

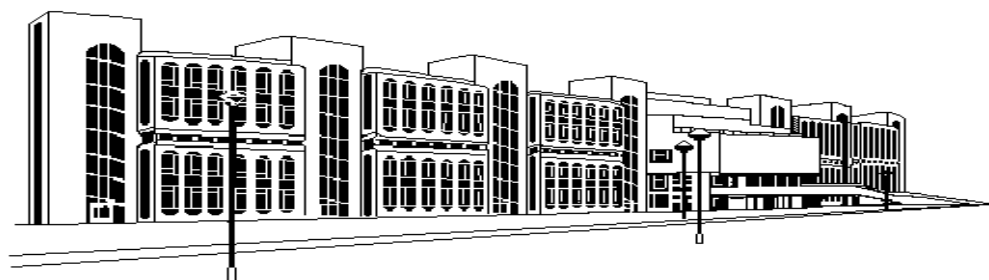


ISSN 2079-0619

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ  
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

# НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 205



**Москва  
2014**

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ  
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

---

# **НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА**

**№ 205 (7)**

Издается с 1998 г.

**Москва  
2014**

*Научный Вестник МГТУ ГА решением Президиума ВАК Министерства образования и науки РФ включен в перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук*

## **Главная редакция**

**Главный редактор** – заслуженный юрист РФ, д-р юрид. наук, д-р техн. наук, проф. Б.П. Елисеев (МГТУ ГА)

**Зам. главного редактора** – д-р техн. наук, проф. В.В. Воробьев (МГТУ ГА)

**Ответственный секретарь главной редакции** – д-р техн. наук, доц. О.Г. Феоктистова (МГТУ ГА)

**Члены главной редакции** – почетный работник науки и техники, д-р филос. наук, проф. О.Д. Гаранина (МГТУ ГА);

- заслуженный деятель науки и техники РФ, д-р физ.-мат. наук, проф. А.И. Козлов (МГТУ ГА);
- заслуженный деятель науки РФ, д-р техн. наук, проф. В.Г. Ципенко (МГТУ ГА);
- д-р техн. наук, проф. В.Т. Калугин (МГТУ им. Н.Э. Баумана);
- заслуженный деятель науки РФ, д-р физ.-мат. наук, проф. Д.С. Лукин (МФТИ);
- заслуженный работник транспорта РФ, д-р техн. наук, проф. В.С. Шапкин (ГосНИИ ГА)
- заместитель декана факультета Национальной школы гражданской авиации (ЕНАС) Бруно Ламискарре (Тулуза, Франция);
- директор Межведомственного Центра промышленных исследований в аэронавтике Франко Персини (Болонский университет, Италия);
- профессор кафедры аэрокосмической техники Университета Севильи Дамиан Ривас (Испания)

## **Редакционная коллегия выпуска**

**Ответственный редактор выпуска** – д-р техн. наук, проф. Ю.М. Чинючин (МГТУ ГА)

**Зам. ответственного редактора выпуска** – д-р техн. наук, проф. Н.Н. Смирнов (МГТУ ГА)

**Ответственный секретарь выпуска** – вед. инженер Л.А. Потапова (МГТУ ГА)

**Члены редакционной коллегии**

- д-р техн. наук, проф. В.М. Рухлинский (МАК)
- д-р техн. наук, проф. А.А. Ицкович (МГТУ ГА)
- д-р техн. наук, проф. В.А. Пивоваров (МГТУ ГА)
- д-р техн. наук, проф. Г.Н. Гипич (ОАО «Авиатехприемка»)
- д-р техн. наук, проф. С.В. Далецкий (ГосНИИ ГА)

E-mail: yu.chinychin@mstuca.aero

тел. +7(499)459-07-34

*Плата за публикацию в Научном Вестнике МГТУ ГА с аспирантов не взимается*

---

---

**НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК  
МОСКОВСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО  
ТЕХНИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА  
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

---

---

№ 205 (7)

2014

**СОДЕРЖАНИЕ**

<b>Чинючин Ю.М.</b> Общая характеристика состояния дел в гражданской авиации и проблемные вопросы.....	5
<b>Чинючин Ю.М., Смирнов Н.Н., Кирдюшкин В.С., Гафуров Д.С.</b> Формирование Минимальных перечней оборудования воздушных судов, обеспечивающего безопасные и регулярные полеты.....	10
<b>Ицкович А.А., Файнбург И.А.</b> Логистические аспекты оптимизации программ поддержания летной годности воздушных судов.....	16
<b>Алексамян А.Р., Ицкович А.А., Файнбург И.А.</b> Метод интегрированной логистической поддержки формирования процедур поддержания летной годности воздушных судов.....	22
<b>Дашков И.Д., Зубков Б.В.</b> Оценка соответствия функциональных систем воздушных судов требованиям норм летной годности.....	28
<b>Дашков И.Д., Зубков Б.В.</b> Определение и оценка состояний функциональных систем воздушных судов в системе управления безопасностью полетов .....	32
<b>Кротов С.А.</b> Концепция эксплуатационной модели отказобезопасности.....	37
<b>Машошин О.Ф., Зонтов Г.С.</b> Диагностика авиационного газотурбинного двигателя по наличию вредных примесей в системе кондиционирования воздуха .....	44
<b>Ланский А.М., Лукачев С.В., Матвеев С.Г.</b> Современное состояние проблемы и пути улучшения характеристик рабочего процесса камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей .....	49
<b>Бирюков Р.В., Киселев Ю.В.</b> Температурная диагностика роторных подшипников газотурбинных двигателей.....	55
<b>Пивоваров В.А., Цуркаль А.А.</b> Управление повреждаемостью иностранной авиационной техники, эксплуатируемой в Российской Федерации.....	62
<b>Борисов С.П.</b> Прогнозирование влияния конструктивных факторов на сопротивление усталости материалов.....	67
<b>Герасимова Е.Д., Полякова И.Ф., Кирдюшкин В.С.</b> Особенности формирования комплекта запасных изделий с целью обеспечения регулярности вылетов воздушных судов гражданской авиации .....	74
<b>Семенихин Р.Л.</b> Расчетная оценка запаса прочности хвостового вала вертолета Ми-2 .....	81
<b>Найда В.А., Буянов И.А., Галкин П.В.</b> Автоматизированная база учебных материалов тренажера по специальности «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» .....	86
<b>Колокольников Ф.А., Яблонский С.Н.</b> Перспективы развития автоматизированных обучающих систем для теоретической подготовки персонала гражданской авиации.....	91
<b>Засухин А.С.</b> Процедуры поиска и устранения неисправностей с использованием тренажеров «FAROS» технического обслуживания самолётов семейства Airbus .....	95
<b>Левицкий С.В., Левицкая Е.В.</b> Методика оценки транспортной эффективности магистрального пассажирского самолета.....	99

<b>Кирдюшкин Ю.С.</b> К решению задач энергетического распределения при производстве и в процессе сжигания альтернативных видов авиатоплива .....	107
<b>Чинючин Ю.М., Бамбаева Н.Я., Борзова А.С.</b> Инновационная деятельность учебно-методического объединения российских вузов по авиационным направлениям и специальностям.....	112
<b>Емельянов В.Е., Круглов А.П.</b> Оценка характеристик резервируемых радиотехнических систем обеспечения полетов с двумя типами отказов .....	118
<b>Емельянов В.Е.</b> Модель оценки функционального состояния радиолокационных станций УВД с учетом изменения условий .....	124
<b>Петров Н.А.</b> Разработка универсального алгоритма разрешения конфликтных ситуаций в воздушном пространстве при полете магистрального самолета .....	129
<b>Железная И.П.</b> К вопросу о развитии региональной авиации в Российской Федерации .....	137

УДК 629.735

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СОСТОЯНИЯ ДЕЛ В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ И ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ

Ю.М. ЧИНЮЧИН

Представлены основные показатели деятельности отрасли в динамике за период с 1991 г. по общему объему авиаперевозок, по регулярности полетов, по структуре парка воздушных судов, количеству эксплуатантов. Выделены наиболее приоритетные направления дальнейшего развития ГА, и дана общая характеристика проблем, сдерживающих и затрудняющих достижение более высоких показателей эффективности эксплуатации воздушного транспорта.

**Ключевые слова:** гражданская авиация, показатели деятельности, динамика, приоритетные направления развития, проблемные вопросы.

Основным направлением государственных программ перспективного развития Российской Федерации к 2018 г. предусматривается увеличение показателей транспортной подвижности населения на 40%. По состоянию на начало 2014 г. удельный вес отдельных видов транспорта в общем пассажирообороте в России представлен в табл. 1. Здесь же приведены аналитические данные и для других государств мира.

**Таблица 1**

Удельный вес отдельных видов транспорта в общем пассажирообороте

	Железнодорожный	Автомобильный	Воздушный
Россия	42,4	27,8	29,6
Армения	0,7	69,4	29,9
Беларусь	46,3	46,5	7,2
Германия	6,5	76,3	17,3
Казахстан	15,7	78,5	5,8
Китай	33,5	53,2	12,9
Соединенное Королевство (Великобритания)	4,9	72,7	22,4
США	0,3	88,4	≈ 11
Украина	42,4	48,9	8,6
Франция	8,1	78,0	13,9
Япония	28,2	65,4	6,1

Пассажирские авиаперевозки в РФ развиваются в последние годы со значительным опережением по сравнению с мировыми темпами. Ежегодный прирост пассажирооборота в России составляет 15-17% при росте авиаперевозок в мире – 5,3%. В табл. 2 представлены показатели деятельности пассажирского воздушного транспорта России за период с 2000 г. по 2013 г., в табл. 3 дан прогноз роста показателей в соответствии с транспортной стратегией страны.

Таблица 2

## Показатели деятельности пассажирского воздушного транспорта России

Показатели	2000	2005	2008	2009	2010	2011	2012	2013
Млн. пасс.	23	36,5	49,8	45,1	57,0	64,1	74,0	84,6
Млрд. пасс.- км	53,4	85,8	123,0	113,0	147,0	166,8	195,8	225,2
% занятости кресел				74,3	78,2	77,2	78,3	79,5
Количество эксплуатантов	296	182	175	169	158	126	122	119

В 1990 г. население в Советском Союзе составляло 250,0 млн. чел. (в том числе в РСФСР – 150,0 млн. чел.), воздушным транспортом было перевезено 140,0 млн. чел. (в том числе в РСФСР – 94,0 млн. чел.). В Российской Федерации в 1999 г. при населении 150,0 млн. чел. перевезено 21,5 млн. чел., в 2001 г. – 25,1 млн. чел., в 2013 г. – 84, 6 млн. чел.

Таблица 3

## Прогноз показателей в соответствии с транспортной стратегией страны

Показатели	2010	2015	2020	2030	2050
Перевозки пасс. (млн.) - ПРОГНОЗ	59,5 (факт. – 57,0)	86,1 (факт. – 2013 г. – 84,6)	126,5	155,0	410,2
Пассажирооборот – всего, млрд. пасс.- км	144,1 (факт. – 147,0)	204,3 (факт. – 2013 г. – 225, 0)	290,0	593,0	-

Результаты анализа регулярности полетов в ГА России представлены в табл. 4.

Таблица 4

## Задержки отправок ВС по регулярным и чартерным рейсам в ГА РФ

Задержки	Всего задержек		Полеты (2011 г.)			
			регулярные		чартерные	
> 2 ч	11416	38,8%	7204	63%	4212	37%
> 3 ч	5514	18,75%	3408	62%	2106	38%
> 4 ч	3486	11,85%	2117	60%	1369	40%
> 5 ч	2195	7,4%	1346	61%	849	39%
> 6 ч	6801	23,13%	4455	65,5%	2346	34,5%
	-	-	-	63%	-	37%

Необходимо отметить, что стоимость авиационной перевозки в России остается по-прежнему высокой. Анализ базовых затрат в структуре себестоимости перевозок за последние 10 лет показал, что затраты на авиаГСМ составляют более 30% (табл. 5).

