности

$$f(X, Y) = \frac{1}{2\pi\sigma_X\sigma_Y\sqrt{1-\rho_{XY}^2}} \exp \left\{ -\frac{1}{2(1-\rho_{XY}^2)} \times \left[\frac{(X-\mu_X)^2}{\sigma_X^2} - 2\rho_{XY} \frac{(X-\mu_X)(Y-\mu_Y)}{\sigma_X\sigma_Y} + \frac{(Y-\mu_Y)^2}{\sigma_Y^2} \right] \right\},$$

где σ – среднеквадратическое отклонение, μ – математическое ожидание, ρ – коэффициент корреляции.

Свойства объектов, которые с заданной вероятностью P принадлежат данному множеству, находятся в области, ограниченной условием

$$f(X, Y) = C_1,$$

где C_1 – константа (квантиль распределения), значение которой определяется заданной вероятностью P так, что интеграл от функции плотности распределения по этой области равен P . Для случая $m = 2$ границей этой области является эллипс (рис. 2), уравнение которого имеет вид

$$a_{11}x^2 + 2a_{12}xy + a_{22}y^2 = p, \quad (3)$$

$$\text{где } x = \frac{(X-\mu_X)}{\sigma_X}; \quad y = \frac{(Y-\mu_Y)}{\sigma_Y};$$

$$a_{11} = a_{22} = 1; \quad a_{12} = a_{21} = -\rho_{XY};$$

$$p = -4\pi\sigma_X\sigma_Y \ln C_1(1-\rho_{XY}^2)^{3/2}.$$

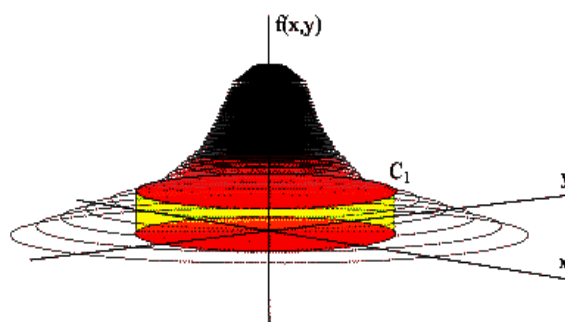


Рис. 2. Эллипс рассеяния, полученный срезом "холма" плотности нормального распределения $f(X, Y)$ на уровне C_1

В матричном виде квадратичная форма (3) представляется в виде

$$\begin{pmatrix} x & y \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix} = p. \quad (4)$$

Элементы главной диагонали матрицы A данной квадратичной формы равны единице, а элементы второстепенной диагонали симметричны и равны коэффициенту корреляции. Такая матрица называется корреляционной. Известно [7], что корреляционная матрица получается путем умножения нормированной матрицы слева на транспонированную саму себя. Нормированная матрица – матрица, в которой все вектор-столбцы приведены к единичной длине. При умножении нормированной матрицы слева на транспонированную саму себя, ij -й элемент результирующей матрицы равен косинусу угла между i -м и j -м вектор-столбцами исходной матрицы. Таким образом, корреляционная матрица отражает зависимость между вектор-столбцами исходной матрицы, а матрицу A можно представить в виде произведения двух матриц, одна из которых является транспонированной по отношению к другой.

Пусть в (4)

$$a_{11} = a_1 \cdot a_1, \quad a_{22} = a_2 \cdot a_2, \quad a_{12} = a_{21} = a_1 \cdot a_2,$$

тогда (4) можно записать так:

$$\begin{pmatrix} x & y \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} a_1 & a_2 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix} = p. \quad (5)$$

В рассматриваемой задаче малой размерности $\delta\bar{\theta}$ соответствует вектору $\begin{pmatrix} x & y \end{pmatrix}$, а МКВ соответствует матрице $\begin{pmatrix} a_1 & a_2 \end{pmatrix}$ в выражении (5).

Нормируем матрицу H :

$$H_{\text{norm}} = \begin{bmatrix} 0,7102 & -0,989 & -0,0171 \\ -0,704 & -0,1478 & -0,9999 \end{bmatrix}.$$

Используя H_{norm} , получим корреляционную матрицу $(H_{\text{norm}}' \cdot H_{\text{norm}})$, которую можно рассматривать как матрицу квадратичной формы исследуемой задачи. Предположим, что ошибки измерения подчиняются закону нормального распределения. Тогда плотность вероятности распределения искомого вектора $\delta\bar{\theta}$ при использовании линейного алгоритма оценивания будет также распределена по нормальному закону. Чтобы построить доверительную область искомого вектора $\delta\bar{\theta}$, необходимо задать доверительную вероятность и параметры распределения σ и μ искомым величин. Подробный анализ этих величин не входит в задачи данной работы, поэтому для анализа формы доверительной области примем квантиль распределения в уравнении (3) таким образом, что параметр $p = 1$, что соответствует значению правой части квадратичной формы при ее каноническом представлении.

Известно [6], что значения характеристических чисел корреляционной матрицы в данном случае являются квадратами длин полуосей гиперэллипсоида, ограничивающего доверительную область, а характеристические векторы определяют направление осей этого гиперэллипсоида. Характеристические числа $\lambda_{n i}$ и характеристические векторы $\bar{\gamma}_{n i}$ матрицы H_n имеют следующие значения:

$$\bar{\lambda}_n = \begin{bmatrix} 1,8372 \\ 1,1628 \\ 0 \end{bmatrix};$$

$$\Gamma_n = \begin{bmatrix} \bar{\gamma}_{n 1} & \bar{\gamma}_{n 2} & \bar{\gamma}_{n 3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,7375 & -0,6748 & -0,0277 \\ 0,4236 & -0,4941 & 0,7593 \\ -0,5261 & 0,5482 & 0,6502 \end{bmatrix}.$$

Нумерация характеристических векторов соответствует нумерации характеристических чисел.

В общем случае доверительная область в трехмерном пространстве ограничена эллипсоидом. Однако, поскольку одно из собственных чисел равно нулю, эллипсоид вырождается в эллипс, изображенный на рис. 3.

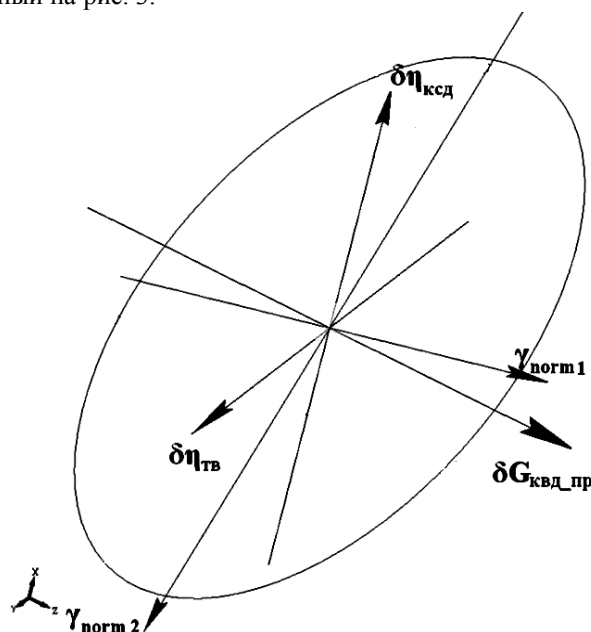


Рис. 3. Доверительная область оценок параметров состояния узлов

2.2. Применение метода регрессии на главных компонентах к задаче малой размерности

В работе [1] нами была представлена процедура ридж-оценивания для преодоления проблемы коррелированности переменных в исходных данных при решении задачи определения неизмеряемых параметров двигателей и определены недостатки применения этой процедуры. Альтернативной является процедура оценивания, которая основана на

детальном анализе корреляционной структуры системы и выделении ее главных компонент. Метод главных компонент впервые предложен в 1901 г. К. Пирсоном, а затем развит, доработан, описан и обоснован в работах Г. Хоттелинга [8], Г. Хармана, С. Рао, П.Ф. Андруковича, С.А. Айвазяна и др. В методе главных компонент исходная матрица системы H преобразуется в центрированную нормированную матрицу Z [7]:

$$Z = (H - \bar{H})S \quad \text{или} \quad Z_{ij} = (H_{ij} - \bar{H}_j) / S_{jj}^{1/2}, \quad (6)$$

где

$$H = [\bar{H}_1 \dots \bar{H}_n]; \quad S = \text{diag} \left(\frac{1}{\sum_{j=1}^n H_{ij}} \right);$$

$$\bar{H}_j = \frac{\sum_{i=1}^n H_{ij}}{n}; \quad S_{jj} = \frac{\sum_{i=1}^n (H_{ij} - \bar{H}_j)^2}{n-1}. \quad (7)$$

Центрирование позволяет уменьшить разброс результатов оценивания, а нормирование обеспечивает возможность использовать матрицу $(Z' \cdot Z)$ как корреляционную матрицу. Центрированная нормированная матрица и соответствующая корреляционная матрица обладают рядом полезных свойств:

- сумма элементов каждого столбца матрицы Z равна нулю, а сумма квадратов элементов равна единице;

- сумма характеристических чисел λ_j корреляционной матрицы равна ее следу (сумме диагональных элементов) и равна рангу r [7];

- сумма квадратов всех элементов матрицы Z равна r , назовем ее полной дисперсией переменных.

Главными компонентами называют систему ортогональных векторов $\bar{W}_j$ (направления которых совпадают с собственными векторами корреляционной матрицы системы), полученных с помощью преобразования

$$W = Z \cdot \Gamma, \quad \text{или} \quad \bar{W}_j = \gamma_{1j} \cdot \bar{Z}_1 + \gamma_{2j} \cdot \bar{Z}_2 + \dots + \gamma_{ij} \cdot \bar{Z}_i, \quad (8)$$

Для этих векторов справедливы соотношения

$$\sum_i W_{ij} = \lambda_j; \quad \sum_i \sum_j W_{ij}^2 = \sum_j \lambda_j = r. \quad (9)$$

Таким образом, с помощью линейного преобразования исходных вектор-столбцов $\bar{Z}_j$ формируются новые векторы $\bar{W}_j$, каждый из которых соответствует одному из характеристических чисел корреляционной матрицы. Модель (1) заменяется на альтернативную модель, связывающую $\delta \bar{Y}$ с параметрами b_j – размерами главных компонент $\bar{W}_j$. Влияние величины главных компонент на функцию $\delta \bar{Y}$ уменьшается по мере уменьшения соответствующих характеристических

чисел (это интерпретируют как то, что первые главные компоненты «объясняют» основную часть экспериментальных данных).

Поэтому можно использовать не все главные компоненты, а выбрать несколько первых из них. Это дает возможность понизить порядок системы (количество неизвестных главных компонент) и обеспечить однозначность решения задачи оценивания. Однако не существует универсальной процедуры выбора необходимого количества главных компонент. Как правило, выбирают столько главных компонент, чтоб они объясняли необходимую долю дисперсии (эта доля зависит от характера исследования).

Для рассматриваемой задачи

$$Z = \begin{bmatrix} 0,70711 & -0,70711 & 0,70711 \\ -0,70711 & 0,70711 & -0,70711 \end{bmatrix}; \quad (Z' \cdot Z) = \begin{bmatrix} 1 & -1 & 1 \\ -1 & 1 & -1 \\ 1 & -1 & 1 \end{bmatrix}.$$

Характеристические числа и векторы матрицы $(Z' \cdot Z)$ соответственно равны:

$$\lambda = \begin{bmatrix} 3 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad \left(\sum_{i=1}^3 \lambda_i = r = 3 \right);$$

$$\Gamma = \begin{bmatrix} 0,57735 & 0,66516 & -0,47352 \\ -0,57735 & -0,077502 & -0,81281 \\ 0,57735 & -0,74266 & -0,33929 \end{bmatrix}.$$

Накопленная доля суммарной дисперсии независимых переменных исходя из (9):

$$\lambda_1/3 = 1;$$

$$(\lambda_1 + \lambda_2)/3 = 1;$$

$$(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3)/3 = 1.$$

Как видно, в дальнейшем анализе достаточно использовать только первую главную компоненту, так как характеристические числа λ_2 и λ_3 равны нулю, и дисперсия в направлениях, соответствующих направлениям собственных векторов $\bar{Z}_2$ и $\bar{Z}_3$, согласно (9), равна нулю.

Получим

$$\bar{W}_1 = 0,57735 \bar{Z}_1 - 0,57735 \bar{Z}_2 + 0,57735 \bar{Z}_3 =$$

$$= \begin{bmatrix} 1,22475 \\ -1,22475 \end{bmatrix}.$$

Для дальнейших расчетов используем модельные данные для дефекта 4.

Значения первой главной компоненты и исходной зависимой переменной $\delta \bar{Y} = \begin{bmatrix} -0,00543 \\ -0,00958 \end{bmatrix}$.

Далее используем приведенную нормированную регрессионную модель в виде

$$\bar{y} = W \cdot \bar{b}, \quad (10)$$

где $\bar{y} = \frac{(\delta\bar{Y} - \delta\bar{Y})}{\sqrt{S_{yy}}}$ – центрированный и нормиро-

ванный вектор $\delta\bar{Y}$, $\delta\bar{Y} = \frac{\sum_{i=1}^m \delta Y_i}{m}$;

$$S_{yy} = \sum_{i=1}^m (\delta Y_i - \delta\bar{Y})^2.$$

В рассматриваемом примере

$$\bar{y} = \begin{bmatrix} 0,70711 \\ -0,70711 \end{bmatrix}.$$

Вектор $\bar{b}$ коэффициентов центрированной и нормированной регрессионной модели является аналогом вектора $\delta\hat{\theta}$ исходной модели (1), однако элементы вектора $\bar{b}$ не являются параметрами технического состояния узлов – это лишь формальные переменные, минимальный набор которых позволяет наилучшим образом описать изменения отклонений измеряемых параметров при изменении состояния.

Для получения оценок коэффициентов $\bar{b}$ применим к модели (10) метод наименьших квадратов:

$$\hat{\bar{b}} = (W' \cdot W)^{-1} \cdot W' \cdot \bar{y}'. \quad (11)$$

Чтобы получить искомые оценки параметров $\delta\hat{\theta}$ регрессионной модели (1), необходимо применить преобразования, обратные нормированию элементов Y_i и H_{ij} .

$$\bar{y} = W \cdot \bar{b} = Z \cdot \Gamma \cdot \bar{b}. \quad (12)$$

Подставив выражения для $\bar{y}$ и Z в (12), получим

$$\delta\bar{Y} - \delta\bar{Y} = \sqrt{S_{yy}} (H - \bar{H}) \cdot S \cdot \Gamma \cdot \bar{b}. \quad (13)$$

Из уравнения (1) следует

$$\delta\bar{Y} - \delta\bar{Y} = (H - \bar{H}) \cdot \delta\hat{\theta}. \quad (14)$$

Сравнивая (13) и (14), получим

$$\delta\hat{\theta} = \sqrt{S_{yy}} S \cdot \Gamma \cdot \hat{\bar{b}}. \quad (15)$$

Тогда, в соответствии с (2) получим выражение для оценки отклонения неизмеряемого параметра (тяги двигателя):

$$\delta P = \bar{C}' \sqrt{S_{yy}} S \cdot \Gamma \cdot \hat{\bar{b}}. \quad (16)$$

Для рассматриваемого примера получим:

$$\hat{\bar{b}} = b_i = 0,57735; \quad \delta\hat{\theta} = \begin{bmatrix} 0,0018817 \\ -0,016835 \\ 0,0022106 \end{bmatrix}.$$

Подставив полученные значения $\delta\hat{\theta}$ в формулу (2), получим расчетное значение отклонения тяги $\delta P_{\text{расч}} = -0,0087$. С помощью нелинейной модели было получено относительное отклонение тяги $\delta P = -0,05935$. Таким образом, погрешность определения отклонения тяги методом главных компонент составила

$$\Delta = (\delta P - \delta P_{\text{расч}}) \cdot 100\% = 5,06\%.$$

Это большое значение, однако оно не дает достаточных оснований для критики данного метода, так как фактическое количество параметров состояния, которые были изменены в данном примере, составляло 23, а количество параметров состояния, включенных в состав использованной при оценивании модели, было 3.

Рис. 4 представляет геометрическую интерпретацию преобразований, происходящих при применении метода главных компонент. Пунктирной линией изображена исходная система координат, сплошной линией – система координат после центрирования МКВ. $\bar{\gamma}_1$ – первый собственный вектор корреляционной центрированной матрицы Z . Отрезок, соединяющий точки 1' и 2', – вырожденный характеристический эллипсоид корреляционной центрированной матрицы Z , длина которого равна $2\sqrt{\lambda_1}$. Новое начало координат (0,001613; -0,05559; -0,32417) в исходной системе координат определяется средними арифметическими значениями элементов соответствующих вектор-столбцов.

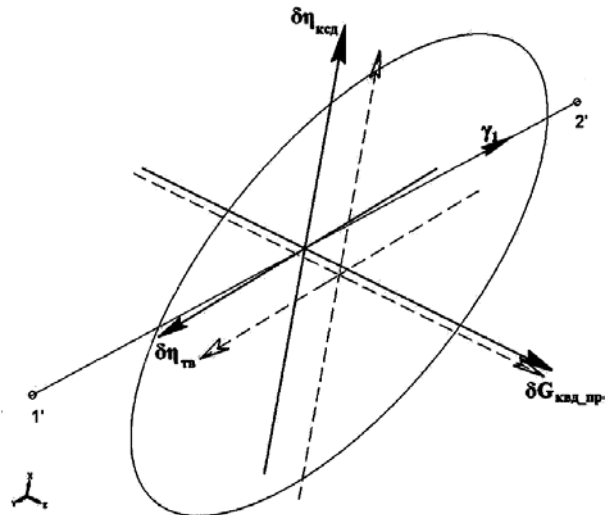


Рис. 4. Доверительная область оценок параметров состояния узлов после линейного преобразования

Доверительная область искомых параметров технического состояния до линейного преобразования МКВ представляет собой эллипс. Т.к. по двум из трех направлений характеристические числа кор-

реляционной центрированной матрицы равны нулю, для описания пространства искомым параметрам выполнен переход от трехмерного к одномерному пространству – прямой линии, ориентированной вдоль первого собственного вектора. Доверительная область после линейного преобразования МКВ представлена в виде отрезка, т.е. характеристический эллипсоид вырождается в отрезок. Такие преобразования обеспечивают понижение порядка системы (с возможностью обратного преобразования) с минимальной потерей информации об ее свойствах и приводят задачу оценивания к виду, в котором она имеет математическое решение.

2.3. Метод регрессии на главных компонентах для задачи полной размерности

Рассмотрим систему полной размерности, МКВ Н которой приведена в табл. 1. После центрирования и нормирования получим матрицу Z, корреляционную матрицу ($Z' \cdot Z$), ее собственные числа и собственные векторы:

$$\bar{\lambda} = |11,3730 \quad 6,4638 \quad 3,5977 \quad 1,5651 \quad 0...0|';$$

$$\bar{\gamma}_1 = \begin{vmatrix} 0,2394 \\ -0,1758 \\ 0,1935 \\ -0,1286 \\ 0,2379 \\ -0,1204 \\ 0,2410 \\ -0,1912 \\ 0,2411 \\ 0,0173 \end{vmatrix}; \bar{\gamma}_2 = \begin{vmatrix} 0,1289 \\ -0,3149 \\ 0,2971 \\ 0,2823 \\ -0,1721 \\ 0,1378 \\ -0,1729 \\ 0,1416 \\ -0,1736 \\ 0,0083 \end{vmatrix}; \bar{\gamma}_3 = \begin{vmatrix} -0,2582 \\ -0,0448 \\ 0,0301 \\ -0,2858 \\ 0,2127 \\ 0,4412 \\ -0,1941 \\ 0,1946 \\ -0,1975 \\ -0,5253 \end{vmatrix}; \bar{\gamma}_4 = \begin{vmatrix} -0,0250 \\ 0,0110 \\ -0,0201 \\ 0,0422 \\ -0,0391 \\ 0,0875 \\ -0,0834 \\ -0,4512 \\ -0,0484 \\ -0,0473 \end{vmatrix};$$

$$\bar{\gamma}_1 = \begin{vmatrix} 0,2397 \\ 0,2060 \\ 0,1797 \\ 0,1365 \\ 0,2059 \\ 0,2288 \\ 0,2611 \\ 0,2410 \\ 0,2410 \\ 0,2585 \\ 0,2584 \\ 0,1875 \\ 0,1874 \end{vmatrix}; \bar{\gamma}_2 = \begin{vmatrix} -0,1907 \\ -0,2548 \\ 0,3114 \\ -0,0912 \\ -0,0891 \\ 0,2264 \\ -0,1281 \\ -0,1737 \\ -0,1912 \\ 0,1787 \\ 0,1788 \\ 0,2956 \\ 0,2956 \end{vmatrix}; \bar{\gamma}_3 = \begin{vmatrix} 0,1757 \\ 0,1641 \\ 0,0280 \\ -0,0655 \\ -0,0352 \\ -0,1426 \\ 0,1799 \\ -0,1979 \\ 0,1691 \\ 0,0949 \\ 0,0953 \\ 0,0887 \\ 0,0889 \end{vmatrix}; \bar{\gamma}_4 = \begin{vmatrix} -0,0155 \\ -0,0252 \\ 0,0458 \\ -0,6777 \\ 0,5433 \\ -0,0017 \\ -0,0377 \\ -0,0478 \\ -0,0162 \\ 0,0311 \\ 0,0313 \\ -0,0686 \\ -0,0688 \end{vmatrix};$$

Накопленная доля суммарной дисперсии независимых переменных:

$\lambda_1/23$	$(\lambda_1+\lambda_2)/23$	$(\lambda_1+\lambda_2+\lambda_3)/23$	$(\lambda_1+\lambda_2+\lambda_3+\lambda_4)/23$
0,4945	0,7755	0,9319	1

В дальнейшем рассматриваем собственные векторы, соответствующие характеристическим числам

$\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ и λ_4 , так как очевидно, что дисперсия во всех остальных направлениях равна нулю. Регрессионную модель используем в виде (10), где матрица W имеет размерность (4x4).

Для дефекта 4 получим:

$$\bar{b} = \begin{vmatrix} 0,1480 \\ 0,0285 \\ 0,0566 \\ -0,2878 \end{vmatrix}; \quad \delta \bar{\theta} = \begin{vmatrix} -0,0161 \\ 0,0027 \\ -0,0074 \\ 0,0058 \\ -0,0044 \\ 0,0067 \\ -0,0049 \\ 0,0001 \\ -0,0036 \\ -0,0018 \\ -0,0043 \\ -0,0038 \\ -0,0053 \\ -0,0105 \\ 0,0010 \\ -0,0096 \\ -0,0079 \\ -0,0042 \\ -0,0037 \\ -0,0228 \\ -0,0265 \\ -0,0057 \\ -0,0073 \end{vmatrix}$$

С помощью нелинейной модели было получено относительное отклонение тяги от ее значения в исправном состоянии:

$$\delta P = -0,05935,$$

а относительное отклонение тяги от ее значения в исправном состоянии, рассчитанное по формуле (2)

$$\delta P_{\text{расч}} = -0,05.$$

Таким образом, погрешность определения отклонение тяги методом главных компонент составила

$$\Delta = (\delta P - \delta P_{\text{расч}}) \cdot 100\% = 0,93\%.$$

Аналогичные расчеты выполнены для трех остальных рассматриваемых дефектов:

Д 1: $\delta P = -0,00183$; $\delta P_{\text{расч}} = -0,0111$; $\Delta = -0,929\%$.

Д 2: $\delta P = -0,00048$; $\delta P_{\text{расч}} = -0,0067$; $\Delta = -0,619\%$.

Д 3: $\delta P = -0,0176$; $\delta P_{\text{расч}} = -0,0101$; $\Delta = 0,754\%$.

Выводы

Рассмотрена проблема расчета неизмеряемых параметров ГТД при изменении технического состояния двигателя и недостатке информации об этом изменении, обусловленном ограниченными возможностями измерительной системы.

Рассмотрены известные методы решения исследуемой проблемы, их достоинства и недостатки. Для решения поставленной задачи предложено использовать метод регрессии на главных компонентах, который позволяет получать смещенные оценки путем линейного преобразования имеющихся данных с минимальной потерей информации.

Представлена процедура определения оценки искомого интегрального параметра на примере матрицы коэффициентов влияния размером 2×3 , где наглядно продемонстрировано преобразование данных.

Предложенный метод проверен с помощью нелинейной модели трехвального ТРДД. Оценена точность полученных результатов сравнением их с результатами, полученными с использованием нелинейной поузловой модели. Значения погрешностей лежат в диапазоне от 0,6 до 0,93%.

Полученные результаты свидетельствуют о работоспособности предложенного метода. Результаты лучше, чем полученные с помощью ридж-оценивания в работе [1]. Небольшой разброс погрешностей (в отличие от [1]) свидетельствует о стабильности результатов применения метода независимо от качества изменения технического состояния.

С учетом полученного уровня погрешностей исследуемый алгоритм может быть рекомендован для практического использования.

Литература

1. Шевченко М.В. Определение изменения параметров ГТД с использованием ридж-оценивания / М.В. Шевченко, С.В. Епифанов // *Авиационно-*

космическая техника и технология. – 2010. – № 8(75). – С. 106 – 111.

2. Borguet S. A sensor-fault-tolerant diagnosis tool based on a quadratic programming approach / S. Borguet, O. Lleonard // *ASME Turbo Expo – 2007. ASME paper, GT – 2007 – 27324, May 14–17, 2007, Montreal, Canada.* – 10 p.

3. Dewallef P. On-line performance monitoring and engine diagnostic using robust Kalman filtering techniques / P. Dewallef, O. Lleonard // *ASME Turbo Expo – 2003. ASME paper, GT – 2003 – 38379, June 16–19, 2003, Atlanta, Georgia, USA.* – 9 p.

4. Henriksson M. Robust Kalman filter thrust estimation in a turbofan engine / M. Henriksson, D. Ring // *ASME Turbo Expo – 2006. ASME paper, GT – 2006. – 91241, May 8–11, 2006, Barcelona, Spain.* – 10 p.

5. Епифанов С.В. Определение тяги ГТД с учетом изменения технического состояния проточной части / С.В. Епифанов, М.В. Шевченко // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2009. – №10 (67). – С. 184 – 189.

6. Демиденко Е.З. Линейная и нелинейная регрессии / Е.З. Демиденко. – М.: Финансы и статистика, 1981. – 302 с.