Таблица 5

## Структура себестоимости авиаперевозок (2010-2012 гг.)

Базовые затраты	Средняя доля, %
1. ТО и ремонт	9,0
2. АвиаГСМ	30,0
3. Аэропортовое обслуживание	16,5
4. Аренда и лизинг ВС (самолеты, вертолеты и АД)	9,0
5. Оплата труда	8,0
6. Аэронавигационное обслуживание	4,6
7. Другие виды (соц. страх. и т.п.)	22,9
	100,0

Стоимость авиатоплива с 2004 г. по 2013 г. выросла в 3,5 раза и составила в среднем 36 000 руб. за тонну керосина (а/п Анадырь – 46 000 руб., а/п Надым – 47 000 руб.).

Общие финансовые результаты от перевозки пассажиров, грузов и почты воздушным транспортом России выросли с 72 млрд. руб. в 2000 г. до 380 млрд. руб. в 2013 г., прибыль за указанный период выросла с 1,4 млрд. руб. до 4,0 млрд. руб.

Средняя стоимость перевозки одного пассажира за 6 месяцев 2013 г. при средней дальности полета 2 000 км составила 6 325 руб.

Московский авиаузел достиг 75% от общего пассажирооборота  $A^{PФ}$ , при этом 15 авиакомпаний перевозят 86% от общего числа пассажиров. Доля  $A^{PФ}$  на внутренних маршрутах составляет 45%, на региональных – около 4,0%. Основная причина такого положения связана с высокой стоимостью авиабилета.

По состоянию на начало 2014 г. в Государственном реестре гражданской авиации России зарегистрировано 7 442 ед. воздушных судов (ВС), в том числе: 68% - коммерческий парк ВС; 24% - единичные экземпляры ВС; 8% - другие легкие гражданские ВС.

Действующий коммерческий парк российских эксплуатантов насчитывает 2 745 ед. ВС, в числе которых:

- 656 магистральных самолетов;
- 294 региональных пассажирских самолета;
- 137 грузовых самолетов;
- 1111 вертолетов.

Доля ВС зарубежного производства в парке пассажирских самолетов достигла 63% (770 ед.). После 2010 г. поступило 250 ед. иностранных самолетов (Решение № 331 Комиссии Таможенного Союза было подписано 18.06.2010 г.). Вторая волна поступления иностранных ВС запланирована на 2014-2016 гг. Объем национального пассажирооборота, выполняемого парком иностранных ВС, составляет около 95%.

Доля новых ВС отечественного производства выросла с 24% (2000 г.) до 35% (2013 г.), при этом доля ВС, удовлетворяющих требованиям ИКАО по шумам и другим параметрам, выросла с 44% (2000 г.) до 59% (2013 г.).



В табл. 6 представлены данные по производству отечественных и зарубежных пассажирских самолетов.

Таблица 6

## Производство пассажирских самолетов

Типы ВС	Кол-во пассажирских самолетов, ед.	Проблемы, требующие государственной поддержки изготовителя и авиакомпаний
Ту-204-300	2	1. Кадровые 2. Технологические 3. Техническое переоснащение 4. Расширение производства 5. Необходимость перехода на новый уровень культуры производства 6. Финансовые
Ту-214	2	
SSJ-100	5	
Ан-148	2	
Бе-200	2	
Всего в 2011г.:	13 ед.	
ВС «Боинг» (разные типы)	650 ед. (ежегодно)	
ВС мирового производства	1100 ед. (ежегодно)	

Коммерческий парк ВС иностранного производства по состоянию на начало 2014 г. зарегистрирован в основном за рубежом:

- 77-78% импортных самолетов российских авиакомпаний зарегистрировано в Бермудском регистре;

- 11-12% импортных самолетов зарегистрировано в Ирландии;

- 2-3% импортных самолетов зарегистрировано в регистре Аруба.

На долю российского регистра приходится только 6-7% импортных ВС российских авиаперевозчиков.

Росавиация продолжает работу по ликвидации недобросовестных авиакомпаний. С 2000 г. их число сократилось с 296 до 119. В 2011 г. аннулированы сертификаты у 37 эксплуатантов. В 2012 г. аннулировано 7 сертификатов и выдано 3 сертификата. В 2013 г. аннулировано 6 сертификатов и выдано 3 сертификата.

В 1991 г. в ГА было зарегистрировано 1340 аэропортов и аэродромов. В настоящее время в России осталось всего 315 аэропортов и аэродромов. РФ ежегодно вкладывает в строительство новых аэропортов и аэродромов до 20 млрд. долл. В мировой ГА на строительство аналогичных объектов ежегодно выделяется более 700 млрд. долл.

В США в настоящее время парк ВС составляет 165 000 ед. ВС, из них 8 600 ВС осуществляет регулярные рейсы. В 2012 г. ими было перевезено 730 млн. чел., при этом 92% пассажиропотока составили внутренние перевозки, 8% - международные.

В США зарегистрировано 19 600 аэропортов и аэродромов, из них 14 300 – частные.

К числу наиболее сложных проблемных задач, требующих своего безотлагательного решения в условиях децентрализации и демонаполизации системы государственного регулирования и управления в авиационной сфере, относятся:

- дальнейшие структурные преобразования (с учетом предыстории):
  - а) МГА, ДВТ МТ, ФАС МТ, ФАС, ФСВТ, СГА, ГСГА МТ, ФАВТ – ФСНСТ МТ РФ (2004 г.);
  - б) МАП, ДАиКТ и судостроения Минэкономики, ДАП Минэкономики, ДАП РАКА, ОАО «Авиапром», управление АП в ФАП МПиТ (2004 г.);
- не налажены новые взаимоотношения заказчика и поставщика авиатехники:
  - а) условия поставки и авторский надзор;
  - б) доработки и рекламационно-претензионная работа;

- в) послепродажное сопровождение;
- г) заказ новой авиатехники и ресурсная политика;
  - критическое ресурсное состояние парка отечественных ВС;
  - не переводится авиатехника на прогрессивные стратегии эксплуатации;
  - аномальное обновление парка ВС России за счет иностранных типов;
  - медленное развитие и совершенствование действующей нормативной базы;
  - слабое развитие производственно-технической базы;
  - не упорядочена в РФ процедура сертификации объектов авиационной сферы и ее нормативная база;
    - многообразие надзорных органов (ФСНСТ, МАК, транспортная госинспекция, прокуратура, департаменты МТ России) и отсутствие в РФ единого полномочного государственного органа ГА;
    - не развиваются интеграционные процессы как в рамках российской авиационной сферы, так и на международном уровне.

## GENERAL DESCRIPTION OF CIVIL AVIATION STATUS AND CURRENT PROBLEMATIC ISSUES

Chinyuchin Yu.M.

The general industry trend performance indicators since 1991 are provided for overall total aviation operations, regularity of operations, aircraft fleet structure, aircraft operators' number. The areas of priority in further development of civil aviation are highlighted as well as the general characteristics for problems constraining the growth in air transport maintenance efficiency indicators.

**Key words:** civil aviation, performance indicators, dynamics (trends), areas of priority in development, problematic issues.

### Сведения об авторе

**Чинючин Юрий Михайлович**, 1941 г.р., окончил КуАИ (1965), профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, автор более 350 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация и поддержание летной годности воздушных судов, анализ и синтез конструктивно-эксплуатационных свойств авиационной техники.

УДК 347.471.33

## ФОРМИРОВАНИЕ МИНИМАЛЬНЫХ ПЕРЕЧНЕЙ ОБОРУДОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО БЕЗОПАСНЫЕ И РЕГУЛЯРНЫЕ ПОЛЕТЫ

Ю.М. ЧИНЮЧИН, Н.Н. СМИРНОВ, В.С. КИРДЮШКИН, Д.С. ГАФУРОВ

В данной статье рассматриваются ключевые аспекты обеспечения безопасной, регулярной и экономичной летно-технической эксплуатации воздушных судов в условиях применения научно обоснованных Минимальных перечней оборудования с допустимыми неисправностями.

**Ключевые слова:** перечни минимального оборудования, допустимые неисправности, правовая основа применения оборудования с частичными неисправностями, безопасность полетов, регулярность отправок, экономичность эксплуатации.

### Общие положения

Конструкция современных воздушных судов (ВС) предусматривает наличие высоконадежного оборудования и системного резервирования. Сертификат типа ВС удостоверяет, что оно со всем своим оборудованием находится в исправном и работоспособном состоянии. Несмотря на это могут возникать неполадки, а задержки или отмены рейсов влекут за собой высокие эксплуатационные расходы.

Практика эксплуатации ВС показывает, что в особых условиях и на ограниченный период времени работа всех его систем или их элементов не является обязательной, если приборы и оборудование, находящиеся в рабочем состоянии, обеспечивают приемлемый уровень безопасности. Исходя из этого, для повышения эффективности использования ВС в практику эксплуатации вводятся нормативные документы, позволяющие при необходимости временно осуществлять безопасные полеты с неисправным (незадействованным) оборудованием [1].

Таковыми нормативными документами являются «Минимальные перечни оборудования» (в зарубежной практике MMEL и MEL). **MMEL** (Master Minimum Equipment List) – Основной минимальный перечень оборудования (далее – Основной перечень), разрабатываемый **фирмой** для типа ВС; **MEL** (Minimum Equipment List) – Минимальный перечень оборудования (далее – Перечень), разрабатываемый **эксплуатантом** для каждого типа ВС. Этими документами санкционируются некоторые отклонения от требований сертификата типа, для того чтобы обеспечить регулярную эксплуатацию ВС при выполнении коммерческих рейсов. Эти условные отклонения иначе называют как «условия допуска к эксплуатации (выполнению полетов)».

Основной задачей Перечня MEL является установление для эксплуатанта баланса между приемлемым уровнем безопасности полетов и рентабельностью ВС при его эксплуатации с частично неисправным оборудованием. Перечень MEL позволяет эксплуатантам более оперативно организовывать эксплуатацию (полеты) ВС и избегать излишних задержек или отмены рейсов, не ставя под угрозу безопасность полетов в случаях, когда ВС допускается к полетам с неисправным (незадействованным) оборудованием.

Как Основной перечень, так и Перечень MEL утверждаются и принимаются полномочным органом контроля летной годности. Они состоят из перечней компонентов и систем, которым присваивается статус «Допускается», «Допускается, если» или «Не допускается» в зависимости от их влияния на безопасность полетов. Компоненты со статусом «Допускается» или «Допускается, если» могут оставаться в неисправном состоянии в течение ограниченного периода времени.

Основной перечень и Перечень включают неисправности в системах, которые оказывают различное влияние на безопасность полета ВС (в зависимости от значимости компонента).

Целью Основного перечня является предоставление эксплуатантам эффективного и надежного средства для быстрого определения того, может ли ВС быть допущено к полету, не ставя под угрозу его безопасность.

Перечень является производным от Основного перечня и применяется конкретным эксплуатантом с учетом особенностей применяемых рабочих процедур и реальных условий эксплуатации. Будучи утвержденным и допущенным к использованию, Перечень позволяет осуществлять эксплуатацию оборудования, находящегося в нерабочем состоянии.

### **Правовая основа для создания Перечней**

Принятие ИКАО Конвенции о международной гражданской авиации явилось первым шагом на пути создания международных правил воздушных перевозок и, в частности, создания Перечней MMEL и MEL. В Приложении 6 к Конвенции, в главе 6 «Бортовые приборы, оборудование и полетная документация» сказано: «6.1.2. Эксплуатант включает в руководство по производству полетов утвержденный государством эксплуатанта Минимальный перечень оборудования (MEL) который позволяет командиру воздушного судна определять возможность начала или продолжения полета из любого промежуточного пункта при выходе из строя какого-либо прибора, оборудования или системы».

В Дополнении G к Приложению 6 Конвенции ИКАО содержится инструктивный материал в отношении Перечней. В частности сказано: «в том случае, если отступления от сертификационных требований государств не допускаются, воздушное судно не может выполнять полет до тех пор, пока все системы и оборудование не будут функционировать нормально. Опыт показал, что в течение короткого периода времени может допускаться наличие некоторых неисправностей, если остальные нормально функционирующие системы и оборудование позволяют безопасно продолжать полет».