7. Дрейпер Н. Прикладной регрессионный анализ: в 2-х кн. пер. с англ. / Н. Дрейпер, Г. Смит. – М.: Финансы и статистика, 1986. – Кн. 1. – 351 с.

8. Hotteling Harold. Analysis of a complex of statistical variables into principal components / H. Hotelling // *Journal of Educational Psychology.* – 1933. – № 24. – P. 417 – 441, 489 – 520.

9. Дрейпер Н. Прикладной регрессионный анализ: в 2-х кн. Кн. 1: пер. с англ. / Н. Дрейпер, Г. Смит. – М.: Финансы и статистика, 1986. – Кн. 1. – 366 с.

Поступила в редакцию 30.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры конструкции авиационных двигателей Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

МЕТОД ГОЛОВНИХ КОМПОНЕНТ У РОЗВ'ЯЗАННІ ЗАДАЧІ НЕПРЯМИХ ВІМІРЮВАНЬ ПАРАМЕТРІВ ГТД

М.В. Шевченко, С.В. Єпифанов

Розглянуто проблему оцінювання відхилення невимірюваних параметрів ГТД шляхом статистичного аналізу відхилень вимірюваних в умовах зміни технічного стану двигуна і браку інформації щодо цієї зміни, обумовленого обмеженими можливостями вимірювальної системи. В якості дослідного невимірюваного параметра була вибрана тяга. Для системи лінійних рівнянь, наданих у матричному вигляді, складена матриця плану, здійснено дисперсійний аналіз і виявлено мультиколінеарність її елементів. Для вирішення проблеми було запропоновано процедуру з використанням лінійного перетворення початкових даних для знаходження головних компонент і наступною побудовою регресійної моделі на головних компонентах, яка дозволяє отримати стійкі зміщені оцінки. В якості досліджуваного об'єкта розглянуто ГТД з п'ятьма вимірюваними та двадцятьма трьома параметрами, які характеризують зміну технічного стану. За допомогою нелінійної повузлової моделі досліджуваного об'єкта було змодельовано дефекти проточної частини, які імітують зміну технічного стану, отримано оцінки відхилення досліджуваного параметра і виконано їх порівняння з результатами, отриманими за допомогою нелінійної моделі. Визначено похибки оцінювання.

Ключові слова: газотурбінний двигун, діагностування, тяга, кореляційна матриця, статистична оцінка, головні компоненти.

METHOD OF PRINCIPAL COMPONENTS IN SOLVING TASK OF GAS TURBINE PARAMETERS INDIRECT MEASUREMENTS

M.V. Shevchenko, S.V. Yepifanov

The problem of the gas turbine engine nonmetering parameters deviations estimation using deviation of monitored parameters statistical analysis has been handled. Possible changing of the engine technical condition and lack of information about this changing caused by metering system limited capacity has been taken into account. Thrust was considered as nonmetering parameter. Variance analysis for linear system of equations in matrix form has been carried out. Multicollinearity of the assigned task design matrix elements has been found out. The principal component analysis with succeeding regression on principal components procedure that allows estimating biased assessments has been suggested and analyzed. The GTE with five metering parameters and twenty three parameters of technical condition was considered as observation object. The faults of the engine gas path were modeled using nonlinear component-based model of observable object. The assessments of parameters deviation have been obtained and have been compared with nonlinear model results. The accuracy of assessments has been estimated.

Key words: gas turbine engine, diagnostics, thrust, correlation matrix, statistical assessment, principal components.

Шевченко Максим Владимирович – аспирант, м.н.с. кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mv_shevchenko@ukr.net.

Епифанов Сергей Валерьевич – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

УДК 004.891

И.В. ШОСТАК, В.А. ДЕМЬЯНЕНКО, Г.А. ФРОЛОВА

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

РАЗРАБОТКА ТИПОВОГО ФРАГМЕНТА МУЛЬТИАГЕНТНОЙ CALS-СИСТЕМЫ ПО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКЕ СБОРОЧНОГО ПРОИЗВОДСТВА САМОЛЕТОСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

В статье описаны принципы разработки автоматизированной системы поддержки принятия решений по технологической подготовке сборочного производства в самолетостроении. Приведена оценка эффективности разработанного метода формирования координирующих решений при помощи разработанного прототипа системы поддержки принятия решений при проектировании сборочных технологических процессов. Оценка качества работы системы проводилась с помощью метода скользящего контроля с одним отделяемым объектом. В результате моделирования был получен уровень общей ошибки, который позволит в среднем снизить затраты на исправления брака.

Ключевые слова: самолетостроение, комплексная автоматизация, CALS-система, сборочное производство, программный агент.

Введение

В условиях разработки новых информационных технологий и перехода к безбумажным методам проектирования жизненный цикл изделия, включающий проектирование, производство и эксплуатацию, подразделяется на ряд стадий и этапов. Эффективная взаимосвязь этапов обеспечивается в при следование идеологии CALS (Continuous Acquisition and Life cycle Support – непрерывная информационная поддержка жизненного цикла продукции) [1].

В современных условиях CALS-технологии являются инструментом повышения эффективности производства, конкурентоспособности и привлекательности продукции и активно применяются, прежде всего, при разработке и производстве сложной наукоемкой продукции, создаваемой интегрированными промышленными структурами, включающими в себя НИИ, КБ, основных подрядчиков, субподрядчиков, поставщиков готовой продукции, потребителей, предприятия технического обслуживания, ремонта и утилизации продукции [2].

В процессе организации единого информационного пространства предприятия главную ценность будет представлять накапливаемая и циркулирующая в системе информация, поэтому одной из основных задач комплексной автоматизации является обеспечение информационной безопасности хранимых, передаваемых и обрабатываемых данных. Физическая целостность информации, сохранение доверия к хранимым данным и безопасность самой информации – приоритетные задачи CALS-систем и систем накопления и обработки данных, регламен-

тируемые соответствующими нормативными и правовыми актами.

При этом на каждом этапе жизненного цикла [3, 4] изделия любой потребитель информации (конструкторы, технологи, специалисты плановых и производственных служб, руководители подразделений и предприятия, специалисты по маркетингу и др.) должен получать необходимую ему актуальную информацию в нужное время, в нужном виде и степени детализации и в конкретном месте производственного процесса.

Цель статьи состоит в описании принципов разработки и подхода к оценке качества функционирования автоматизированной системы поддержки принятия решений по технологической подготовке сборочного производства в самолетостроении.

1. Мультиагентная технология как основа построения единого информационного пространства технологической службы авиационного предприятия

В области систем поддержки принятия решений существует ряд задач, которые можно решать, моделируя средство автоматизации как систему, состоящую из агентов [1 – 4]. В эти задачи входят: эффективная организация параллельной работы, извлечение информации из инженерных баз знаний, интеллектуальный индивидуальный помощник лица принимающего решения (ЛПР) и т.д. Существуют различные варианты применений агентов к задачам автоматизации процессов на производственном предприятии [5].

На основании обзора агентных систем [4, 5] был выбран стандарт FIPA на создание программных агентов, т.к. именно этот стандарт полностью реализует идеи интеграции создаваемой системы поддержки принятия решений (СППР) в существующую систему (в данном случае автоматизированную систему управления (АСУ)).

На рис. 1. применительно к разрабатываемой СППР коммуникационный канал реализован в виде протокола обмена сообщениями между агентами, агент-брокер используется только при реализации СППР с использованием технологии CORBA, агент-

обложка реализован в виде модуля, вызывающего функции программного интерфейса существующего программного обеспечения (например, API САПР ТП «Компас-Вертикаль»), агент-клиент представляет собой типовой блок разрабатываемой СППР (т.е. координатора и распознавателя, связанных между собой).

После выбора принципиальной агентной платформы необходимо синтезировать типовую структуру блока принятия решений, описываемого гибридным автоматом. Такая структура представлена ниже на рис. 1.

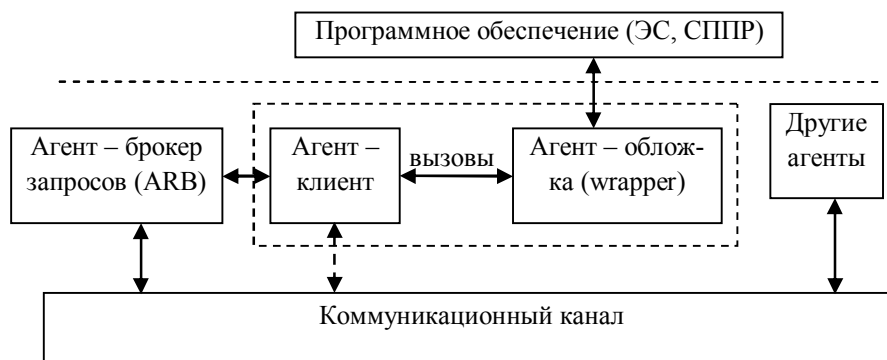


Рис. 1. Схема интеграции агента с существующим программным обеспечением (FIPA 2000)

Для общения между агентами может быть использован стандартный агентный «язык» KQML [6], но по причине необходимости передачи информации лишь в форме предикатов, для конкретной реализации был выбран формат обмена на основе XML. С его помощью была реализована передача предикатов в соз-

даваемой системе (например, для обмена информацией между координатором и распознавателем).

После представления общей структуры решающего блока (агента) была синтезирована структура СППР в целом. Схема автоматной реализации СППР представлена на рис. 2.

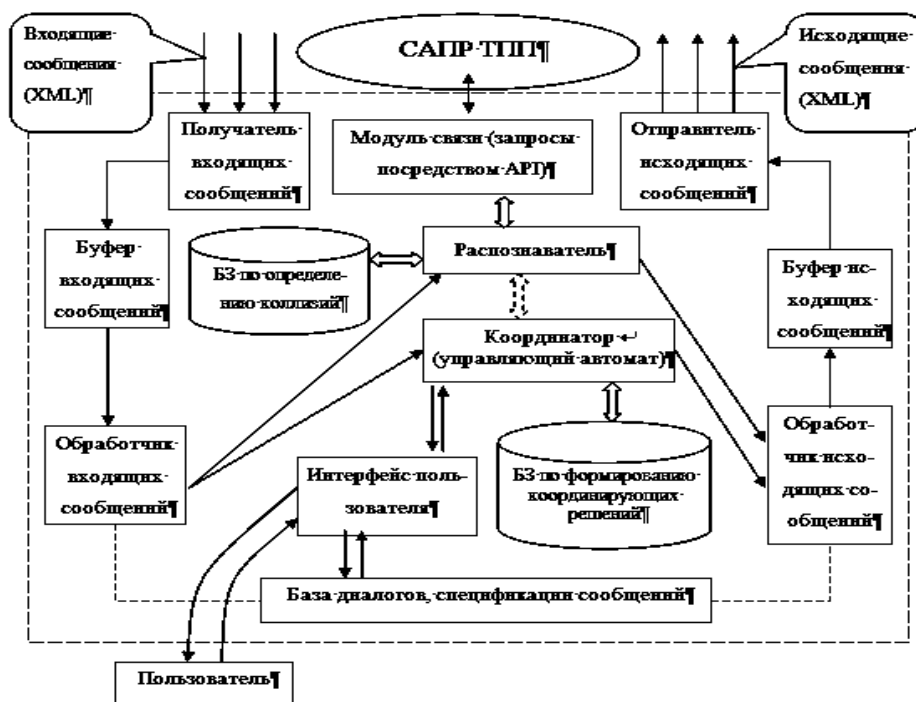


Рис. 2. Функциональная схема автоматной реализации СППР по формированию координирующих решений в сборочном производстве самолетостроительного предприятия

Интеграция СППР в среду CALS показана на примере пакета «Компас-Автопроект», который чаще всего используется на отечественных самолетостроительных предприятиях и имеет развитый программный интерфейс, позволяющий получать всю необходимую информацию как о технологическом процессе сборки или изготовления детали (вплоть до отдельных переходов), так и о параметрах каждой операции таких технологических процессов. Программный комплекс КОМПАС-Автопроект состоит из двух взаимосвязанных подсистем: КОМ-

ПАС-Автопроект-Спецификации и КОМПАС-Автопроект-Технология. В первой из названных подсистем концентрируются технологические задачи, связанные с составом изделия, а во второй — с проектированием технологических процессов. Такая схема построения продиктована необходимостью интеграции технологического модуля с PDM-системами — как собственными, так и внешними.

На рис. 3 изображена диаграмма развертывания СППР и интеграция ее с существующими компонентами информационной системы цехового уровня.

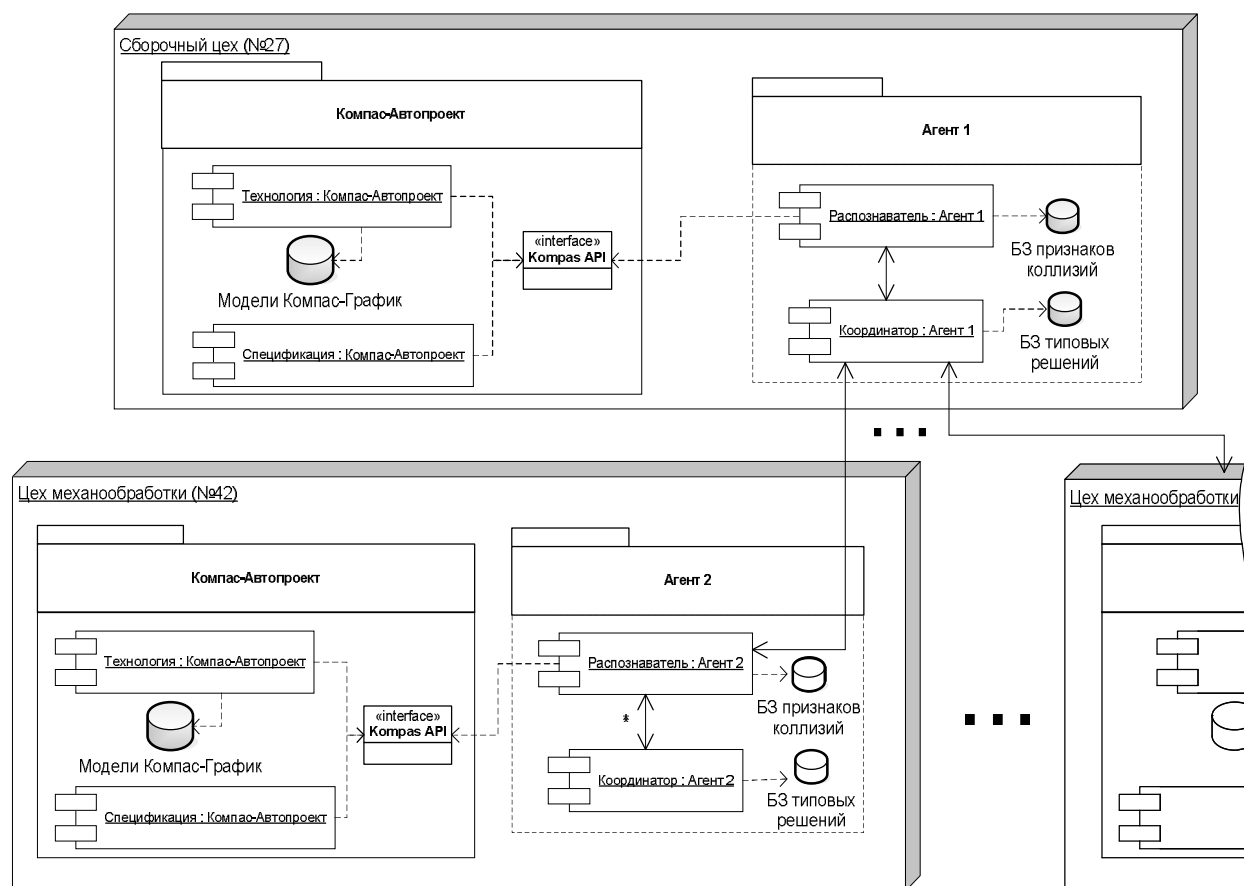


Рис. 3. Место СППР по формированию координирующих решений в общей структуре АСУ уровня цеха сборки самолетных конструкций Харьковского государственного авиационного производственного предприятия (на примере интеграции с системой «Компас-Автопроект»)

2. Оценка качества формируемых решений по сборке самолетных конструкций

Качество координирующих решений, формируемых прототипом СППР, оценивалось на примере реальных данных (типовые ситуации появления брака во время внестapelной сборки в цехе №27), из которых формировались сценарные примеры для обучения и проверки системы (правила для обучающей и предикаты для контрольной выборки), а также было проведено сравнение с результа-

тами решения этих ситуаций несколькими экспертами.

Качество определялось общей ошибкой принятия неверного решения, получаемой путем взвешенного усреднения ошибок первого рода (нераспознанных ситуаций) и второго рода (ситуаций, классифицированных как коллизии, но не являющихся таковыми).

Для оценки качества работы системы применялся метод скользящего контроля [6], а именно разбиение с одним отделяемым объектом (LOOCV).

Метод скользящего контроля такого вида (в противоположность методу «5-2» или k-кратному

разбиению) был выбран для избежания попадания нескольких схожих обучающих примеров в одну часть разбиения, тем самым возможно получение смещенной оценки ошибки.

Особенность выбранного метода состоит в необходимости раздельного учета ошибок первого и второго рода.

Анализ статистики затрат при возникновении ошибок первого и второго рода (по обучающей выборке) показывает, что затраты на исправление неправильного решения для ошибок первого и второго рода приблизительно равны:

$$P(y = +1) = 73\%,$$

$$P(y = -1) = 27\%$$

соответственно (если взять за 100% сумму этих затрат по одной и той же ситуации), т.е. убытки от нераспознанной коллизии намного больше, чем убытки от «ложной» коллизии (при условии что решений по ней будет принято, т.е. будет изменен технологический процесс изготовления сборочной единицы и потребуются доработка детали впоследствии).

Так как ошибки неравнозначны, то для оценки общей ошибки системы необходимо брать взвешенные значения ошибок первого и второго рода с весами соответственно 0,73 и 0,27 (несмотря на то, что ошибочно распознанная коллизия может быть легко проигнорирована пользователем при составлении результирующего документа).

Для тестирования была составлена выборка из 30 наиболее типовых прецедентов, имевших место в статистике самолетостроительного предприятия за определенный период. С привлечением экспертов для каждого случая были выделены обучающие правила, которые использовались при моделировании, а также предикаты, которые использовались в качестве исходных при проверке на каждом шаге разбиения.

Для сравнения результатов моделирования указанные ситуации были предложены двум экспертам (ведущим технологом) для решения. Сводные результаты представлены в табл. 1 (взвешенная ошибка вычислялась с использованием ранее указанных весов ошибки I и II рода).

Таблица 1

Результаты моделирования
процесса формирования координирующих решений

	эксперт1	эксперт2	СППР	эксперт1, %	эксперт2, %	СППР, %
Пропущенные коллизии (ошибка I рода)	7	3	4	23,33%	10,00%	13,33%
Излишние коллизии (ошибка II рода)	4	3	7	13,33%	10,00%	23,33%
Взвешенная ошибка				20,63%	10,00%	16,03%

Можно видеть, что имеющиеся в прототипе СППР правила позволяют формировать решения, вероятность ошибки в которых находится на уровне 16%, что приблизительно соответствует значению ошибки эксперта.

Можно также сделать вывод, что качество работы системы определяется качеством обучения базы знаний, которую она использует для распознавания и решений потенциальных коллизий. Таким образом, увеличивая размер выборки, или проводя извлечения знаний экспертов, можно добиться улучшение качества работы системы.

Главное же преимущество СППР состоит в том, что эффективность ее работы постоянна, в то время как человеку свойственно увеличение ошибок из-за большого количества ситуаций, что имеет место на реальном предприятии. По имеющейся статистике затрат на исправление брака были выделены виды брака, которые определяются коллизиями, распознаваемыми в автоматизированном режиме в СППР (в данной тестовой выборке это ситуации монтажа замков, установки крепежа, установки го-

товых изделий, совместной клепки шпангоутов и элементов интерьера). Уровень затрат на исправление брака относительно прямых материальных затрат, а также соотношение затрат на исправление брака по видам представлено на рис. 4, 5.

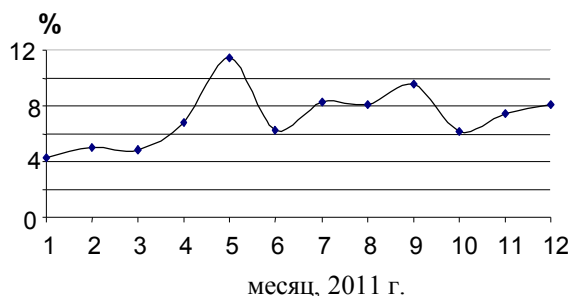


Рис. 4. Уровень непроизводительных затрат в % к прямым материальным затратам

Анализируя второй график, можно сказать, что среднее значение затрат на исправление брака по ситуациям, которые распознаются системой, составляет около 44%. Следовательно, учитывая общую

ошибку при работе системы, как вероятность получить неверное решение, равную 0,16, можно прогнозировать возможность уменьшения затрат, связанных с исправлением брака при сборке в среднем на $44\% \cdot 0,16 = 37\%$.

Следует заметить, что непроизводительные расходы на исправление брака на самолетостроительных предприятиях достигают до 15 – 20%, особенно при запуске нового изделия в серию или при проведении масштабных модификаций.

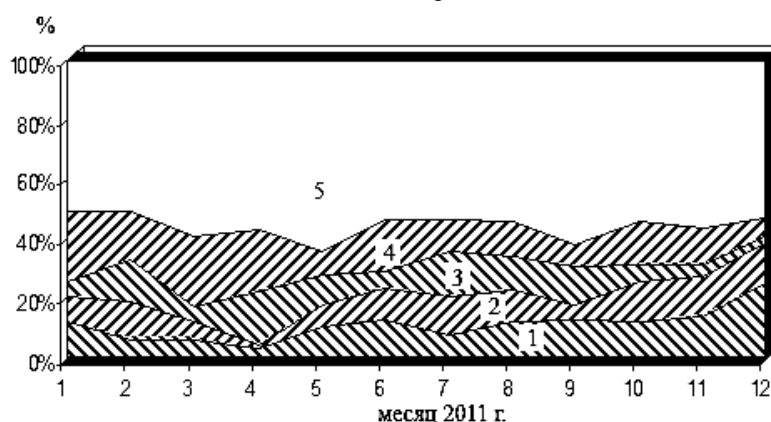


Рис. 5. Затраты на исправление брака и их качественный состав (по ситуациям, распознаваемым в СППР)
1 – монтаж замков; 2 – установка крепежа; 3 – установка ГИЗов; 4 – сборка шпангоутов; 5 – остальное

В качестве основы для оценки важности ошибок первого и второго рода была взята статистика объема непроизводительных затрат (потерь от брака и работ по его устранению) в процентах к прямым материальным затратам на предприятии авиастроительного профиля за 2011 год по сборочному цеху.

За основу при составлении обучающей и контрольной выборок были взяты сборочные технологические процессы, а также ТП изготовления деталей (соответствующих сборочных единиц) и соответствующая статистика по затратам на исправление брака.

Так по статистике на диаграмме (рис. 4, 5) среднее значение затрат на исправление брака в сборочном цехе составило около 7,2%. Следовательно, можно сделать вывод, что в результате применения разработанных моделей и методов (с учетом качества координирующих решений, формируемых системой) можно было ожидать снижения непроизводительных затрат по цеху в среднем на 2,7% (относительно прямых материальных затрат).

Выводы

В статье описаны принципы разработки автоматизированной системы поддержки принятия решений по технологической подготовке сборочного производства в самолетостроении. В качестве основы для построения подобной системы была выбрана многоагентная парадигма как программная реализация типового фрагмента СППР в виде интеллектуального агента.

С помощью разработанного прототипа СППР при проектировании сборочных технологических

процессов была проведена оценка эффективности разработанного метода формирования координирующих решений. Оценка проводилась с помощью метода скользящего контроля с одним отделяемым объектом. (LOOCV). В результате моделирования был получен уровень общей ошибки около 16%, что позволит в среднем снизить затраты на исправления брака на 37% (согласно статистическим данным объемов брака и затрат на его исправление по конкретным видам разрешимых коллизий).

Хотя процент ошибочных результатов на тестовом примере составляет около 16%, риск принятия неверного координирующего решения заранее меньше риска потерь от исправления брака в силу специфики самих координирующих решений.

Литература

1. Норенков И.П. Информационная поддержка наукоемких изделий. CALS-технологии / И.П. Норенков, П.К. Кузьмич. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – 320 с.
2. Алиев Р.А. Методы интеграции в системах управления производством / Р.А. Алиев. – М.: Энергоатомиздат, 1989. – 269 с.
3. Алиев Р.А. Методы и алгоритмы координации в промышленных системах управления / Р.А. Алиев, М.И. Либерзон. – М.: Радио и связь, 1987. – 208 с.
4. Шостак И.В. Интеллектуализация процессов технологической подготовки производства на основе мультиагентной технологии / И.В. Шостак, А.С. Топал // Вестник двигателестроения. – 2003. – № 2. – С.187-191.

5. Шостак И.В. Проблемы разработки мультиагентной интеллектуальной интегрированной системы поддержки принятия решений в авиационном производстве / И.В. Шостак, Л.А. Гордиенко, Е.П. Киричук, А.С. Топал // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2003. – № 8 (43). – С. 14-22.

6. Топал А.С. Формирование комплексных решений в интеллектуальных производственных системах / А.С. Топал // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. научн. тр. «ХАИ»*. – 2005. – Вып. 26. – С. 106-110.

Поступила в редакцию 20.05.2011

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

РОЗРОБКА ТИПОВОГО ФРАГМЕНТУ МУЛЬТИАГЕНТНОЇ CALS-СИСТЕМИ З ТЕХНОЛОГІЧНОЇ ПІДГОТОВКИ СКЛАДАЛЬНОГО ВИРОБНИЦТВА ЛІТАКОБУДІВЕЛЬНОГО ПІДПРИЄМСТВА

І.В. Шостак, В.А. Дем'яненко, Г.О. Фролова

У статті описані принципи розробки автоматизованої системи підтримки прийняття рішень з технологічної підготовки складального виробництва в літакобудуванні. Наведено оцінку ефективності розробленого методу формування координуючих рішень за допомогою розробленого прототипу системи підтримки прийняття рішень при проектуванні складальних технологічних процесів. Оцінка якості роботи системи проводилася за допомогою методу ковзаючого контролю з одним виділеним об'єктом. В результаті моделювання був отриманий рівень загальної помилки, який дозволить в середньому знизити витрати на виправлення помилки.