В соответствии с требованиями Приложения 6 [2], разрабатываемые фирмой Основные перечни должны учитывать действующие нормы летной годности государств, чтобы обеспечить их выполнение. Так правовая политика и нормы летной годности ВС Европейских государств в том числе и в отношении Основных перечней и Перечней MEL сформулированы в Совместных Авиационных Требованиях EASA, а также в JAR-OPS 1.030:

А. Эксплуатант разрабатывает для каждого воздушного судна Перечень минимального оборудования (MEL), утверждаемый полномочным органом. Он должен быть основан на MMEL, но быть не менее ограничивающим, чем соответствующий Основной перечень минимального оборудования (MME), одобренный полномочным органом.

Б. Эксплуатант не использует воздушное судно иначе, кроме как согласно MMEL, за исключением, когда это разрешено полномочным органом. Любое такое разрешение ни при каких обстоятельствах не дает права выполнять полет без соблюдения ограничений MMEL.

С учетом изложенного следует отметить, что процесс утверждения или одобрения Основного перечня полномочным органом связан с процессом сертификации ВС.

### **Разработка Основного перечня**

Разработкой Основного перечня заняты многие специалисты фирмы по разработке функциональных систем, специалисты в области прочности, безопасности полетов, летной годности и др.

Для каждого компонента Основного перечня специалисты учитывают:

- влияние отказа этого компонента на безопасность полетов;
- результаты летных испытаний и/или испытаний на тренажере;
- влияние отказа на рабочую загрузку экипажа;
- влияние нескольких неисправностей;
- влияние дополнительного критического отказа.

Взаимодействие между системами тщательно анализируется, чтобы убедиться, что множественные отказы не приведут к неудовлетворительному уровню безопасности полетов. Более того, при анализе рассматриваются не только последствия отказа данного компонента, но и последствия критического отказа, который может произойти в полете.

На рис. 1 представлена логическая схема процесса разработки Основного перечня, принятая фирмой AIRBUS.

Прежде чем предоставлять полномочному органу по летной годности разработанный Основной перечень фирма-разработчик должна подготовить доказательные материалы в отношении того, что даже если определенная система ВС находится в нерабочем состоянии, тем не менее сохраняется приемлемый уровень безопасности. Для достижения данной цели систематически проводится качественный анализ и в случае необходимости количественный анализ. Необходимо также доказать, что приемлемый уровень безопасности будет поддерживаться посредством:

- передачи функции другому компоненту оборудования (резервирование);
- предоставления необходимых данных другим компонентам оборудования (запасный прибор);
- соблюдения соответствующих ограничений и/или процедур (порядок действий летного экипажа и/или процедуры технического обслуживания).

Это самый трудный и сложный этап работы над Основным перечнем, требующий проведения анализа функциональных отказов (ФО) и определения степени опасности последствий таких отказов. До недавнего времени эти задачи решались методом экспертных оценок, который, как известно, имеет ряд слабых мест. Эксперты должны иметь высокую квалификацию и большой опыт работы именно в данной специфичной области инженерных знаний.

В АК им. С.В. Ильюшина разработаны и внедрены новые методы: для определения полного Перечня функциональных отказов (ФО) – «метод приведения»; для определения степени опасности ситуаций – «метод достраивания событий».

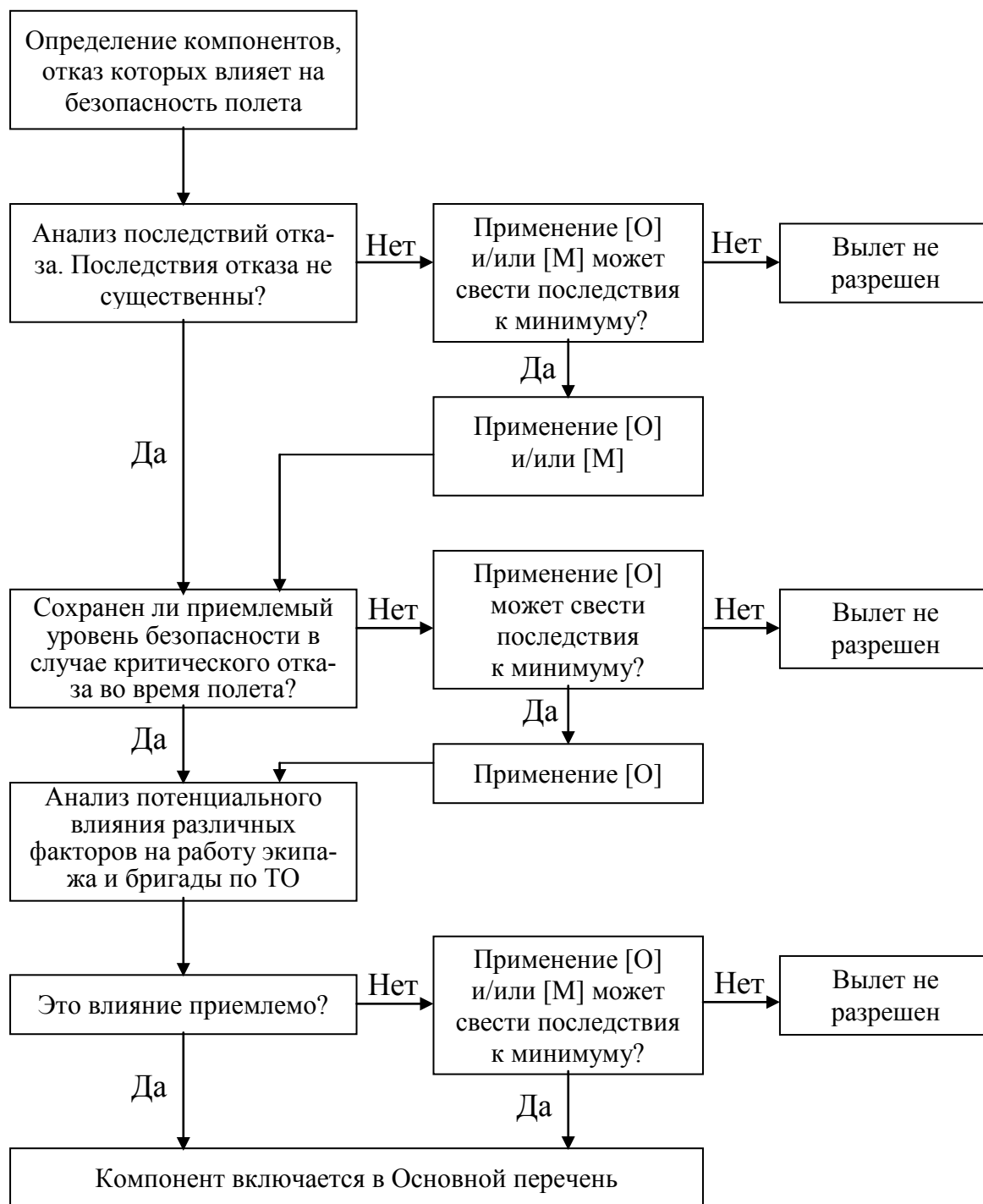
Главным отличием и достоинством метода приведения по сравнению с экспертным методом является то, что перечни функций и ФО системы однозначно определяются конструкцией системы. Главные преимущества метода приведения следующие:

1. Решается проблема обеспечения полноты Перечня ФО и его определение перестало быть «искусством», а стало инженерным методом.
2. Перечень ФО перестал зависеть от квалификации исполнителя, его взглядов на понятие «функция системы» и от других индивидуальных особенностей.
3. Метод приведения позволяет автоматизировать процесс определения Перечня ФО системы и их причин.

В АК им. С.В. Ильюшина «метод приведения» реализован в виде автоматизированной экспертной системы (ЭС). База данных (БД) ЭС состоит из двух главных частей: единой (универсальной) БД и БД по конкретному самолету.

Единая база данных содержит универсальный каталог агрегатов, БД моделей агрегатов и единую БД ФО. БД по самолету содержит каталог агрегатов самолета, перечень функций и ФО и анализ ФО систем самолета.

Составной частью ЭС является механизм логического вывода, который в соответствии с алгоритмом «метода приведения» и на основании информации, содержащейся в БД, автоматически определяет полный Перечень ФО системы и причины ФО в виде логического уравнения. Другими словами для автоматического определения Перечня ФО и их причин с помощью ЭС достаточно указать перечень агрегатов функциональной системы и их физические связи.



**Рис. 1.** Логическая схема процесса разработки Основного перечня (MMEL):  
 [О] – необходимые действия экипажа; [М] – необходимые действия технического персонала, предусмотренные условиями допуска ВС к эксплуатации (порядок действий излагается в Основном перечне)

Такая БД создана по самолетам Ил, хотя единая БД не зависит от типа самолета и может быть общей для всех самолетостроительных и агрегатных авиапредприятий.

Классификация по степени опасности ситуаций, которые могут возникнуть из-за ФО, занимает важное место при разработке функциональных систем ВС и при создании сертификационной доказательной документации о соответствии разработанного ВС требованиям норм летной годности в отношении отказобезопасности.

Для решения этой проблемы разработан новый метод оценки степени опасности ситуации (необязательно из-за ФО), который назван «методом достраивания событий». Он заключается в том, что рассматриваются все возможные пути перехода из рассматриваемого состояния, например, возникшего в результате ФО, в состояние, признанное катастрофическим. Другими словами, исходное событие нужно «достроить» до получения катастрофического события. Процесс достраивания заключается в том, что к исходному событию, связанному с ФО, добавляются другие события. Добавление проводится до условий возникновения катастрофической ситуации. Дополнительно события выбираются из множеств:

- а) других ФО систем ВС (без рассматриваемого ФО);
- б) возможных значений параметров ожидаемых условий эксплуатации;
- в) возможных ошибочных действий экипажа по выполнению предписанных функций.

Основной перечень оформляется в следующем виде, удобном для пользования. Он состоит из пяти колонок (рис. 2).

Тип ВС	Основной минимальный перечень оборудования	Дополнительные шифры (коды)
1. Система (номер по АТА), компонент	2. Срок устранения неисправности	
	3. Количество компонентов в системе	
	4. Требуемое количество компонентов для допуска к полетам	
	5. Примечания	

Рис. 2. Форма Основного перечня

В таком же виде оформляется и Перечень MEL, разрабатываемый эксплуатантом.

### Экономический аспект использования Перечней

Перечни не только обеспечивают безопасное выполнение полетов, но и способствуют тому, что эксплуатант с максимальной выгодой использует имеющийся парк ВС в рамках текущей деятельности. Перечни способствуют увеличению прибыли эксплуатанта.

Экономический аспект имеет две составляющие. Первая составляющая заключается в снижении затрат на приобретение и хранении запасных частей. С использованием Основного перечня решается задача оптимизации «первичного обеспечения» эксплуатанта запасными частями.

«Первичное обеспечение» - Каталог запасных частей разрабатывается фирмой исходя из математической модели, которая учитывает ряд факторов, включая:

- количество ВС в парке эксплуатанта;
- общее количество летных часов в год;
- средняя стоимость запасной части;
- количество запасных частей на одно ВС.

Один из факторов, учитываемых в модели, используемой фирмой AIRBUS, напрямую связан с Основным перечнем (MMEL). Этот фактор известен под названием «Код степени важности» (ЕС) и он соответствует статусу, который присваивается компоненту в MMEL: код ЕС=1 соответствует компоненту «Не допускается»; код ЕС=2 - компоненту «Допускается, если»; код ЕС=3 - компоненту «Допускается».

Системы кодирования компонентов ВС позволяют эксплуатантам наилучшим образом решать задачи приобретения запасных частей и их размещения по аэропортам в целях сокращения эксплуатационных расходов.

Для компонентов с кодом ЕС=1 «Не допускается» соответствующие запасные части должны быть в наличии в каждом аэропорту посадки, чтобы избежать задержек или отмен рейсов. Для компонентов с кодом ЕС=2 «Допускается» и с кодом ЕС=3 «Допускается, если» с соответ-

ствующим сроком устранения неисправности, нужные запасные части должны быть в наличии в аэропортах базирования.

### Выводы

1. Нормативными документами, регламентирующими безопасные полеты ВС с частично неисправным оборудованием, являются одобренные полномочными органами государств Основные перечни, разрабатываемые фирмами, и Перечни, разрабатываемые эксплуатантами.