Ключові слова: літакобудування, комплексна автоматизація, CALS-система, складальне виробництво, програмний агент.

DEVELOPMENT OF MODEL FRAGMENT MULTIAGENT CALS-SYSTEM ON TECHNOLOGICAL PRODUCTIONS VENTURES ON AIRCRAFT PLANTS

I.V. Shostak, V.A. Demyanenko, G.F. Frolova

The paper described the principles of developing an automated system to support decision-making process by preparing the assembly plant in aircraft. The assessment of effectiveness developed method to forming the coordinating solutions with time-working prototype decision support system for design of assembly-technological processes. Evaluation of quality system was method sliding control with one detachable object (LOOCV). In the simulation was obtained by the level of total errors, which will reduce the average cost to fix the marriage.

Keywords: aircraft, integrated automation, CALS-system, assembly of production, a software agent.

Шостак Игорь Владимирович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры инженерии программного обеспечения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: iv_shostak@rambler.ru.

Демьяненко Владислав Анатольевич – ассистент кафедры инженерии программного обеспечения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: vladyслав.demyanenko@gmail.com.

Фролова Галина Александровна – канд. техн. наук, доцент кафедры инженерии программного обеспечения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Frolova.Galka@gmail.com.

УДК 623.004.67

В.Б. КОНОНОВ

*Харківський університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, Харків, Україна***ПЛАНУВАННЯ РОБІТ З МЕТРОЛОГІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ВІЙСЬК (СИЛ)**

Метрологічне обслуговування озброєння та військової техніки (ОВТ) здійснюється силами особового складу військових метрологічних лабораторій з періодичністю, яка вказана в експлуатаційній документації, або в інших нормативних документах, що регламентують порядок і терміни технічного обслуговування ОВТ. В статті запропоновані співвідношення, на основі яких здійснюється планування робіт з метрологічного забезпечення військ (сил). Обґрунтовується методика планування робіт з метрологічного обслуговування військ (сил), яка дозволяє досягти необхідної ефективності метрологічного обслуговування ОВТ.

Ключові слова: метрологічне обслуговування зразків озброєння та військової техніки, засоби вимірювальної техніки військового призначення.

Вступ

Постановка задачі. Метрологічне обслуговування військ (сил) організується з метою об'єктивної оцінки фактичного стану зразків озброєння та військової техніки (ОВТ) військ (сил). Тому питання, які пов'язані з планування робіт з метрологічного обслуговування військ (сил), відносяться до важливих науково-прикладних задач, актуальність яких полягає в необхідності підтримання озброєння та військової техніки (ОВТ) військ (сил) у боєздатному стані.

Аналіз літератури. В керівних документах та спеціалізованій літературі [1 – 5] розглядаються питання метрологічного забезпечення у сфері оборони. Так в [1] запропонована концепція розвитку системи метрологічного забезпечення у сфері оборони на період до 2015 року та на перспективу до 2025 року. В [2] визначені особливості метрологічної діяльності у сфері оборони. В [3] надана оцінка стану метрологічного забезпечення у Збройних Силах України та визначені заходи щодо його покращення. В роботі [4] викладаються питання організації та порядку експлуатації вимірювальної техніки у ЗС України. В роботі [5] з'ясовані основні питання організації метрологічного забезпечення військ (сил) у мирний час. Але в цих роботах не розглядаються питання, які пов'язані з плануванням робіт з метрологічного обслуговування військ (сил).

Метою статті є обґрунтування методики планування робіт з метрологічного обслуговування військ (сил).

Основний матеріал

Метрологічне обслуговування ОВТ – комплекс робіт з вимірювання та контролю параметрів (характеристик) виробів ОВТ, апаратури та пристроїв і

встановлення необхідності їх налаштування, регулювання або ремонту [5].

Метрологічне обслуговування ОВТ здійснюється силами особового складу військових метрологічних лабораторій з періодичністю, яка вказана в експлуатаційній документації, або в інших нормативних документах, що регламентують порядок і терміни технічного обслуговування ОВТ [5].

Ефективність метрологічного обслуговування ОВТ на наш погляд досягається:

- своєчасним плануванням заходів метрологічного обслуговування, повним та якісним його проведенням;
- підготовкою особового складу, якій виконує вимірювальні операції;
- завчасною і якісною підготовкою ЗВТ ВТ та випробувального обладнання, що використовується при вимірюванні характеристик агрегатів і систем;
- наявністю нормативно-технічної документації, яка визначає обсяг, послідовність, методи та засоби контролю експлуатаційних параметрів та характеристик зразків ОВТ.

При виконанні робіт з калібрування (повірки) та ремонту засобів вимірювальної техніки військового призначення ЗВТ ВП в закріплених з'єднаннях і військових частинах (підрозділах) необхідно забезпечити при оптимальне використання виробничих можливостей і рівномірне завантаження особового складу військових метрологічних лабораторій.

Військові метрологічні лабораторії створюються і діють у складі метрологічної служби Збройних Сил України, виходячи з необхідності:

- забезпечення єдності вимірювань;
- оперативності метрологічного обслуговування військ;
- забезпечення мінімальних фінансових витрат на проведення повірки, калібрування та ремонту в

органах Держспоживстандарту і на створення та утримання військових метрологічних лабораторій.

Кількість військових метрологічних лабораторій визначається з обсягу зразків озброєння та військової техніки, що підлягає метрологічному обслуговуванню, та територіального розташування військових частин і з'єднань.

Враховуючи те, що біля 80% робіт з перевірки, калібрування і ремонту ЗВТ ВП здійснюється безпосередньо в місцях їх розташування силами виїзних метрологічних груп за допомогою пересувних лабораторій вимірювальної техніки (ПЛВТ), максимальна відстань військових частин та з'єднань від військової метрологічної лабораторії становлює від 350 до 400 км (чим менш відстань тим більш оперативність проведення робіт з метрологічного обслуговування і менше вартість проведення цих робіт). В зв'язку з викладеним, організація метрологічного забезпечення військ повинна бути здійснена за регіональним (територіальним) принципом. Організаційна структура військової системи метрологічного забезпечення, таким чином, виключає дублювання що дає змогу скоротити наявну кількість метрологічних частин. Метрологічне обслуговування військ доцільно здійснювати регіональними метрологічними частинами центрального підпорядкування, що дає можливість здійснити метрологічне обслуговування усіх дислокованих у закріпленому регіоні з'єднань та частин незалежно від підпорядкованості.

Завантаженість військових метрологічних лабораторій та кількість необхідного персоналу для проведення робіт з метрологічного обслуговування військ визначається з щорічної потреби у робочому часі для проведення робіт з перевірки, калібрування та ремонту парку ЗВТ ВП, що експлуатується у військах.

Пропонується така методика планування робіт з метрологічного обслуговування військ. Перш за все, річна потреба у робочому часі на перевірку (калібрування) ЗВТ ВП визначається за формулою

$$\Pi_{\text{пов}} = \sum_{i=1}^n N_i \left[K_i \left(\frac{1+R}{100} \right) + K_{\text{кпі}} + K_{\text{зі}} \left(\frac{1+R}{100} \right) \right], \quad (1)$$

де $i = 1, 2, 3, \dots, n$ – кількість ЗВТ ВП (тип або декілька типів ЗВТ ВП одної групи вимірювань, згуртованих за ознакою порівняння витрат на їх перевірку (калібрування)); N_i – норма часу на перевірку (калібрування) i -го засобу вимірювань; K_i – кількість i -х одиниць ЗВТ ВП, які знаходяться в експлуатації; $K_{\text{кпі}}$ – кількість i -х одиниць ЗВТ ВП, що підлягають плановому (черговому) калібруванню (перевірці); $K_{\text{зі}}$ – кількість i -х одиниць ЗВТ ВП, які знаходяться на зберіганні; R – відсоток засобів вимірювальної техніки, яке підлягають позачерговій перевірці (каліб-

руванню) ($R = 1,5-15\%$ для ЗВТ ВП, що знаходиться в експлуатації; $R = 0,5-2\%$ для ЗВТ ВП, що знаходиться на зберіганні).

Річна потреба в робочому часі на ремонт ЗВТ ВП повинна визначатися за формулою

$$\Pi_{\text{рем}} = \sum_{j=1}^3 \sum_{i=1}^n (N_{ji} K_{ij}), \quad (2)$$

де $j = 1, 2, 3$ – група складності ремонту ЗВТ ВП; $i = 1, 2, 3, \dots, n$ – засіб вимірювальної техніки військового призначення, якій підлягає ремонту (під i розуміється тип або кілька типів засобів вимірювань даного найменування, які згруповані за ознакою рівності витрат часу на їх ремонт); N_{ji} – норма часу на ремонт j -ої групи складності i -го засобу вимірювань; K_{ij} – кількість одиниць i -х засобів вимірювань, що підлягають ремонту, j -ої групи складності.

Річний фонд робочого часу слід визначити як

$$\Phi = t(1-a)c, \quad (3)$$

де t – тривалість робочого дня осіб, які здійснюють перевірку або ремонт; a – час планових втрат робочого часу (за хворобою, відпустки, тощо згідно чинного законодавства), дорівнюється 0,09; c – календарний фонд робочого часу (кількість робочих днів у році).

Необхідна кількість фахівців метрологів, які безпосередньо будуть задіяні для проведення метрологічного обслуговування військ з перевірки (калібрування), визначається за формулою

$$T_{\text{пов}} = \frac{\Pi_{\text{пов}}}{\Phi}. \quad (4)$$

Необхідна кількість фахівців метрологів, які безпосередньо будуть задіяні для проведення метрологічного обслуговування військ з ремонту, визначається за формулою

$$T_{\text{рем}} = \frac{\Pi_{\text{рем}}}{\Phi}. \quad (5)$$

Загальна необхідна кількість фахівців метрологів, які безпосередньо будуть задіяні для проведення метрологічного обслуговування військ, визначається за формулою

$$T_{\text{необх}} = T_{\text{пов}} + T_{\text{рем}}. \quad (6)$$

Наступним кроком є визначення виробничих можливостей військових метрологічних лабораторій. Перш за все, визначмо добові виробничі можливості військової метрологічної лабораторії за формулою

$$\Omega_{ij}^K = \frac{T_{ij} \Phi_{\text{доб}}}{u_i^K + u_i^n}, \quad (7)$$

де Ω_{ij}^K – необхідна кількість одиниць засобів вимірювальної техніки i -го типу K -го виду обслуговування (період, калібрування, ремонту), j -ю військовою метрологічною лабораторією за розрахунковий період (добу); T_{ij} – кількість осіб (тих хто здійснює перевірку (калібрування), або ремонт) ЗВТ ВП i -го типу в j -му метрологічному органі; $\Phi_{доб}$ – добовий фонд робочого часу осіб (тих хто здійснює перевірку (калібрування), або ремонт) ЗВТ ВП в j -му метрологічному органі; u_i^K – норма часу на виконання K -го виду обслуговування перевірки (калібрування), i -го типу, год.; u_i^n – норма часу на ремонт засобу вимірювальної техніки i -го типу, год.

Далі визначаємо загальні виробничі можливості військових метрологічних лабораторій за розрахунковий період

$$\Omega = \sum_n^1 \Omega_{ij}^K \varphi, \quad (8)$$

де $\sum_n^1 \Omega_{ij}^K$ – загальна кількість одиниць засобів вимірювальної техніки від 1 – n , i -х типів, що потребують K -му виду обслуговування (період, калібрування, ремонту), j -ю військовою метрологічною частиною, підрозділом за розрахунковий період (добу); φ – часовий інтервал розрахункового періоду (рік, квартал, місяць, тощо.).

Висновки

1. В статті запропоновані співвідношення, за допомогою яких здійснюється планування робіт з метрологічного обслуговування військ (сил).

2. Викладена методика планування робіт з метрологічного обслуговування військ (сил).

Література

1. Концепція розвитку системи метрологічного забезпечення у сфері оборони на період до 2015 року та на перспективу до 2025 року. – К.:ЦУМІС, 2009. – 15 с.

2. Постанова Кабінету Міністрів України «Про затвердження положення про особливості метрологічної діяльності у сфері оборони» від 15.03.2006 № 328.

3. Директива начальника Генерального штабу Збройних Сил України «Про стан метрологічного забезпечення у Збройних Силах України та заходи щодо його покращення» від 14.07.2006 № 7.

4. Наказ заступника Міністра оборони з озброєння – начальника озброєння ЗС України «Про затвердження Керівництва з організації та порядку експлуатації вимірювальної техніки у ЗС України» від 1.06.2001.

5. Кузнецов І.Б. Організація метрологічного забезпечення військ (сил): навч. посібн. у 2-х частинах / І.Б. Кузнецов, П.М. Ябловський. – К.:НУОУ, 2009. – Ч.1. – 356 с.

Надійшла до редакції 4.06.2011

ПЛАНИРОВАНИЕ РАБОТ ПО МЕТРОЛОГИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ ВОЙСК (СИЛ)

В.Б. Кононов

Метрологическое обслуживание вооружения и военной техники (ВВТ) осуществляется силами личного состава военных метрологических лабораторий с периодичностью, которая указана в эксплуатационной документации, или в других нормативных документах, которые регламентируют порядок и сроки технического обслуживания ВВТ. В статье предложены соотношения, на основании которых производится планирование работ по метрологическому обеспечению войск (сил). Изложена методика планирования работ по метрологическому обслуживанию войск (сил), которая позволяет достичь необходимой эффективности метрологического обслуживания ВВТ.

Ключевые слова: метрологическое обслуживание образцов вооружения и военной техники, средства измерительной техники военного назначения.

PLANNING OF WORKS ON METROLOGIC MAINTENANCE OF TROOPS (FORCES)

V.B. Kononov

Metrology maintenance of armament and military technique (AMT) is carried out forces of personnel of soldiery metrology laboratories with periodicity which is indicated in an operating document, or in other normative documents which regulate an order and terms of technical maintenance of AMT. Correlations on the basis of which planning of works is made on the metrologic providing of troops are offered in the article (forces). The method of planning of works is expounded on metrologic maintenance of troops (forces), which allows to attain necessary efficiency of metrology maintenance of AMT.

Key words: metrologic maintenance of standards of armament and military technique, facilities of measuring technique of the military setting.

Кононов Володимир Борисович – д-р техн. наук, доцент, начальник кафедри, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків, Україна.

УДК 004.012.82

И.В. ШОСТАК, И.В. ГРУЗДО

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

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТОДОВ ОБНАРУЖЕНИЯ ПЛАГИАТА В РАБОТАХ СТУДЕНТОВ ТЕХНИЧЕСКИХ СПЕЦИАЛЬНОСТЕЙ

В статье приведены результаты сравнительного анализа методов обнаружения фактов плагиата в естественно-языковых текстах в аспекте применения этих методов для выявления текстологических заимствований в работах студентов технических ВУЗов. На основе результатов проведенного анализа показана необходимость усовершенствования математического и методического обеспечения систем поиска плагиата, направленного на повышение эффективности таких систем. Показано, что в составе математического обеспечения систем поиска плагиата в студенческих работах целесообразно использовать алгоритм Бойера–Мура, при этом оправданным с практической точки зрения оказывается применение метода сопоставления строк.

Ключевые слова: плагиат, студенческий плагиат, естественно-языковые тексты, информационно-поисковые системы.

Введение

Общая характеристика проблемы. Главной задачей на сегодняшний день, стоящей перед преподавателями вузов Украины, является повышение качества образовательных услуг. Снижение уровня получаемого образования происходит за счет того, что при выполнении индивидуальных заданий и итоговых работ многие студенты руководствуются принципом быстрого и простого заимствования текстов из многочисленных источников, размещенных в Интернете: чужих рефератов, эссе, курсовых и дипломных проектов.

Указанные обстоятельства делают актуальным создание эффективного информационного инструментария для анализа естественно-языковых текстов в научных работах и как следствие, расширения возможностей мониторинга учебного процесса [1]. Решение данной задачи влечет за собой необходимость разработки эффективной системы анализа естественно-языковых текстов для обнаружения плагиата. Эффективность тестовых оценок зависит не только от вида текста и класса документов, но и от методов, которые применяются для сравнения и определения факта заимствования. Поэтому необходимо вначале проанализировать существующий математический аппарат, определить какие методы и алгоритмы используются при анализе естественно-языковых текстов.

В настоящее время в литературе известно сравнительно мало работ, посвященных современным методам поиска текстологических заимствований в аспекте их применимости для выявления заимство-

ваний в студенческих работах, что и определяет актуальность данной статьи. Поэтому существует необходимость анализа современного математического аппарата.

Цель статьи состоит в критическом обзоре методов обнаружения фактов плагиата при анализе естественно-языковых текстов в аспекте их применимости для выявления заимствований в работах студентов технических специальностей.

Постановка задачи исследования. Имеется множество методов обнаружения плагиата пригодных для выявления текстологических совпадений в различного рода документах.

Необходимо, сформулировав ряд характерных критериев, определить эффективность применения каждого из известных методов поиска текстологических совпадений для выявления заимствований в работах студентов гуманитарных специальностей с целью установления плагиата.

Решение указанной задачи предполагает реализацию следующей последовательности шагов:

- уточнить какая из полнотекстовых поисковых информационных систем относится к нашей задаче;
- рассмотреть основные типы поиска текстологических совпадений относящиеся к категории информационно-поисковых систем;
- провести критический анализ алгоритмов поиска для выявления текстологических совпадений относящиеся к методам сопоставления строк для выявления плагиата в различных типах студенческих работ.

Результатом решения задачи является статистическая информация о скорости, точности работы,

а так же количестве правильно найденных совпадений в анализируемом тексте.

Системы выборки данных и информационно-поисковые системы

В работе Рейзенберга [2] был представлен один из первых фундаментальных обзоров задач информационного поиска и информационно-поисковых систем, Information Retrieval”, и, не смотря на то, что данная работа была опубликована в 1979 году, она содержит один из полных и исчерпывающих обзоров по информационному поиску на сегодняшний день. В приведённой классификации полнотекстовых поисковых информационных систем, в соответ-

ствии с работой Рейзенберга, существующие информационные системы, работающие с тестовыми документами, можно условно разделить на две категории: информационно-поисковые системы (в зарубежной терминологии они фигурируют под термином information retrieval systems, ИПС), и системы выборки данных (data retrieval systems, СВД). Стоит отметить, что данная классификация условна и в её контексте многие современные информационные системы совмещают в себе свойства, как систем выборки данных так и информационно-поисковых систем.

Базовые отличия систем выборки данных и информационно-поисковых систем, по Рейзенбергу, представлены в табл. 1.

Таблица 1

Сравнение систем выборки данных и информационно-поисковых систем

	СВД	ИПС
соответствие данных поисковому запросу	точное	частичное
классификация документов	детерминированная	вероятностная
язык запросов	искусственный	естественный
критерии выборки документов	булева функция релевантности	вероятностная функция релевантности
устойчивость к ошибкам в данных и запросах	неустойчивы	устойчивы

В данной работе проводится исследование систем, которые относятся к категории информационно-поисковых. В соответствии с этим рассмотрим основные типы поиска текстологических совпадений присущие данной категории.

Практически всю совокупность методов анализа текстовой информации можно отнести к категории информационно-поисковых систем. При этом их можно разделить на лингвистические методы и статистические (нелингвистические).

Лингвистические методы чаще всего ориентированы на извлечение смысла текста по его семантической структуре [3]. Нелингвистические методы не используют синтаксическую и семантическую информацию, заложенную в анализируемом тексте. Методы лингвистического анализа, включающие морфологический, синтаксический и семантический анализ, при сравнении смысловой схожести документов несомненно являются более предпочтительными, чем статистические.

Лингвистический анализ более точный и развернутый, вместе с тем он наиболее сложный и трудоемкий в использовании. Одним из классических примеров проблемной ситуации при анализе лингвистическим методом является омонимия, которая, в отличие от синонимии, не может быть решена построением дополнительного словаря [4]. При построении же полноценного морфологического ана-

лизатора возникают значительные затруднения с многообразием словоформ.

Так же следует отметить, что большинство лингвистических моделей ориентированы на один язык, и переход системы с английского на русский практически невозможен без существенной доработки всех модулей системы. Несмотря на значительные сложности при разработке лингвистических методов, работы в данном направлении ведутся уже многие годы и продолжают в настоящее время.

Основные типы поиска текстологических совпадений используемые в информационно-поисковых системах

Булевый поиск. В данном типе информационного поиска, запросы строятся на основе элементарных терминов документов (слов или словоформ), находящихся между собой в отношениях, определенных предикатами, такими как дизъюнкция ($\vee$), конъюнкция ($\wedge$) и отрицание ($\neg$). Булевы запросы обычно используются в поиске на точное соответствие, в котором документы проверяются на наличие того или иного термина [5].

Поиск по релевантности. Предположим, что имеется некоторое множество электронных текстовых документов и существует пользователь, кото-

рый, взаимодействуя с системой и формулируя поисковые запросы, получает множество удовлетворяющих запросу документов. В этом случае задачей релевантного поиска является как можно более полная и точная выборка подмножества документов наиболее близких по смыслу (релевантных) поисковому запросу. Здесь под понятием близости документа поисковому запросу следует понимать некоторую функцию корреляции между каждым документом и запросом, вычисление которой позволяет определить степень близости информационного содержания документа и запроса.

Также широко применяются и методы статистического анализа текста документов [6]. Основной проблемой информационно-поисковых систем является автоматическая обработка и классификация документов для последующего вычисления функции релевантности, где в качестве языка запросов может использоваться язык запросов приближённый к естественному. Типичными представителями поисковых систем, осуществляющих релевантный поиск, являются системы Web поиска: Google, Яндекс, AstaVista. В таких системах, сначала осуществляется обычный булевый поиск (который может учитывать и грамматические формы терминов запроса) и на основе его результатов, производится поиск документов, которые имеют ссылки на документы из базового множества и наоборот.

Поиск по сходству. Представляет собой модификацию булевого поиска, где поисковой системой учитываются возможные неточности в задании поисковых терминов или в электронном представлении документов. С одной стороны поиск по сходству увеличивает объём выборки релевантных запросу документов, однако так же увеличивается и вероятность выборки документов реальная степень релевантности которых очень мала. Поиск по сходству может быть очень полезен при выборке информации в специализированных электронных библиотеках таких как медицинские базы данных, или в системах распознавания текста, где существует определённая вероятность неточного задания термина в поисковом запросе или же в самом документе.

В настоящее время наиболее распространены поисковые системы, использующие два базовых принципа информационного поиска: поиск по ключевым словам (терминам) документов и поиск на основе кластерных методов и векторных моделей. Однако многие информационно-поисковые системы используют кластерные методы в качестве дополнения к поиску по ключевым словам, что позволяет существенно повысить эффективность и точность информационного поиска, а также эргономичность представления результатов поиска.

Следует отметить, что к основным обсуждае-

мым в литературе проблемам анализа строк относятся: сопоставление строк, вычисление расстояния между строками, нахождение самой длинной общей подпоследовательности, нечеткое сопоставление строк и поиск самой длинной повторяющейся подстроки. Ниже представлены постановка задач различные подходы к их решению.

Сопоставления строк обычно формулируется следующим образом [9]. Пусть заданы образец x , $|x| = m$, и текст y , $|y| = n$, где $m, n > 0$ и $m \leq n$. Если x содержится в y , найти позицию первого вхождения x в y , то есть определить наименьшее i , при котором $y(i, i + m - 1) = x(1, m)$. В обобщенной задаче требуется локализовать все вхождения x в y . Алгоритмы, решающие основную задачу, как правило, легко распространить на обобщенную. К наиболее «знаменитым» алгоритмам данной категории следует отнести: Кука, строки Фибоначчи, Кнута-Морриса, Бойера-Мура, Бойера-Мура-Хорспула, Бейза-Ейтс [9].

Расстояния между строками. Понятие функции, измеряющей расстояние, или метрики, используется в самых разных областях и часто используется для оценки сходства двух векторов. Такие функции применяют для определения силы связи двух признаков, или, например, в распознавании образов при сопоставлении шаблонов с различными частями изображений. Как известно, метрика задается функцией d с следующими свойствами [10]:

Неотрицательность $d(x, y) \geq 0 \forall x, y$.

Свойство нуля $d(x, y) \geq 0 \Leftrightarrow x = y$.

Симметричность $d(x, y) = d(y, x) \forall x, y$.

Неравенство треугольника
 $d(y, z) \leq d(x, y) + d(y, z) \forall x, y, z$.

Последовательности длины n иногда объявляют векторами в R^n и применяют обычные расстояния: "шахматной доски" $\max_i |x_i - y_i|$, "сити-блок" ("городских кварталов") $\sum_i |x_i - y_i|$ и Евклида

$$\sqrt{\sum_i (x_i - y_i)^2}.$$

При обработке строк, однако, символы не всегда уместно считать числами, несмотря на то, что коды символов являются ими. Кроме того, часто требуется сравнивать строки разной длины. Поэтому для сравнения строк обычно используют метрики, оценивающие максимальную стоимость преобразования одной строки в другую.

К наиболее «знаменитым» алгоритмам данной категории следует отнести: Расстояние Хемминга, расстоянием Левенштейна, Санкофа, Краскела и др.

Наибольшая общая подпоследовательность [11]. Подпоследовательность строки получается путем исключения из нее нуля или более символов, не обязательно смежных. Общая подпоследовательность двух строк – это строка, являющаяся подпоследовательностью каждой из них. Самая длинная из таких строк определяется, как, самая длинная общая подпоследовательность.

Итак, задача состоит в том, чтобы для данных строк x и y ($|x|, |y| > 0$) найти $|lcs(x, y)|$, где $lcs(x, y)$ – самая длинная общая подпоследовательность (longest common subsequence) x и y . Как правило, требуется найти не только длину $lcs(x, y)$, но и саму эту последовательность. К ним относятся методы Вагнера и Фишера, Хиршберга, Ханта и Мак-Илрой, Машека и Патерсона, Шиманского, Укконена и др.

Нечеткое сопоставление строк. Обобщенная задача сопоставления строк, включающая в себя нахождение подстрок строки текста, близких к заданному образцу строки, называется также задачей нечеткого сопоставления строк [9]. Задачу нечеткого сопоставления строк можно сформулировать следующим образом:

Пусть даны образец x , $|x| = m$, и текст y , $|y| = n$, $m, n > 0$ и $m \leq n$. Пусть даны также целое $k \geq 0$ и функция расстояния d . Требуется найти все подстроки s текста y такие, что $d(x, s) \leq k$.