2. Законодательной базой для разработки Основных перечней эксплуатантов являются документы ИКАО и полномочных органов по летной годности государств. Работа над Основным перечнем основывается на глубоком анализе надежности компонентов и систем ВС, определении полного перечня возможных функциональных отказов и степени опасности ситуаций. При этом работа над Перечнем MEL основывается прежде всего на Основном перечне MMEL, а также на знании фактических характеристик парка ВС эксплуатанта, их конфигурации, условий и опыта эксплуатации.

3. Применение Перечня MEL дает возможность эксплуатанту соблюдать требования по регулярности полетов, обеспечивать приемлемый уровень безопасности и сокращать эксплуатационные расходы.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Введение в MMEL и MEL. - Эрбас, 2006.
2. Приложение 6 к Конвенции «Эксплуатация ВС». - Ч. 1. - Монреаль: ИКАО, 2000.
3. **Doc. 9859.** Руководство по управлению безопасностью полетов. - Монреаль: ИКАО, 2006.

### THE FORMATION OF MINIMUM LISTS OF AIRCRAFT EQUIPMENT PROVIDING SAFE AND REGULAR FLIGHTS

Chinyuchin Y.M., Smirnov N.N., Kiryushkin V.S., Gafurov D.S.

In this article the key aspects for ensuring safe, regular and economically feasible aircraft operation and maintenance are considered with reliance to scientifically proven admissible failure minimum equipment lists.

**Key words:** aircraft minimum equipment lists, admissible faults, legal basis for using partial admissible fault equipment, aviation safety, regular operation, aircraft performance economy.

### Сведения об авторах

**Чинючин Юрий Михайлович**, 1941 г.р., окончил КуАИ (1965), профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, автор более 350 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация и поддержание летной годности воздушных судов, анализ и синтез конструктивно-эксплуатационных свойств авиационной техники.

**Смирнов Николай Николаевич**, 1928 г.р., окончил КИИГА (1952), профессор, доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, автор более 300 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация и поддержание летной годности воздушных судов.

**Кирдюшкин Владимир Сергеевич**, 1983 г.р., окончил МГТУ ГА (2006), старший инженер отдела 173 ЦАТБ ГосНИИ ГА, автор 25 научных работ, область научных интересов – ресурсное поддержание летной годности воздушных судов.

**Гафуров Джалолидин Садруддинович**, 1985 г.р., окончил Таджикский технический университет им. акад. М.С. Осими (2008), аспирант МГТУ ГА, автор 8 научных работ, область научных интересов – организация технической эксплуатации воздушных судов с учетом международных стандартов.



УДК 629.735.017.083

## ЛОГИСТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОГРАММ ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

А.А. ИЦКОВИЧ, И.А. ФАЙНБУРГ

В статье рассмотрены логистические аспекты оптимизации программы поддержания летной годности (ПЛГ) воздушных судов с использованием моделей управляемых полумарковских процессов.

**Ключевые слова:** воздушные суда (ВС), программы ПЛГ, логистические аспекты оптимизации, модели управляемых полумарковских процессов.

В состав задач интегрированной логистической поддержки управления процессами ПЛГ ВС с целью повышения их эффективности на протяжении всего жизненного цикла (ЖЦ) входит задача оптимизации программы ПЛГ ВС на основе применения современных CALS-технологий, логистическим аспектам которой посвящена настоящая статья [2; 4].

Многоцелевой характер программы ПЛГ ВС определяет возможность постановки двух видов задач оптимизации: многокритериальной оптимизации и условной однокритериальной оптимизации программ. При многокритериальной постановке задачи в качестве критериев оптимизации принимаются показатели безопасности полетов, регулярности отправок, интенсивности использования, затрат времени труда и средств на ПЛГ ВС. При однокритериальной постановке задачи критерий оптимизации выбирается из числа показателей эффективности программы, остальные показатели эффективности используются в качестве ограничений.

Учитывая особенности исходной информации на ранних стадиях жизненного цикла ВС, следует рекомендовать применение многокритериального метода оптимизации программ, а на стадиях серийной эксплуатации - однокритериального метода. Результаты исследований по разработке однокритериального метода рассматриваются в данной статье.

Для оптимизации программы ПЛГ ВС целесообразно использовать модель управляемого полумарковского процесса ПЛГ, которая рассмотрена в работах [1; 3; 5] и удовлетворяет следующим требованиям:

- 1) отражает изменение технического состояния ВС (старение объекта) и процесса ПЛГ ВС (динамика процесса) в течение всего жизненного цикла;
- 2) различает при использовании ВС по назначению состояния, соответствующие различному уровню работоспособности ее функциональных систем;
- 3) обеспечивает возможность оценки влияния параметров программы ПЛГ ВС на показатели эффективности ПЛГ ВС (безотказности авиационной техники (АТ), безопасности и регулярности полетов, интенсивности использования, экономичности ПЛГ ВС);
- 4) допускает сочетание различных стратегий и режимов ПЛГ ВС функциональных систем и элементов;
- 5) предусматривает возможность неполного восстановления исправности функциональных систем ВС.

При построении и реализации программы ПЛГ ВС возникает задача выбора из множества альтернативных вариантов программ ПЛГ ВС функциональных систем, наилучших в смысле обеспечения заданных условий оптимизации. Для программы ПЛГ ВС условия оптимизации заключаются в получении значений показателей безопасности полетов, регулярности отправок, интенсивности эксплуатации не ниже заданных при минимальных затратах средств на ПЛГ ВС на всех стадиях ЖЦ.

Общая постановка задачи состоит в следующем [2].

Пусть известно множество  $X(t) = \{X_i(t), i = \overline{1, n}\}$  возможных переменных программы ПЛГ ВС, принимающих конечное множество значений на отрезке  $[X_{imin}(t), X_{imax}(t)]$ . Варьируя значения элементов множества  $X(t)$ , можно получить множество  $K(t)$  возможных вариантов программы ПЛГ ВС. Требуется выбрать варианты  $k(t) \in K(t)$ , обеспечивающие множество  $L(t) = \{L_f, f = \overline{1, m}\}$  заданных показателей эффективности программы  $[Z_l(t), l \in L]$  при минимальных удельных (на летный час) затратах  $C_{yo}(t)$  на техническое обслуживание и ремонт (ТОиР) в течение всего ЖЦ ВС, т.е. требуется определить  $\min C_{yo}(X, t)$  при ограничениях  $Z_l(X, t) \{ \leq \} [Z_l(t)]^\infty$ .

Структуризация задачи оптимизации программ ПЛГ ВС позволяет выделить номенклатуру входных данных и результирующих характеристик с учетом воздействия внешних и внутренних факторов, от которых зависит выбор оптимального варианта программы ПЛГ ВС. Выбор номенклатуры исходных данных, внешних и внутренних факторов, а также результирующих характеристик программы ПЛГ ВС состоит в определении перечня переменных  $X_i(t), i = \overline{1, n}$ , показателей  $Z_l, l \in L$  и вариантов  $k(t) \in K(t)$ .

Проведенные исследования по формированию программы ПЛГ ВС показали, что на ее содержание оказывают влияние конструктивно-эксплуатационные свойства ВС и эксплуатационные факторы: интенсивность использования, оснащенность авиапредприятий, квалификация обслуживающего персонала, уровень организации труда, климатические условия и т.д.

Состав и значимость факторов, влияющих на формирование программы ПЛГ ВС, а следовательно, и состав характеристик программы определяются следующим: этапом формирования программы, целевым назначением ВС, предполагаемыми условиями эксплуатации, глубиной научно-технической проработки проблемы обоснования программы ПЛГ ВС, координацией действия разработчика и заказчика, наличием временных и материально-технических ресурсов.

Для решения этой задачи необходимо использовать математическую модель [1; 2] управляемых полумарковских процессов ПЛГ ВС, удовлетворяющую изложенным выше требованиям (рисунок). Рассмотренная модель управляемых полумарковских процессов ПЛГ ВС нашла применение для оценки эффективности и оптимизации современных программ ПЛГ самолетов Ту-154М на основе прогрессивных технологий [6].

Целевая функция представляет собой удельные суммарные затраты на летный час во всех состояниях [2; 3]

$$C_{уд} = \sum_{j \in B_q} \sum_{k \in K_i} \tilde{\pi}_j \mu_j^k \tilde{N}_{j(l)}^k d_j^k / \sum_{i \in H_q} \sum_{k \in K_i} \tilde{\pi}_i \mu_i^k d_j^k. \quad (1)$$

Полагая

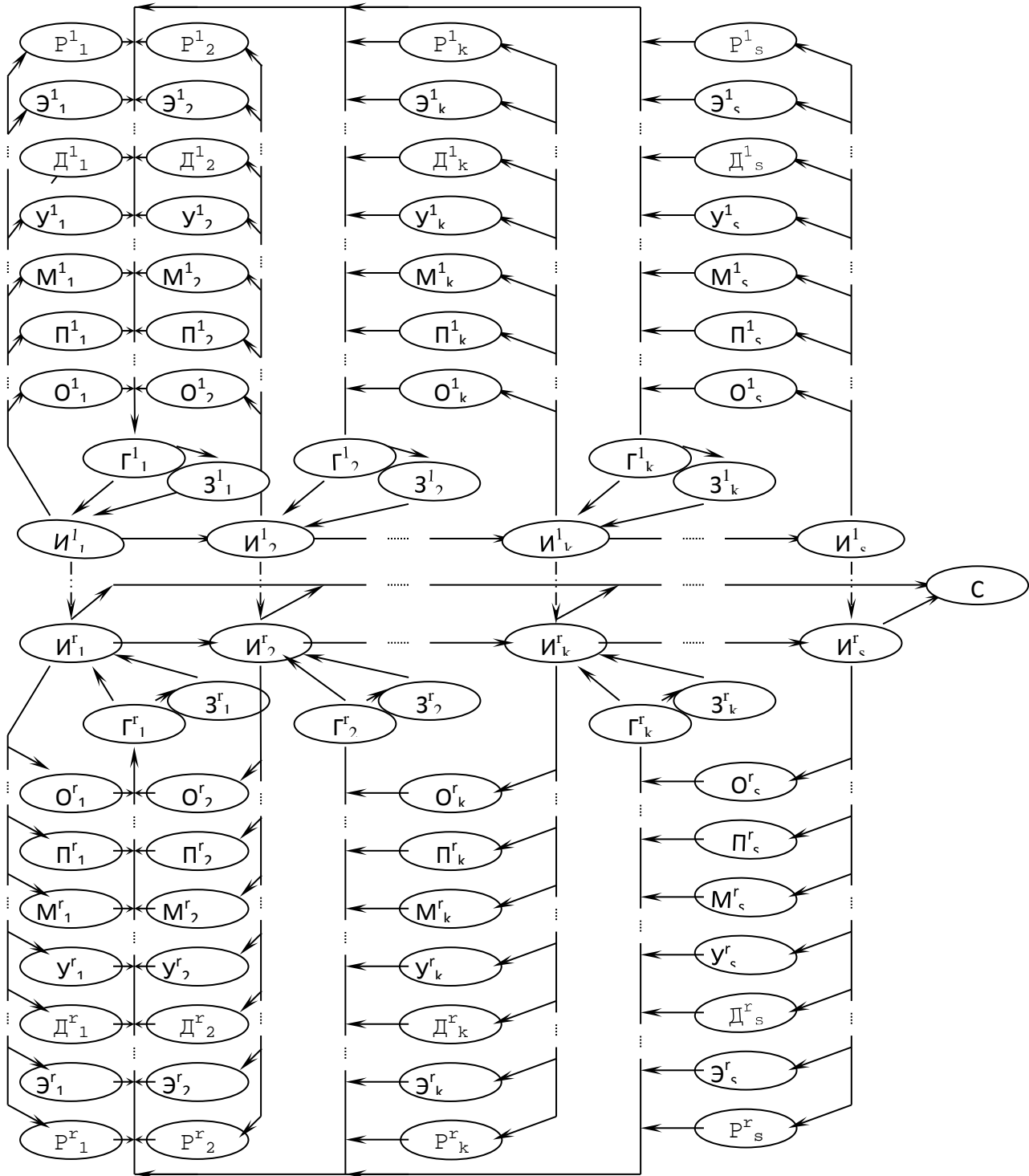
$$X_i^k = \tilde{\pi}_j^k d_j^k \geq 0, j \in S_q, k \in K_j \quad (2)$$