Задача, таким образом, состоит в том, чтобы при заданной функции расстояния найти все подстроки текста, отстоящие от образца не более, чем на k . Если d является расстоянием Хемминга, задача называется сопоставлением строк с k несовпадениями, если же d – расстояние Левенштейна, задача называется сопоставлением строк с k различиями (или, иногда, ошибками).

Исчерпывающий обзор алгоритмов нечеткого сопоставления строк представлен в работе Галила и Джанкарло [Galil, Giancarlo, 1988], сравнение сложности некоторых алгоритмов проведено также Гоннетом и Бейза-Ейтсом [12].

Максимальная повторяющаяся подстрока. Максимальная повторяющаяся подстрока – это подстрока, имеющая в данной строке не меньше двух различных вхождений, причем сопоставление нельзя продолжить ни в одном направлении.

Задача нахождения самой длинной подстроки (longest repeated substring), появляющейся в данной строке более одного раза, можно сформулировать следующим образом [9].

Для данной строки y , $|y| = n > 0$, найти самую длинную подстроку, встречающуюся в y больше

одного раза. Самая длинная повторяющаяся подстрока – это самая длинная из строк максимальной длины x , такая что $y = uxvxw$ для некоторых строк u , v и w , где $|u| \geq 0$, $|v| \geq 0$ и $|w| \geq 0$. Однако, самую длинную повторяющуюся подстроку можно найти за линейное время, если использовать одну из структур данных, предложенных Вейнером (Weiner, 1973), содержащих компактный индекс для всех различных подстрок строки.

Проанализировав основные задачи анализа строк можно сделать вывод, что наиболее полно проблематику нашей области исследования затрагивают задачи сопоставления строк, а так же максимальная повторяющаяся подстрока.

Рассмотрим алгоритмы поиска для выявления текстологических совпадений относящиеся к методам сопоставления строк более подробно.

Алгоритмы поиска для выявления текстологических совпадений относящиеся к методам сопоставления строк

Алгоритм последовательного (прямого) поиска (The Brute Force Algorithm) [10, 12].

Обозначим S – слово, в котором ищется образец x . Пусть m и n – длины слов S и x соответственно. Можно сравнить со словом x все подслова S , которые начинаются с позиций $1, 2, \dots, m - n + 1$ в слове S , в случае равенства выводится соответствующая позиция [13, 14].

Максимальное, количество сравнений будет равно $O((m - n + 1) \times n + 1)$. Например, найдя строку $aaabc$ и обнаружив несоответствие в четвертом символе (совпало только aab), алгоритм будет продолжать сравнивать строку, начиная со следующего символа, хотя это однозначно не приведет к результату.

Следующий метод работает намного быстрее простейшего, но, к сожалению, накладывает некоторые ограничения на текст и искомую строку.

Алгоритм Рабина представляет собой модификацию линейного алгоритма. Он основан на следующей идее [15], в слове A , длина которого равна m , мы ищем образец x длины n . Вырежем "окошечко" размером n и передвигаем его по входному слову. Нас интересует, не совпадает ли слово в "окошечке" с заданным образцом.

Вместо побуквенного сравнения фиксируем некоторую числовую функцию на словах длины n , тогда задача сводится к сравнению чисел, что, намного быстрее. Если значения этой функции на слове в "окошечке" и на образце различны, то совпаде-

ния нет. Только если значения одинаковы, необходимо проверять последовательно совпадение по буквам».

Этот алгоритм выполняет линейный проход по строке (n шагов) и линейный проход по всему тексту (m шагов), стало быть, общее время работы есть $O(n + m)$. При этом не учитывается временная сложность вычисления хеш-функции. Тогда, время работы алгоритма линейно зависит от размера строки и текста, стало быть, программа работает быстро.

Строго говоря, время работы всего алгоритма в целом, есть $O(n + m + mn/P)$, mn/P достаточно невелико, так что сложность работы почти линейная.

Алгоритм Рабина и алгоритм последовательного поиска являются алгоритмами с наименьшими трудозатратами, поэтому они годятся для использования при решении некоторого класса задач. Однако эти алгоритмы не являются наиболее оптимальными (хотя бы потому, что иногда выполняют явно бесполезную работу, о чем было сказано выше), поэтому перейдем к следующему классу алгоритмов. Эти алгоритмы появились в результате тщательного исследования алгоритма последовательного поиска.

Рассмотрим **алгоритм Кнута – Морриса – Пратта** – алгоритм поиска образца (подстроки) в строке. Алгоритм был открыт Д. Кнутом и В. Праттом и, независимо от них, Д. Моррисом [16]. Результаты своей работы они опубликовали совместно в 1977 году [17].

Поставим следующую задачу: имеется образец S и строка T , и нужно определить индекс, начиная с которого строка S содержится в строке T . Если S не содержится в T – вернуть индекс, который не может быть интерпретирован как позиция в строке (например, отрицательное число). При необходимости отслеживать каждое вхождение образца в текст имеет смысл завести дополнительную функцию, вызываемую при каждом обнаружении образца.

Рассмотрим сравнение строк на позиции i , где образец $S[0, m-1]$ сопоставляется с частью текста $T[i, i+m-1]$. Предположим, что первое несовпадение произошло между $T[i+j]$ и $S[j]$, где $1 < j < m$. Тогда $T[i, i+j-1] = S[0, j-1] = P$ и $a = T[i+j] \neq S[j] = b$.

При сдвиге вполне можно ожидать, что префикс (начальные символы) образца S сойдется с каким-нибудь суффиксом (подсловом) текста P . Длина наиболее длинного префикса, являющегося одновременно суффиксом есть префикс-функция от строки P .

Это приводит нас к следующему алгоритму: пусть $\pi[j]$ – префикс-функция от строки $S[0, j-1]$.

Тогда после сдвига мы можем возобновить сравнения с места $T[i+j]$ и $S[\pi[j]]$ без потери возможного местонахождения образца. Средствами амортизационного анализа можно показать, что таблица π может быть вычислена за $\Theta(m)$ сравнений перед началом поиска. А поскольку строка T будет пройдена ровно один раз, суммарное время работы алгоритма будет равно $\Theta(m+n)$, где n – длина текста T .

Пример практической реализации – пусть ищется строка S_1 в строке S_2 . Построим строку $S = S_1 S_2$, где символ $\$$ – символ, не встречающийся ни в S_1 , ни в S_2 . Далее вычислим значения префикс-функции от строки S и всех её префиксов. Теперь, если префикс-функция от префикса строки S длины i равна n , где n – длина S_1 , и $i > n$, то в строке S_2 есть вхождение S_1 , начиная с позиции $i-2n$. Заметим, что алгоритм последовательного поиска и алгоритм КМП помимо нахождения самих строк считают, сколько символов совпало в процессе работы.

Алгоритм Бойера-Мура, разработанный двумя учеными – Бойером (Robert S. Boyer) и Муром (Strother Moore), считается наиболее быстрым среди алгоритмов общего назначения, предназначенных для поиска подстроки в строке.

Простейший вариант алгоритма Бойера-Мура состоит из следующих шагов. На первом шаге строим таблицу смещений для искомого образца. Далее совмещаем начало строки и образца и начинаем проверку с последнего символа образца. Если последний символ образца и соответствующий ему при наложении символ строки не совпадают, образец сдвигается относительно строки на величину, полученную из таблицы смещений, и снова проводится сравнение, начиная с последнего символа образца. Если же символы совпадают, производится сравнение предпоследнего символа образца и т.д. Если все символы образца совпали с наложенными символами строки, значит, была найдена подстрока и поиск окончен. Если же какой-то (не последний) символ образца не совпадает с соответствующим символом строки, мы сдвигаем образец на один символ вправо и снова начинаем проверку с последнего символа. Весь алгоритм выполняется до тех пор, пока либо не будет найдено вхождение искомого образца, либо не будет достигнут конец строки.

Величина сдвига в случае несовпадения последнего символа вычисляется исходя из следующих соображений: сдвиг образца должен быть минимальным, таким, чтобы не пропустить вхождение образца в строке. Если данный символ строки встречается в образце, мы смещаем образец таким образом, чтобы символ строки совпал с самым пра-

вым вхождением этого символа в образце. Если же образец вообще не содержит этого символа, мы сдвигаем образец на величину, равную его длине, так что первый символ образца накладывается на следующий за проверявшимся символ строки. Величина смещения для каждого символа образца за-

висит только от порядка символов в образце, поэтому смещения удобно вычислить заранее и хранить в виде одномерного массива, где каждому символу алфавита соответствует смещение относительно последнего символа образца. Графически все это можно изобразить как представлено на рис. 1.

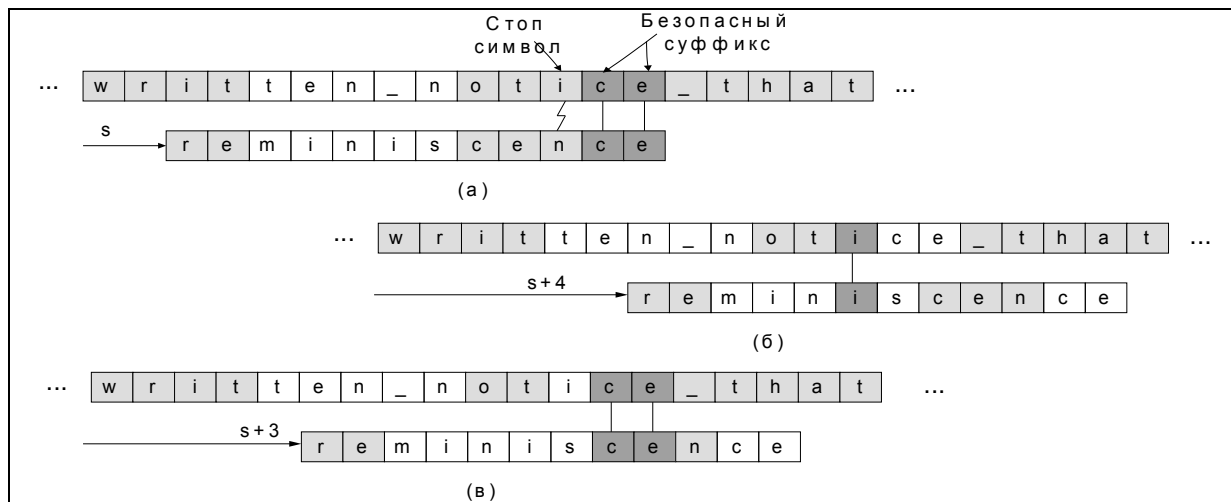


Рис. 1. Графическая демонстрация алгоритма Бойера – Мура

Поиск подстрок с помощью конечного автомата. По определению, конечный автомат представляет собой пятерку $M = (Q, q_0, A, \Sigma, \delta)$, где Q – конечное множество состояний; $q_0 \in Q$ – начальное состояние; $A \subseteq Q$ – конечное множество допускающих состояний; Σ – конечный входной алфавит; δ – функция $Q \times \Sigma \rightarrow Q$, называемая функцией переходов автомата. Первоначально конечный автомат находится в состоянии q_0 . Затем он по очереди читает символы из входной строки. Находясь в состоянии q и читая символ a , автомат переходит в состояние $\delta(q, a)$. Если автомат находится в состоянии $q \in A$ то он допускает прочитанную часть входной строки. Если $q \notin A$, то прочитанная часть строки отвергнута.

С конечным состоянием M связана функция $\varphi: \Sigma^* \rightarrow Q$, называемая функцией конечного состояния, определяемая следующим образом: $\varphi(w)$ есть состояние, в которое придет автомат (из начального состояния), прочитав строку w . Автомат допускает строку w тогда и только тогда, когда $\varphi(w) \in A$. Для каждого образца P можно построить конечный автомат, ищущий этот образец в тексте. Первым шагом в построении автомата, соответствующего строке-образцу $P[1..m]$, является построение по P вспомогательной суффикс-функции (как в алгоритме КМП).

Определим конечный автомат, соответствующий образцу $P[1..m]$, следующим образом:

- его множество состояний. Начальное состояние $q_0 = 0$. Единственное допускающее состояние m ;
- функция переходов δ определена соотношением (q – состояние, $a \in \Sigma$ – символ): $\delta(q, a) = \delta(Pqa)$.

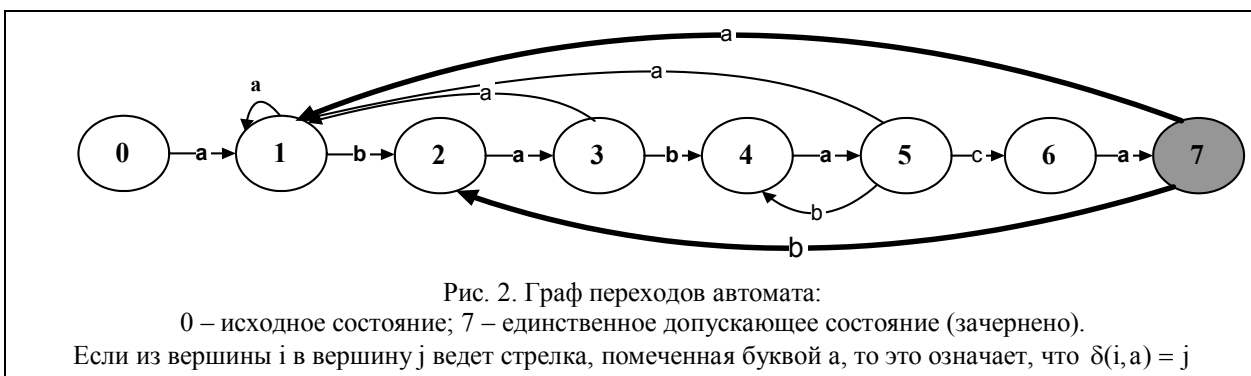
Поясним это соотношение. Требуется сконструировать автомат таким образом, чтобы при его действии на строку T соотношение $\varphi(Ti) = \delta(Ti)$ являлось инвариантом (тогда равенство $\varphi(Ti) = m$ будет равносильно тому, что P входит в T со сдвигом $i - m$, и автомат тем самым найдет все допустимые сдвиги).