и используя тот факт, что  $\pi_j = \sum_{k \in K_j} X_j^k, \sum_{j \in S_q} \sum_{k \in K_i} \mu_j^k X_j^k \geq 0$ , введя новые переменные

$$Y_i^k = X_i^k / \sum_{j \in S_q} \sum_{k \in K_i} \mu_j^k X_j^k, \quad (3)$$

представим задачу определения оптимального варианта программы ПЛГ ВС в следующем виде

$$\min \sum_{j \in S_q} \sum_{k \in K_i} \mu_j^k C_{j(l)}^k Y_j^k, \quad (4)$$



**Рисунок.** Полумарковская модель управляемого процесса ПЛГ ВС. Состояния процесса ПЛГ ВС:

$I_i^q \in I$  - использование по назначению на  $q$ -м этапе эксплуатации ( $q=1, \dots, r$ ), при  $i$ -м уровне работоспособности ( $i=1, \dots, s$ );  $O_i^q \in B$  - оперативное техническое обслуживание (ТО);  $\Pi_i^q \in B$  - периодическое ТО;  $M_i^q \in B$  - мониторинг летной годности ВС в Центре ТО и Р;  $Y_i^q \in B$  - установление (продление) ресурсов и сроков службы ВС;  $D_j^q \in B$  - выполнение доработок и директив летной годности;  $P_i^q \in B$  - ремонт;  $\mathcal{E}_i^q$  - сертификация экземпляра ВС;  $\mathcal{Z}_i^q$  - задержка вылета по техническим причинам;  $\Gamma_i^q$  - готовность к использованию по назначению;  $C$  - списание ВС (поглощающее состояние)

при стандартных ограничениях:

$$\sum_{k \in K_i} Y_j^k - \sum_{i \in S_q} \sum_{k \in K_i} P_{ij}^k Y_j^k = 0, \quad 1 \leq j \leq N-1, \quad (5)$$

$$\sum_{i \in I_q} \sum_{k \in K_i} \mu_j^k Y_j^k = 1; \quad (6)$$

$$Y_j^K \geq 0, \quad J \in S_q, \quad k \in K_j,$$

при дополнительных ограничениях:

$$Y_i^k / \sum_{j \in I_q} \sum_{k \in K_i} Y_j^k \leq [Q_{YУП}], \quad i \in I_{S-1}^q, \quad (7)$$

$$Y_i^k / \sum_{j \in I_q} \sum_{k \in K_i} Y_j^k \leq [Q_{CC}], \quad i \in I_S^q, \quad (8)$$

$$1 - \sum_{j \in S_q} \sum_{k \in K_i} Y_j^k / \sum_{i \in I_q} \sum_{k \in K_i} Y_i^k \geq [P_B], \quad (9)$$

где  $[Q_{YУП}]$ ,  $[Q_{CC}]$ ,  $[P_B]$ ,  $[K_{И}]$  - заданные значения показателей  $Q_{YУП}$ ,  $Q_{CC}$ ,  $P_B$ ,  $K_{И}$ .

Это стандартная задача линейного программирования (1)-(9).

Если  $\{Y_j^k, j \in S_q, k \in K_j\}$  - ее решение, то оптимальной является рандомизированная (смешанная) стратегия (программа ПЛГ ВС) с вероятностями  $d_j^k = Y_j^k / \sum_{k \in K_j} Y_j^k$ , т.е. обычная

стратегия с вероятностями перехода  $\tilde{P}_{ij} = \sum_{k \in K_i} P_{ij}^k d_i^k$  и средним временем пребывания в  $i$ -м

состоянии,  $\mu_i = \sum_{k \in K_i} \mu_i^k d_i^k, i \in S_q$  средними затратами в единицу времени пребывания в  $i$ -м

состоянии  $C_{i(1)} = \sum_{k \in K_i} \mu_j^k C_{j(1)}^k d_j^k / \sum_{k \in K_i} \mu_i^k d_i^k$ .

Для оптимального варианта программы выполняется расчет показателей эффективности процесса ПЛГ ВС, приведенным в [1].

Задача оптимизации программы ПЛГ ВС для процесса  $m_n \in M$  с поглощающим состоянием существенно отличается от рассмотренной [1; 5]. По условиям разбиения всего процесса на полумарковские процессы  $m_n \subset M, q = \overline{1, r}$  среднее время поглощения объекта является конечным, а среднее время нахождения объекта в состояниях использования можно считать фиксированным.

Введем вектор начального распределения  $(a_j), j = \overline{1, n}$ . Для расчета элементов вектора используются параметры процесса  $m_{n-1}$  такие, как вероятности  $d_j^k, \sum_{k \in K_j} d_j^k = 1$ ,

характеризующие оптимальную рандомизированную стратегию, стационарные вероятности  $\tilde{\pi}_i = \sum_{i \in S_q} \sum_{k \in K_i} \pi_i P_{ij}^k d_i^k, \sum_{i \in S_q} \tilde{\pi}_i = 1$ , среднее время  $\mu_i^k$  пребывания объекта в  $i$ -м состоянии

процесса  $m_n \in M$ , которые позволяют вычислить

$$a_j = \pi_j \sum_{k \in K_i} \mu_j^k d_j^k / \sum_{j=1}^N \sum_{k \in K_j} \pi_j \mu_j^k d_j^k, \quad j = \overline{1, N}.$$

В качестве критерия оптимизации программы ПЛГ ВС в рамках процесса  $m_n$  используют средние затраты (доходы) за конечное время. Дополнительные ограничения необходимо наложить на вероятности перехода самолета в состояния функциональных отказов и особых ситуаций в полете

$$\sum_{k \in K_i} P_{ij}^k d_i^k = \sum_{i \in I^1} P_{ij}^k \left( X_i^k / \sum_{i \in I} X_i^k \right) \leq [Q], j \in I^{11},$$

где  $X_i^k = \tilde{\pi}_i d_i^k$ ,  $[Q]$  - заданная вероятность функциональных отказов и особых ситуаций в полете.

Тогда задача линейного программирования для процесса примет вид

$$\min \sum_{j=1}^N \sum_{k \in K_j} \mu_j^k C_{j(1)} X_j^k,$$

при ограничениях:

$$\sum_{k \in K_j} X_j^k - \sum_{j=1}^N \sum_{k \in K_j} P_{ij}^k X_i^k = a_i, \quad j = \overline{1, N}, X_j^k \geq 0, k \in K_j,$$

$$\sum_{i \in I^1} P_{ij}^k \left( X_i^k / \sum_{i \in I^{11}} X_i^k \right) \leq [Q], i \in I^1, j \in I^{11}.$$

Оптимальная рандомизированная стратегия характеризуется определяемыми в этой задаче вероятностями  $d_j^k = X_j^k / \sum_{k \in K_j} X_j^k$ , которые означают, что в состоянии с вероятностью  $d_i^k$

принимается решение  $K$ , т.е. действуют вероятности  $\tilde{P}_{ij}^k = \sum_{k \in K_i} P_{ij}^k d_i^k$  и средние времена

пребывания в состоянии  $I^1$ ,  $I^{11} \in I$ ,  $S_q \in S, i = \overline{1, N}$ .

Задача определения исходных параметров (переходных вероятностей  $P_{ij}$  и средних времен пребывания объекта в состоянии  $\mu_i$ ) полумарковского процесса  $m_q \subset M, q = \overline{1, n}$  рассматривается для управляемых состояний: использования по назначению  $I^1$ ,  $I^{11} \in I$ ,  $S_q \in S, i = \overline{1, N}$ , состояния ГОиР  $B_i^q, q = \overline{1, n}, i = \overline{1, s}$  приведена в [1].

Рассмотренные логистические аспекты оптимизации программ ПЛГ ВС на основе управляемых полумарковских процессов могут использоваться при разработке и реализации эффективных программ ПЛГ ВС на различных стадиях жизненного цикла ВС с учетом характера исходной информации о конструктивно эксплуатационных свойствах ВС и процессе ПЛГ ВС.

Построение модели управляемого полумарковского процесса ПЛГ ВС осуществляется с учетом его иерархической структуры и существующей системы учета распределения фонда календарного времени и апробирована при оценке эффективности и оптимизации современных программ ПЛГ самолетов Ту-154М на основе прогрессивных технологий [6].

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Ицкович А.А.** Управление процессами технической эксплуатации летательных аппаратов: учеб. пособие. - Ч. 2. - М.: МГТУ ГА, 2002.
2. **Ицкович А.А., Файнбург И.А.** Интегрированная логистическая поддержка управления процессами ПЛГ ВС // Статья в данном Вестнике.
3. **Майн Х., Осаки С.** Марковские процессы принятия решений. - М.: Наука, 1977.
4. **Судов Е.В.** Технологии интегрированной логистической поддержки изделий машиностроения / А.И. Левин, А.В. Петров, Е.В. Чубарова. - М.: Издательский дом «Информбюро», 2006.
5. **Файнбург И.А.** Построение полумарковской модели управления процессом поддержания летной годности воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Эксплуатация воздушного транспорта и ремонт авиационной техники. - 2007. - № 123. - С. 147-152.
6. **Шапкин В.С., Ицкович А.А., Семин А.В., Файнбург И.А.** Анализ эффективности программы поддержания летной годности самолетов Ту-154М в центре технического обслуживания и ремонта на основе прогрессивных технологий // Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэродинамика и прочность, поддержание летной годности воздушных судов. - 2008. - № 130. - С. 192-200.

LOGISTICS ASPECTS OF PROGRAMS OPTIMIZATION OF THE MAINTENANCE  
OF THE AIRCRAFTS FLIGHT VALIDITY

Itskovich A.A., Faynburg I.A.

Logistics aspects of programs optimization of the maintenance of the aircrafts flight validity using models of steered semimarkovian processes are considered.

**Key words:** aircrafts, FVM (flight validity maintenance) programs, logistics aspects of optimization, models of steered semimarkovian processes.

## Сведения об авторах

**Ицкович Александр Абрамович**, 1934 г.р., окончил УАИ (1957), профессор, доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, автор более 280 научных работ, область научных интересов – эксплуатационная надежность и эффективность эксплуатации авиационной техники, управление процессами технической эксплуатации и поддержания летной годности летательных аппаратов, интегрированная логистическая поддержка.

**Файнбург Инна Александровна**, окончила МИИВТ (1989), кандидат технических наук, доцент кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, автор более 60 научных работ, область научных интересов – управление процессами технической эксплуатации и поддержания летной годности летательных аппаратов, интегрированная логистическая поддержка.

УДК 629.735.017.85

## МЕТОД ИНТЕГРИРОВАННОЙ ЛОГИСТИЧЕСКОЙ ПОДДЕРЖКИ ФОРМИРОВАНИЯ ПРОЦЕДУР ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

А.Р. АЛЕКСАНЯН, А.А. ИЦКОВИЧ, И.А. ФАЙНБУРГ

Приведены результаты исследований по разработке метода интегрированной логистической поддержки (ИЛП) формирования процедур поддержания летной годности (ПЛГ) воздушных судов (ВС), включающего анализ, структуризацию, алгоритмизацию, функциональное и имитационное формирование процедур, сетевое планирование и оперативное управление процедурами.

**Ключевые слова:** метод ИЛП процедуры ПЛГ ВС, комплексная технология формирования процедур, анализ, структуризация и алгоритмизация, функциональное и имитационное формирование процедур, сетевое планирование и оперативное управление процедурами.

В международных, федеральных, межотраслевых, отраслевых и региональных нормативных документах содержатся требования к процедурам ПЛГ ВС, процедурам системы менеджмента качества, процедурам сертификации авиационной техники (АТ) и организаций по техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР) АТ. В авиакомпаниях и организациях по ТОиР АТ разрабатываются документы авиапредприятий по процедурам ПЛГ ВС.

Однако единый научно-методический подход к формированию процедур ПЛГ ВС в нормативных документах до настоящего времени не разработан. Отсутствуют установленные понятия, термины, определения, алгоритмы, модели процедур ПЛГ ВС и методические рекомендации по их формированию. Не проводилось исследований по разработке методов формирования процедур ПЛГ ВС.

Сокращение затрат на поддержку жизненного цикла (ЖЦ) изделия является одной из целей внедрения концепции и стратегии CALS (Continuous Acquisition and Life-cycle Support) – идеологии создания единой информационной среды для процессов проектирования, производства, испытаний, поставки и эксплуатации продукции. Комплекс управленческих процессов и процедур, направленных на сокращение затрат на постпроизводственных стадиях ЖЦ, объединяется понятием ИЛП – интегрированной логистической поддержки (Integrated Logistic Support), основанной на применении CALS-технологий [6].

Согласно ГОСТ Р 53394 – 2009 «ИЛП промышленных изделий – совокупность видов инженерной деятельности, реализуемых посредством управленческих, инженерных и информационных технологий, ориентированных на обеспечение высокого уровня готовности изделий (в том числе показателей, определяющих готовность – безотказности, долговечности, ремонтпригодности, эксплуатационной и ремонтной технологичности и др.), при одновременном снижении затрат, связанных с их эксплуатацией и обслуживанием».

ГосНИИ ГА создана информационно-аналитическая система мониторинга лётной годности ВС, представляющая собой совокупность нормативно-технической базы, аппаратно-программных средств и алгоритмов обработки информационных потоков, связанных с ЖЦ ВС и его компонентов, обеспечивающих непрерывный контроль и анализ летной годности ВС в рамках единого информационного пространства государственного контроля разработки, производства, поставки и эксплуатации АТ (ГОСТ Р 54080-2010).

В работе [5] приведены результаты исследований по разработке системы ИЛП управления процессами ПЛГ ВС.

В связи с этим возникает необходимость в создании метода ИЛП формирования процедур ПЛГ ВС на основе современных информационных технологий (ИТ).

Метод ИЛП формирования процедур ПЛГ ВС реализует системный, многофакторный и комплексный методологический подход, обеспечивающий с использованием ИТ прямые контакты разработчика/производителя с заказчиком/потребителем по формированию процедур ПЛГ ВС в период от разработки проекта ВС до завершения его эксплуатации, включая ТОиР.

Полноценное использование ИТ требует консолидации усилий самостоятельных участников процесса, которые образуют логистические цепочки.

Метод ИЛП формирования процедур ПЛГ ВС представляет собой совокупность способов формирования условных алгоритмов формирования процедур ПЛГ ВС, функционального и имитационного формирования процедур ПЛГ ВС, сетевого планирования и оперативного управления процедурами ПЛГ ВС.

Метод ИЛП формирования процедур ПЛГ ВС содержит постановку и последовательное решение на основе применения ИТ следующих задач (рисунок):

- 1) анализа и структуризации процедур ПЛГ ВС;
- 2) алгоритмизации процедур ПЛГ ВС;
- 3) статистического мониторинга показателей эффективности процедур ПЛГ ВС;
- 4) разработки комплексной технологии формирования процедур ПЛГ ВС:
  - маршрутной технологии поэтапного формирования процедур ПЛГ ВС;
  - технологии функционального формирования процедур ПЛГ ВС;
  - технологии имитационного формирования процедур ПЛГ ВС;
  - сетевого планирования и оперативного управления (СП и ОУ) процедурами ПЛГ ВС при ТЭ.

Проведен анализ основных аспектов проблемы ПЛГ ВС: требований международных, федеральных, межотраслевых, отраслевых и региональных нормативных документов, документов авиакомпаний и организаций по ТОиР, документов по процедурам ПЛГ ВС, опыта эксплуатации воздушных судов в Российских авиакомпаниях. Результат проведенных исследований позволил выявить отсутствие единого научно-методического подхода к формированию процедур ПЛГ ВС, установленных понятий, терминов, определений, алгоритмов и моделей процедур ПЛГ ВС.

Выявлена иерархическая структура процедур ПЛГ ВС и выполнены структуризация и классификация процедур по основным признакам: по назначению (организационные, технологические процедуры); по объёмам работ (постоянный, переменный объём работы); по планированию работ (планируемые, непланируемые работы); другие виды процедур (материально-техническое обеспечение, сертификация экземпляра ВС, управление надёжностью и режимами ПЛГ ВС, управление качеством и эффективностью процедур ПЛГ ВС).

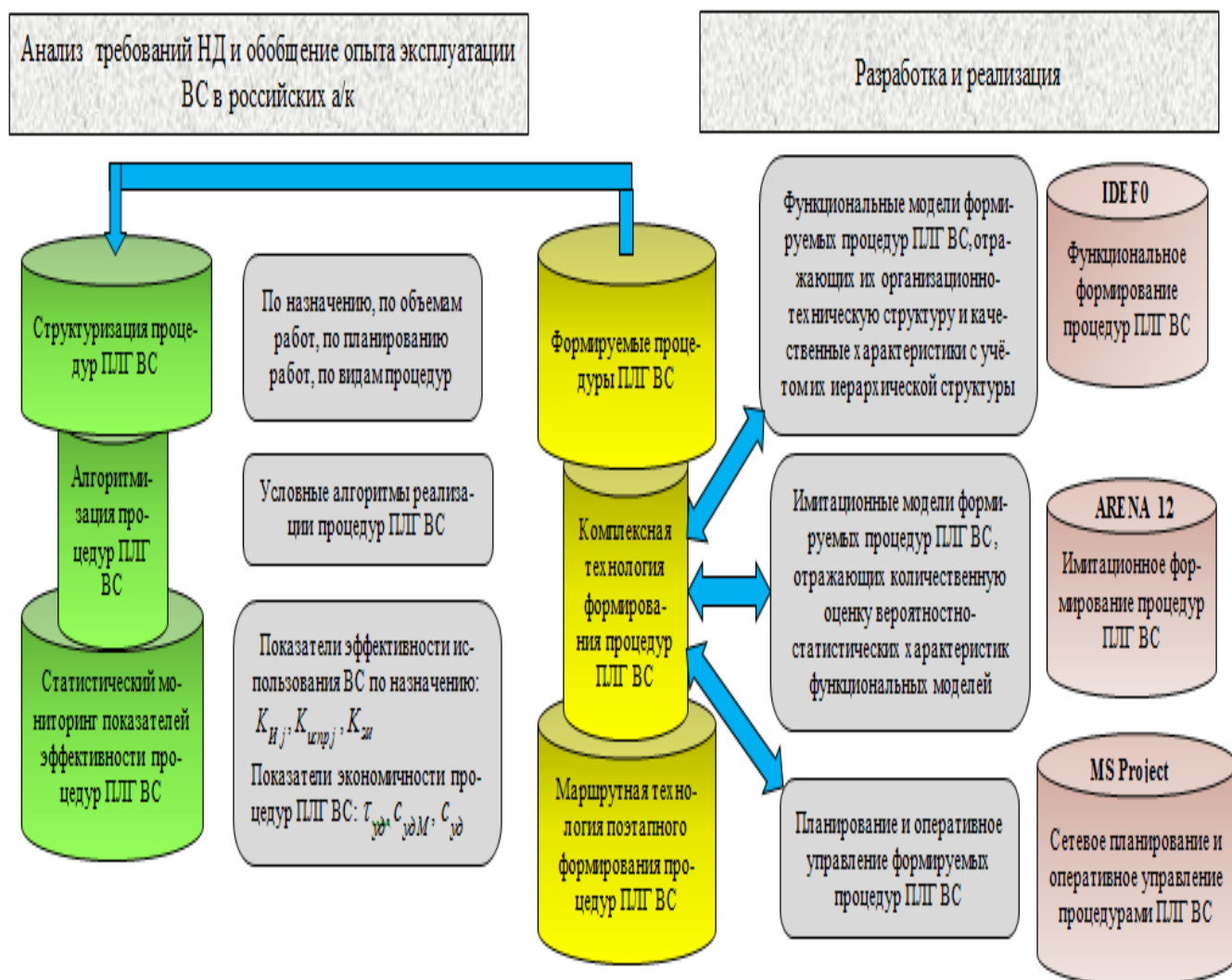
Разработаны технология алгоритмизации процедур ПЛГ ВС и условные алгоритмы реализации процедур ПЛГ ВС, обеспечивающие принятие решений с учетом условий эксплуатации ВС, в частности состояния производственной базы авиапредприятий [2].

Разработана комплексная технология формирования процедур ПЛГ ВС, включающая маршрутную технологию поэтапного формирования процедур ПЛГ ВС, технологию функционального формирования процедур ПЛГ ВС, технологию имитационного формирования процедур ПЛГ ВС, технологию СП и ОУ процедурами ПЛГ ВС.

Метод ИЛП формирования процедур ПЛГ ВС *включает следующие этапы:*

- функциональное формирование процедур ПЛГ ВС, которое содержит разработку функциональных моделей с применением ИТ моделирования IDEF0, отражающих организационно-техническую структуру и качественные характеристики формируемых процедур ПЛГ ВС [3];
- имитационное формирование процедур ПЛГ ВС, которое включает разработку математической модели процедур ПЛГ ВС как замкнутой системы массового обслуживания (СМО) на основе применения ИТ Arena-12, отражающей количественную оценку вероятностно-статистических характеристик функциональных моделей [4];





**Рисунок.** Интегрированная логистическая поддержка формирования процедур ПЛГ ВС:

$K_{Иj}$  - коэффициент использования на  $j$ -м уровне управления;  $K_{испрj}$  - коэффициент исправности на  $j$ -м уровне управления;  $K_{эфj}$  - коэффициент эффективности использования на  $j$ -м уровне управления;  $\tau_{уд}$  - удельные трудовые затраты на ПЛГ ВС;  $c_{удM}$  - удельные материальные затраты на ПЛГ ВС;  $c_{уд}$  - удельная себестоимость работ по поддержанию летной годности ВС

- СП и ОУ процедурами ПЛГ ВС путём применения сетевых моделей с помощью автоматизированной технологии, реализованной в программном продукте Microsoft Project, что позволило более чётко выявить взаимосвязи этапов реализации процедур, а также определить наиболее оптимальный порядок выполнения этих этапов в целях сокращения сроков выполнения всего комплекса работ [1].

Выполнена разработка и реализация функциональных моделей процедур ПЛГ ВС при ТЭ, отражающих организационно-техническую структуру и качественные характеристики с применением программного продукта IDEF0.

Описание IDEF0 модели построено в виде иерархической пирамиды, в вершине которой представлено самое общее описание системы, а основание представляет собой множество более детальных описаний.

Функциональная модель древовидной структуры, отражающая иерархическое построение системы, содержит следующие элементы: *перечень узлов; дерево узлов; контекстную диаграмму; декомпозиции.*

Отображение иерархической структуры модели в форме *перечня узлов*, которая представляет информацию о входящих в модель узлах, показано на примере фрагмента функциональной модели процедуры ПЛГ ВС «Выполнение регламентных работ»:

A0 - формировать процедуры ПЛГ ВС;

A1 - выполнить регламентные работы;

A11 - осуществить планирование регламентного обслуживания;

A111 - принять и оценить техническое и ресурсное состояние ВС;

A112 - проверить наличие и соответствие программы ТОиР и НТД;

A113 - ввести пункты регламента в АСУ учёта ресурсного состояния, осуществить перспективное планирование выполнения работ, сверить НТД;

A114 - выполнить анализ возможности проведения регламентных работ в условиях авиакомпании;

A12 - подготовить производство и выполнить регламентные работы в авиакомпании;

A121 - составить перечни запасных частей, расходных материалов, оборудования и инструмента;

A122 - обеспечить необходимыми запасными частями, расходными материалами, оборудованием и инструментом;

A123 - обеспечить необходимой нормативно-технической документацией, сертифицированным персоналом, другими ресурсами;

A124 - подготовить карты-наряды на выполнение регламентных работ;

A125 - выполнить регламентные работы в авиакомпании;

A126 - осуществить контроль качества выполненных работ и оформить рабочую документацию;

A127 - принять карты-наряды, внести информацию в АСУ ресурсного состояния ВС, информировать о готовности самолёта, оформить формуляр ВС и двигателей;

A13 - выполнить регламентное обслуживание в условиях сервисного центра;

A131 - осуществить запрос, согласование и утверждение выполнения регламентных работ в условиях сервисного центра.