Задача поиска подстроки состоит из 2-х частей:

- построение автомата по образцу (определение функции переходов для заданного образца);
- применение этого автомата для поиска вхождений образца в заданный текст.

Построим по граф переходов автомата (рис. 6), распознающего образец $ababaca$.

Находясь в состоянии q и прочитав очередной символ a , автомат переходит в состояние $\delta(q, a)$. Обратим внимание, что его остов помечен символами образца (эти переходы выделены жирными стрелками). Жирные стрелки, идущие слева направо, соответствуют успешным этапам поиска подстроки P – следующий входной символ совпадает с очередным символом образца. Стрелки, идущие справа налево, соответствуют неудачам – следующий входной символ отличается от очередного символа образца.



Проанализировав теоретические данные по данным алгоритмам сведем их в общую таблицу которая будет демонстрировать зависимость алго-

ритма, от таких показателей: время на обработку, среднее время необходимое на разработку, худшее время поиска и затраты памяти (табл. 2).

Таблица 2

Анализ алгоритмов поиска

Алгоритм	Время на пред. обработку	Среднее время поиска	Худшее время поиска	Затраты памяти	Примечания
Алгоритм прямого поиска	Нет	$O((m-n+1)*n+1)/2$	$O((m-n+1)*n+1)$	Нет	Малые трудозатраты на программу, малая эффективность.
Алгоритм Рабина	Нет	$O(m+n)$	$O((m-n+1)*n+1)$	Нет	
КМП	$O(m)$	$O(n+m)$	$O(n+m)$	$O(m)$	Универсальный алгоритм, если неизвестна длина образца
БМ	$O(m+s)$	$O(n+m)$	$O(n*m)$	$O(m+s)$	Алгоритмы этой группы наиболее эффективны в обычных ситуациях. Быстродействие повышается при увеличении образца или алфавита.

Исходя из полученных результатов, видно, что алгоритм Бойера – Мура является ведущим по всем параметрам, казалось бы, найден самый эффективный алгоритм. Но не всегда результаты доказанные в теории подтверждают себя на практике. Поэтому не возможно сделать вывод, какой из алгоритмов является самым оптимальным и для какого класса задач наиболее эффективен тот или иной алгоритм, так же следует отметить то, что имеются различные узконаправленные улучшения, для каждого алгоритма учитывающие при этом специфику области. Но при этом необходимо отметить то, что алгоритм поиска подстроки в строке следует выбирать только после точной постановки задачи, которые должна выполнять программа

Но это все хорошо в теории, а как выглядит на практике неизвестно, поскольку никто не проводил комплексного анализа алгоритмов между собой даже на одной практической задаче. Не всегда теоретические постулаты работают так как предполагалось в теории поэтому для того, чтобы более полно судить об эффективности каждого алгоритма необходимо его проверить и с практической точки зре-

ния. При этом целесообразно продолжить исследование алгоритмов, относящихся к методам анализа максимально повторяющаяся подстроки.

Выводы

На данном этапе актуальной является проблема повышения уровня образования и, как следствие, создания эффективного информационного инструментария для анализа естественно-языковых текстов в студенческих работах и расширения функций мониторинга учебного процесса. В связи с высокой стоимостью и сложностью разработки таких программ, необходимо обосновать выбор эффективного математического аппарата для будущей системы.

Работа посвящена исследованию таких систем, которые относятся к категории информационно-поисковые системы. Рассмотрены методы поиска текстологических совпадений присущие данной категории это лингвистические и статистические (внелингвистические) методы. Лингвистические методы чаще всего ориентируются на извлечение смысла текста по его семантической структуре. Нелингвис-

тические методы не используют синтаксическую и семантическую информацию, заложенную в анализируемом тексте. Методы лингвистического анализа, включающие морфологический, синтаксический и семантический анализ, при сравнении смысловой схожести документов несомненно являются более предпочтительными, чем статистические.

Большинство лингвистических моделей ориентированы на один язык, и переход системы с английского на русский практически невозможен без существенной доработки всех модулей системы. Несмотря на значительные сложности при разработке лингвистических методов, работы в данном направлении ведутся многие годы и продолжаются в настоящее время.

Наиболее распространены поисковые системы, использующие два базовых принципа информационного поиска: поиск по ключевым словам документов и поиск на основе кластерных методов и векторных моделей. Однако многие информационно-поисковые системы используют кластерные методы в качестве дополнения к поиску по ключевым словам, что позволяет существенно повысить эффективность и точность информационного поиска, а также удобочитаемость результатов поиска. К системам, использующим поиск по ключевым словам можно отнести большинство широко распространенных поисковых систем, среди них такие системы Web поиска как: Яндекс, Google, AstaVista, Yahoo.

К основным, обсуждаемым в литературе проблемам анализа строк относятся: сопоставление строк, вычисление расстояния между строками, нахождение самой длинной общей подпоследовательности, нечеткое сопоставление строк и поиск самой длинной повторяющейся подстроки. Проанализировав основные задачи анализа строк следует отметить, что наиболее полно специфику области исследования затрагивают задачи сопоставления строк, а так же максимальная повторяющаяся подстрока.

Проведен анализ методов и их алгоритмов в частности алгоритмов (прямого поиска, алгоритм Рабина, Кнута–Морриса–Пратта, Бойера–Мура). Анализ показал, что для выявления текстологических совпадений в работах относящиеся к методам сопоставления, алгоритм Бойера–Мура является ведущим по всем параметрам, казалось бы, найден самый эффективный алгоритм. Но не всегда результаты доказанные в теории подтверждают себя на практике. Поэтому невозможно сделать вывод, какой из алгоритмов является самым оптимальным и для какого класса задач наиболее эффективен тот или иной алгоритм, так же следует отметить то, что имеется возможность различных узконаправленных улучшений, для каждого алгоритма учитывающих при этом специфику предметной области. При этом

необходимо отметить, что алгоритм поиска подстроки в строке следует выбирать только после точной постановки задачи, которую должна выполнять программа.

В частности для применения данных алгоритмов, в практических задачах, где возможно появление отклонений, существует необходимость проведения эксперимента, для более полной оценки каждого алгоритма. Так же необходимо продолжить исследование алгоритмов, относящихся к методам анализа максимально повторяющейся подстроки.

Литература

1. Груздо И.В. Проблемы машинного анализа естественно-языковых текстов для обнаружения плагиата в научных работах», / И.В. Груздо // *Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ - 2010: Всеукраїнська науково-технічна конференція, Харків НАУ "ХАІ", 22-24 ноября 2010 г., Т 3.* – 220 с.
2. Van Rijsbergen C.J. *Information Retrieval. Dept. of Computer Science / C.J. van Rijsbergen.* – University of Glasgow, 1979.
3. Чугреев В.Л. *Модель структурного представления текстовой информации и метод её тематического анализа на основе частотно-контекстной классификации: дисс. ... канд. тех. наук: 05.13.01/ В.Л. Чугреев.* – СПб.: СПбЭУ, 2003. – 185 с.
4. Крутяров Д.В. *О выборе метода анализа текстовой информации / Д.В. Крутяров // Проблемы полиграфии и издательского дела.* – 2006. – № 3. – С. 175-178.
5. *Онтологии и тезаурусы: модели, инструменты, приложения курс лекций [Электронный ресурс] / Б.В. Добров, В.В. Иванов, Н.В. Лукашевич, В.Д. Соловьев.* – Режим доступа к документу:– <http://www.intuit.ru/departament/expert/ontoth/3/2.html>, лекция 3. Заголовок с экрана.
6. Адаманский А. *Обзор методов и алгоритмов полнотекстового поиска [Электронный ресурс] / А. Адаманский // Новосибирский государственный университет: тезисы доклада 2006 г.* – Режим доступа к документу:– <http://callisto.nsu.ru/documentation/searchreview.pdf>. Заголовок с экрана.
7. Taher Haveliwala. *Efficient computation of pagerank. Technical Report 2009-31. Stanford University, 2009.* [Электронный ресурс] / Taher Haveliwala. – Режим доступа к документу: <http://dbpubs.stanford.edu/pub/2009-31>. Заголовок с экрана.
8. Peter Marendy. *A Review of World Wide Web searching techniques, focusing on HITS and related algorithms that utilise the link topology of the World Wide Web to provide the basis for a structure based search technology, 2001.* [Электронный ресурс] / Peter Marendy. – Режим доступа к документу: <http://citeseer.nj.nec.com/559198.html>. Заголовок с экрана.

9. String Search Graham A. Stephen October 1999 Technical Report TR-92-gas-01 School of Electronic Engineering Science University College of North Wales Dean Street, Bangor, Gwynedd, UK LL57 1UT.

10. Graham A. Stephen Анализ строк. [Электронный ресурс] / A. Graham. – Режим доступа к документу: <http://www.hardline.ru/1/11/1352/1750-1.html>. Заголовок с экрана.

11. Смит Б. Методы и алгоритмы вычислений на строках. Теоретические основы регулярных вычислений. / Билл Смит. – М.: Вильямс, 2006. – 496 с.

12. Baeza-Yates R. Handbook of algorithms and data structures (2ed., AW, 1991)(T)(433s)_CsAl_djvu [Электронный ресурс] / R. Baeza-Yates. – Режим доступа к документу: http://statik.qip-file-serv12.ru/uploads/newlinks/e0/nt10/vnormal/bnone/d43385312/tf4169/s0/G._H._Gonnet_R._Baeza-Yates_-_Handbook_of_Algorithms.rar.

13. Kurtz St. Fundamental Algorithms For A Declarative Pattern Matching System / St. Kurtz. – Bielefeld: Universität Bielefeld, 1995. – 238 с.

14. Lecro T. Exact string matching algorithms. – [Электронный ресурс] / T. Lecro. – Режим доступа к документу: <http://algotlist.manual.ru/>. Заголовок с экрана.

15. Кормен Т. Алгоритмы построения и анализ / Т. Кормен, Ч. Лейзерсон, Р. Ривест. – М.: МЦНМО, 2002. – 960 с.

16. Алгоритмы: построение и анализ / Т. Кормен, Ч. Лейзерсон, Р. Ривест, К. Штайн; под ред. И.В. Красикова. – М.: Вильямс, 2005. – 1296 с. – ISBN 5-8459-0857-4.

17. Donald Knuth Vaughan Pratt. Fast pattern matching in strings / Donald Knuth; James H. Morris // Jr. SIAM Journal on Computing 6 (2). – 1977. – № 6 (2). – P. 323-350. DOI:10.1137/0206024.

Поступила в редакцию 28.05.2011

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

АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ МЕТОДІВ ВИЯВЛЕННЯ ПЛАГІАТУ У РОБОТАХ СТУДЕНТІВ ТЕХНІЧНИХ СПЕЦІАЛЬНОСТЕЙ

I.V. Shostak, I.V. Gruzdo

У статті наведені результати порівняльного аналізу методів виявлення фактів плагіату в природно-мовних текстах в аспекті застосування цих методів для виявлення текстологічних запозичень в роботах студентів технічних ВНЗ. На основі результатів проведеного аналізу показано необхідність удосконалення математичного і методичного забезпечення систем пошуку плагіату, спрямованого на підвищення ефективності таких систем. Показано, що в складі математичного забезпечення систем пошуку плагіату в студентських роботах доцільно використовувати алгоритм Бойера - Мура, при цьому виправданим з практичної точки зору виявляється застосування методу зіставлення рядків.

Ключові слова: плагіат, студентський плагіат, природно-язикові тексти, інформаційно-пошукові системи

ANALYSIS OF THE EFFECTIVENESS OF METHODS OF DETECTION OF PLAGIARISM IN THE WORKS TECHNICAL STUDENTS

I.V. Shostak, I.V. Gruzdo

The results of a comparative analysis of methods of detecting evidence of plagiarism in natural language texts in the aspect of applying these techniques to identify textual borrowing in the works of students of technical universities. Based on the results of the analysis shows the need to improve mathematical and methodological support of search engines plagiarism aimed at improving the efficiency of such systems. It is shown that the composition of software systems, finding plagiarism in student papers should be used algorithm Boyer - Moore, with justifiable from a practical point of view is the application of the method of matching rows.

Key words: plagiarism, student plagiarism, natural-language texts, information retrieval systems/

Шостак Игорь Владимирович – д-р техн. наук, проф. кафедры инженерии программного обеспечения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: iv_shostak@rambler.ru.

Груздо Ирина Владимировна – аспирантка кафедры инженерии программного обеспечения Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: tigraltwovna@rambler.ru.