Для количественного описания процедур ПЛГ ВС используются имитационные модели, описывающие процессы в функциональных блоках IDEF0 модели, учитывающие продолжительность, трудоёмкость, стоимость выполнения операций и их вероятностно-статистические характеристики.

Выполнено имитационное моделирование процедур ПЛГ ВС как замкнутой СМО на примере процедуры «Выполнение регламентных работ».

Разработана технология имитационного моделирования процедур ПЛГ ВС при ТЭ на основе применения программного продукта Arena-12.

Для определения критерия принятия решений и обеспечения заданной достоверности результатов имитационного моделирования процедур ПЛГ ВС минимальное число реализаций случайной величины определяется по числу реализаций наиболее редкого события.

Выполнены СП и ОУ процедурами ПЛГ ВС.

Определены оценки средних характеристик СП и ОУ процедурами ПЛГ ВС:

- ранний срок (ожидаемый момент) свершения *i*-го события;
- поздний срок свершения *i*-го события;
- резерв времени события;
- полный резерв времени работы.

Для интервальной оценки характеристик СП и ОУ процедурами ПЛГ ВС используются значения продолжительности выполнения работ при минимальной (оптимистической) оценке, максимальной (пессимистической) оценке и дисперсия.

Сформированы исходные данные, построена сетевая модель, в которой моделируется совокупность взаимосвязанных работ и событий, отображающих процесс достижения поставленной цели, найден критический путь. Применение метода СП и ОУ при организации сложных комплексов работ возможно только при условии непрерывного контроля плана и оперативного управления с помощью автоматизированной технологии.

Применение ИТ Microsoft Project для решения задач СП и ОУ процедурами ПЛГ ВС при ТЭ даёт возможность реализации процедуры в режиме реального времени.

В качестве основного средства представления данных о процедуре «Выполнения регламентных работ» используется линейная диаграмма (диаграмма Ганта). Длительность задач, находящихся на критическом пути, проанализирована по методу PERT.

Таким образом, разработан метод ИЛП формирования процедур ПЛГ ВС, включающий анализ и структуризацию процедур ПЛГ ВС, статистический мониторинг показателей эффективности процедур ПЛГ ВС, алгоритмизацию процедур ПЛГ ВС, разработку комплексной технологии формирования процедур ПЛГ ВС, функциональное и имитационное формирование процедур ПЛГ ВС, СП и ОУ процедурами ПЛГ ВС, направленные на повышение их эффективности путём сокращения простоев и снижения затрат на ПЛГ ВС с учётом заданного уровня безопасности полётов.

Реализация метода ИЛП формирования процедур ПЛГ ВС предоставляет авиапредприятиям разработчика/производителя и заказчика/потребителя широкие возможности для получения конкурентных преимуществ в ПЛГ ВС на стадиях жизненного цикла ВС и позволяет существенно повысить эффективность деятельности, определяемую как способность авиапредприятия рационально и качественно решать задачи, связанные: с разработкой эксплуатационно-ремонтной и нормативно-методической документации по ПЛГ ВС в системе управления безопасностью полетов; с разработкой процессной документации в системе менеджмента качества; с разработкой доказательной документации для сертификации организаций по ТООР АТ и экземпляра ВС; с разработкой и корректировкой программ ПЛГ ВС; с оценкой эффективности процедур ПЛГ ВС; с освоением ТЭ новых типов ВС и отработки вопросов в целях оптимизации и уменьшения затрат в процессах планирования и оперативного управления процедурами ПЛГ ВС и их стоимостью.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Алексанян А.Р. Планирование процедур ПЛГ ВС с применением информационных технологий сетевого планирования // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 173 (11). - С. 65-69.
2. Алексанян А.Р. Формирование процедур ПЛГ ВС // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 173 (11). - С. 52-60.
3. Алексанян А.Р., Ицкович А.А., Файнбург И.А. Мониторинг процессов ПЛГ ВС на основе применения методов моделирования IDEF0 // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2010. - № 162(12). - С. 51-58.
4. Алексанян А.Р., Киселев Д.Ю., Файнбург И.А. Формирование процедур выполнения регламентных работ с применением информационных технологий имитационного моделирования // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 173(11). - С. 98-108.
5. Ицкович А.А., Файнбург И.А. Интегрированная логистическая поддержка управления процессами ПЛГ ВС // Статья в данном Вестнике.
6. Судов Е.В., Левин А.И., Петров А.В., Чубарова Е.В. Технологии интегрированной логистической поддержки изделий машиностроения. - М.: Издательский дом «ИнформБюро», 2006.

## THE METHOD OF INTEGRATED LOGISTICS SUPPORT WHEN FORMING PROCEDURES FOR MAINTENANCE OF AIRCRAFT AIRWORTHINESS

Aleksanyan A.R., Itskovich A.A., Faynburg I.A.

The results of research to develop a method of integrated logistics support when forming procedures for maintaining airworthiness of aircraft, which involves analysis, structuring, algorithmization, functional and simulation formation of procedures, network planning and operational procedures control are given.

**Key words:** method of integrated logistics support of procedures of maintenance of airworthiness of aircraft, a complex technology of forming procedures, analysis, structuring and algorithmization, functional and simulation formation of procedures, network planning and operational control of procedures.

### Сведения об авторах

**Алексанян Армен Размикевич**, 1976 г.р., окончил МАИ (2007), кандидат технических наук, инженер отдела мониторинга летной годности воздушных судов и оценки аутентичности Информационно-аналитического центра ФГУП ГосНИИ ГА, автор 15 научных работ, область научных интересов - поддержание лётной годности воздушных судов.

**Ицкович Александр Абрамович**, 1934 г.р., окончил УАИ (1957), профессор, доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, автор более 280 научных работ, область научных интересов - эксплуатационная надежность и эффективность эксплуатации авиационной техники, управление процессами технической эксплуатации и поддержания летной годности летательных аппаратов, интегрированная логистическая поддержка.

**Файнбург Инна Александровна**, окончила МИИВТ (1989), кандидат технических наук, доцент кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, автор более 60 научных работ, область научных интересов – управление процессами технической эксплуатации и поддержания летной годности летательных аппаратов, интегрированная логистическая поддержка.

УДК 629.735.017.84

## ОЦЕНКА СООТВЕТСТВИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ТРЕБОВАНИЯМ НОРМ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

И.Д. ДАШКОВ, Б.В. ЗУБКОВ

В статье рассматриваются вопросы определения вероятности появления событий, связанных с изменением технического состояния элементов, касающихся непосредственно оценки соответствия функциональных систем воздушных судов требованиям Норм летной годности, которые позволили определить критерии уровня безопасности полетов, используемые в системе управления надежностью авиационной техники.

**Ключевые слова:** воздушное судно, функциональные системы, функциональные уравнения надежности, особая ситуация в полете.

Для решения уравнений надежностных состояний системы необходимо знать значения вероятности  $P_{jk}$  не появления  $j$ -го состояния у  $k$ -го элемента. В общем случае число состояний элемента в соответствии с принятой в Нормах летной годности (НЛГ) классификацией особых ситуаций, к которым приводит отказ, равно 4, т.е.  $j = 0, 4$ .

Пусть событие  $A$  означает отказ элемента, а события  $H_j$ , которые обозначим гипотезами, означают появление у элемента  $j$ -го состояния. События  $H_j$  несовместимы, т.е. появиться одновременно не могут. Тогда в соответствии с формулой полной вероятности имеем

$$F(A) = \sum_{j=0}^4 F(H_j)F(A/H_j), \quad (1)$$

где  $F(A)$  - вероятность отказа элемента;  $F(A/H_j)$  - условная вероятность отказа элемента при условии появления у него  $H_j$  состояния.

Как известно, вероятность одновременного появления двух событий  $C$  и  $D$  определяется соотношением

$$F(CD) = F(C) \cdot F(D/C) = F(D) \cdot F(C/D). \quad (2)$$

Тогда

$$F(H_j) \cdot F(A/H_j) = F(A) \cdot F(H_j/A). \quad (3)$$

Подставляя это соотношение в формулу (1), и вынося  $F(A)$  из-под знака суммы, получаем

$$\sum_{j=0}^4 F(H_j/A) = 1. \quad (4)$$

Это равенство означает, что гипотезы  $H_j$  образуют полную группу несовместимых событий. Следовательно

$$F\left(\sum_{j=0}^4 H_j\right) = \sum_{j=0}^4 F(H_j) = 1. \quad (5)$$

Теперь оперируя полученными результатами, нетрудно определить вероятность появления  $j$ -го состояния элемента. Пусть на испытания поставлено  $N$  элементов. В некоторый момент времени отказало  $n$  элементов. Пусть среди них  $n_j$  отказало из-за появления  $j$ -го состояния.

Тогда  $n = \sum_{j=0}^4 n_j$ .

Вероятность отказа элемента будет равна  $F(A) = \frac{n}{N}$ . Тогда легко показать, что  $F(H_j)$  будет равна

$$F(H_j) = \frac{n_j}{n} \cdot \frac{n}{N} = \frac{n_j}{N} F(A). \tag{6}$$

Следовательно, если нам известна вероятность отказа  $k$ -го элемента системы  $F_k(t)$  и число  $n_{jk}$  снятых с эксплуатации элементов с  $j$ -м состоянием из общего количества  $n_k$  отказавших элементов, то вероятность появления у  $k$ -го элемента  $j$ -го состояния будет равна

$$F_{jk} = \omega_{jk} F_k(t), \tag{7}$$

где  $\omega_{jk} = \frac{n_{jk}}{n_k}$  - относительная частота появления  $j$ -го состояния.

Видно, что  $\sum_{j=0}^4 \omega_{jk} = 1$ . Очевидно, что:

$$F_k(t) = \sum_{j=0}^4 F_{jk}(t); \tag{8}$$

$$P_{jk}(t) = 1 - F_{jk}(t); \tag{9}$$

$$P_k(t) = 1 - F_k(t). \tag{10}$$

Таким образом, значения  $F_{jk}$  будут определяться из уравнения

$$F_{jk} = \omega_{jk} \cdot \left( 1 - e^{-\int_0^t \lambda(t) dt} \right), \tag{11}$$

где  $\lambda(t)$  - интенсивность отказов  $k$ -го элемента ВС.

Рассмотрим интенсивность появления состояний для группы элементов. Пусть имеется последовательное соединение  $F_{jk}$  элементов, которым поставлены в соответствие вероятности появления состояний. Вероятность не появления у соединения состояния  $j - (P_j)$  к моменту времени  $T$  будет равна

$$P_j = \prod_{k=1}^N P_{jk} = \prod_{k=1}^N (1 - \omega_{jk} F_k). \tag{12}$$

Тогда интенсивность отказов группы будет равна

$$\lambda_{jc} = - \frac{1}{P_j(T)} \cdot \frac{dP_j}{dx} \Big|_{x=T} = \frac{d}{dx} \left[ \frac{\prod_{k=1}^N (1 - \omega_{jk} F_k)}{\prod_{k=1}^N [1 - \omega_{jk} F_k(T)]} \right]_{x=T}. \tag{13}$$

Так как  $\frac{dP}{dx} = - \frac{dF}{dx}$ , то имеем

$$\lambda_{jk} = \sum_{k=1}^N \frac{\omega_{jk} \lambda_k [1 - F_k(T)]}{1 - \omega_{jk} F_k(T)}. \quad (14)$$

При  $\omega_{jk} = 1$  получаем известную формулу  $\lambda_c = \sum_{k=1}^N \lambda_k$ .

Для параллельного соединения  $N$  элементов с  $j$ -ми состояниями также получаем уравнение

$$\lambda_{jc} = \frac{\prod_{k=i}^N \omega_{jk} F_k}{1 - \prod_{k=i}^N \omega_{jk} F_k} \cdot \sum_{k=i}^N \lambda_k \left( \frac{1}{F_k} - 1 \right). \quad (15)$$

В связи с тем, что каждому функциональному состоянию системы поставлена особая ситуация полета, то для оценки функциональных систем необходимо использовать тот же принцип, который применяется при оценке особых ситуаций.

Примем интенсивность образования состояний функциональных систем с помощью  $\lambda_{ic}$ . Тогда очевидно, что  $\lambda_{ic} \leq \lambda_{ic}^*$ , где  $\lambda_{ic}^*$  - некие нормируемые значения.

Тогда вероятность появления состояния  $S_i$  ФС, непрерывно работающей в течение всего полета, должна оцениваться по формуле

$$\lambda_{ic}^* \geq \frac{1}{T} \left[ 1 - \frac{1 - F_{S_i}(T+t)}{1 - F_{S_i}(T)} \right]. \quad (16)$$

Для оценки вероятности появления  $S_i$  состояния ФС, которая работает лишь некоторое время  $t_\phi$  в течение полета, должны применяться формулы

$$\frac{\lambda_{ic}^*}{\nu} \geq 1 - \frac{1 - F_{S_i}(T+t)}{1 - F_{S_i}(T)}; \quad (17)$$

$$\frac{\lambda_{ic}^*}{Q(B)} \geq 1 - \frac{1 - F_{S_i}(T+t)}{1 - F_{S_i}(T)}, \quad (18)$$

где  $\nu = \frac{T_\phi}{T}$ ;  $Q(B) = \frac{Q(B)}{T}$ .

$Q(B)$  - вероятность возникновения фактора  $B$ , требующего включения в работу системы.

Вероятности состояний  $F_{jk}(T)$  элементов, работающих без замен, определяются по формуле

$$F_{jk} = \omega_{jk} \left[ 1 - e^{-\int_0^T \lambda_k(t) dt} \right]. \quad (19)$$

Вероятности состояний  $F_{jk}$  элементов, работающих до плановой замены  $T_3$  без контроля технического состояния, определяются уравнением

$$F_{jk} = \omega_{jk} \left[ 1 - e^{-\int_0^{T_3} \lambda_k(t) dt} \right]. \quad (20)$$

## ASSESSMENT OF AIRCRAFT FUNCTIONAL SYSTEMS COMPLIANCE WITH THE REQUIREMENTS OF AIRCRAFT AIRWORTHINESS STANDARDS

Dashkov I.D, Zubkov B.V.

The article discusses issues related to the definition of the probability of occurrence of elements states, and directly related to the conformity assessment of functional systems.

**Key words:** Aircraft, functional systems, special situation in flight, functional equations of reliability.

### Сведения об авторах

**Дашков Иван Дмитриевич**, 1990 г.р., окончил МГТУ ГА (2013), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов – эксплуатация летательных аппаратов.

**Зубков Борис Васильевич**, 1940 г.р., окончил КИИГА (1966), действительный член Академии наук авиации и воздухоплавания, доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, автор более 150 научных работ, область научных интересов – вопросы обеспечения безопасности полетов и жизнедеятельности авиационной безопасности.



УДК 629.735.017.84

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ И ОЦЕНКА СОСТОЯНИЙ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЕТОВ

И.Д. ДАШКОВ, Б.В. ЗУБКОВ

В статье рассматриваются вопросы, связанные с определением технических состояний функциональных систем (ФС) воздушных судов (ВС). Даны математические зависимости для выражения связей между основными параметрами, характеризующими эти состояния, которые позволили определить критерии уровня безопасности полетов, используемые в системе управления надежностью авиационной техники.

**Ключевые слова:** воздушное судно, функциональные системы, функциональный отказ, потребляющий элемент.

В процессе своего рассмотрения любая ФС может быть представлена в виде функционального энергетического или информационного блока (ФБ), который обслуживает один потребляющий элемент или их группу. Потребляющий элемент – это элемент, компонент ВС, гарантирующий функционирование ВС в полете. При отказе ФБ, т.е. при полной утрате работоспособности системы, потребляющий элемент, обслуживающий его, также полностью теряет свою работоспособность. В случае полной потери работоспособности потребляющего элемента или при выходе параметров, которые определяют состояние потребляющего элемента за предельно допустимые величины, считается, что потребляющий элемент отказал.

Отказ потребляющего элемента вызывает появление  $C_i$  ( $i = 1,4$ ) особой ситуации полета. Ранг потребляющего элемента  $P_i$  принимается равным  $C_i$  особой ситуации полета. Ранг ФС  $S_i$  принимается равным наибольшему рангу среди множества рангов  $P_i$  обслуживаемых функциональных систем.

Если ранг функциональной системы равен  $S_i$ , то предполагается, что система может попасть и в состояние  $S_j$  ( $j < i$ ). Например, если ранг ФС  $S_4$ , т.е. ее отказ может способствовать появлению особой ситуации  $C_4$ , то она может находиться и в состояниях  $S_1$ ,  $S_2$  и  $S_3$ .

Пусть потребляющий элемент характеризуется множеством значений  $\{x_i\}$ , которые должны в период его активности находиться в заданных границах  $\left\{ \Delta x_i; \frac{dx_i}{dt} \right\}$ . Обеспечение этого условия является назначением обслуживающей системы, которая состоит из множества элементов. Потребляющий элемент, в зависимости от того, какие значения будут принимать параметры  $\{x_i\}$ , может находиться в  $\{P_i\}$  состояниях, которые соответствуют особым условиям  $C_i$ . Следует отметить, что значения  $\{x_i\}$  будут зависеть от множества  $\{y_i\}$  параметров на выходе обслуживающей системы. Когда параметры  $\{y_i\}$  находятся в допустимых границах  $\left\{ \Delta y_i; \frac{dy_i}{dt} \right\}$ , то и  $\{x_i\}$  не должны превышать допустимые пределы, т.е. потребляющий элемент работает исправно. Этому состоянию можно приписать значения  $P_o$ . Соответственно значения  $\{y_i\}$  будут определяться множеством состояний  $\{z_i\}$  каждой из частей, которые входят в систему.

Если состояние потребляющего элемента отличается от  $P_o$ , то это приводит к возникновению в полете некоторой ситуации  $C_i$ . Следовательно, любой ситуации  $C_i$ , в которую может

попасть ВС, будут соответствовать некоторые состояния  $\{I_i\}$  потребляющего элемента. В свою очередь,  $\{I_{ji}\}$  состояниям потребляющего элемента будет соответствовать некоторый комплекс параметров  $\{y_{ji}\}$ , которые определяются подмножеством значений  $\{x_{ji}\}$  множества  $\{x_i\}$ .

Несомненно, что  $\{x_{ji}\}$  зависит от некоторого комплекса параметров  $\{z_{ji}\} \in \{z_i\}$  элемента системы или от объединения соответствующих значений  $z_{ji}$  группы элементов.

Отсюда следует, что при анализе функциональных состояний систем воздушных судов нужно соблюдать определенную последовательность соответствий состояний

$$C_i \Rightarrow \{x_{ji}\} \Rightarrow \{S_{ji}\} \Rightarrow \{y_{ji}\} \Rightarrow \{z_{ji^k}\} \Rightarrow \bigcup_{k=1,n} \{z_{ji^k}^k\}, (1 \leq n \leq m), \quad (1)$$

где  $m$  – число составляющих, которые входят в систему;  $k$  – некоторый элемент системы;  $\{z_{ji^k}^k\}$  – некоторое множество состояний  $k$ -го элемента.

Уравнениями надежностных состояний можно считать системы уравнений вероятности неоявления у системы  $S_i$  состояния. Данные уравнения – это результат построения структурных схем для каждой ситуации.

Проведем анализ некой системы, которая включает  $N$  элементов. Под элементами системы понимаются не только различные составляющие, но и трубопроводы, соединяющие их. Каждый  $k$ -й элемент системы  $n_k (k = I, N)$  может в ходе эксплуатации принимать множество состояний  $\{R_{jk}\} \in R_k$ , где  $j$  - индекс, который описывает некоторое состояние. Затем любому  $R_{jk}$  состоянию  $n_k$  элемента может быть установлена в соответствие некоторая совокупность значений функциональных параметров (давление, температура, расход, утечка и др.)  $\{Z_{jk}\} \in Z_k$ . Из этого следует, что между множествами  $R_k$  и  $Z_k$  существует определенное соотношение, т.е.  $R_k$  отображается на множество  $Z_k (\alpha / R_k \Rightarrow Z_k)$ .

Исполнение операции  $\alpha / R_k \Rightarrow Z_k$  обязательно для построения структурных схем функциональной надежности системы.

Для вывода уравнений надежностных состояний системы необходимо каждому состоянию  $R_{jk}$  элемента поставить в соответствие вероятность его отсутствия  $R_{jk}$ .

Множество значений функциональных параметров  $Z_k$  разбиваем на подмножество значений  $\{Z_{jk}\} \in Z_k^*$ , соответствующих нормальной работе системы, и подмножества значений  $\{Z_{jk}^i\} \in Z_k^i$ , порождающих появление у системы  $i$ -х состояний, переводящих воздушное судно в  $C_i$  особую ситуацию ( $i = 1, 4$ ). Бесспорно, что:

$$Z_k^* \cup \left( \bigcup_{i=1,4} Z_k^i \right) = Z_k \text{ и } \alpha_0 / Z_k^0 \Rightarrow S_0; \quad (2)$$

$$\alpha_i / Z_k^i \Rightarrow C_i. \quad (3)$$

В соответствии с этим множество состояний  $k$ -го элемента можно также разбить на подмножества  $R_k^0$  и  $R_k^i$ , для которых будут справедливы  $\alpha_0 / R_k^0 \Rightarrow Z_k^0$ ;  $\alpha_i / R_k^i \Rightarrow Z_k^i$ . Отсюда следует, что будет происходить и  $\beta_i / R_k^i \Rightarrow C_i$ . Получается, необходимо все множество  $R_k$  разбить на пять таких групп, для которых выполняются  $\alpha_0 \beta / R_k^0 \Rightarrow Z_k^0 \Rightarrow C_0$  и  $\alpha_i \beta_i / R_k^i \Rightarrow Z_k^i \Rightarrow C_i$ .

Получается 
$$R_k = \bigcup_{j=0,4} R_{jk}. \quad (4)$$

Каждому состоянию  $R_{jk}$  поставим в соответствие вероятность его появления  $F_{jk}$ .

Примем (в большинстве случаев это является правомочным), что вероятности  $F_{jk}$  в совокупности несовместимы. Тогда вероятность безотказной работы  $k$ -го элемента будет равна

$$P_k = 1 - \sum_{j=0}^4 F_{jk}. \quad (5)$$

Множество состояний элементов  $R_k$  образуют множество состояний системы  $S = US_i$ . Так как число состояний  $j$  любого  $k$ -го элемента в соответствии с принятым объединением состояний на группы не превышает пяти, то множество  $S$  в общем случае будет содержать не более  $S^N$  различных, несовместных состояний элементов.

Задача построения уравнений надежностных состояний системы состоит в разбиении множества  $S$  на подмножества  $S$  такие, для которых выполнялись бы отображения  $S_i \Rightarrow C_i$ .

Переход системы в  $S_i$  состояние может вызываться не только в результате появления у  $k$ -го элемента  $R_{jk}$  состояния. Система может перейти в  $S_i$  состояние и в результате комбинации  $R_{jk}$  состояний нескольких элементов, т.е. появления совместных состояний. Это возможно, если в полете допускается возникновение отказов или неисправностей сразу нескольких составляющих одновременно.

Если может возникнуть ситуация, что одновременно проявится отказ или неисправность двух изделий, то нужно рассмотреть отношения пар объектов, так называемые бинарные отношения. Если же это будет отказ или неисправность трех изделий, то соответственно необходимо рассматривать отношения троек объектов и т.д.

В случае бинарных отношений рассматривается множество пар  $\langle R_{\mu km}, R_{\gamma kn} \rangle$ , где  $\mu \in j, \gamma \in j, k \in \overline{1, n}, k_n \in \overline{1, n}$ , т.е. следует рассмотреть декартово произведение множеств

$$R_{km} \times R_{kn} = R_{\langle km; kn \rangle}. \quad (6)$$

Далее разобьем множество  $R_{\langle km; kn \rangle}$  совместных состояний на подмножества  $R^i_{\langle km; kn \rangle}$ , для которых имеет место

$$\beta : R_{\langle km; kn \rangle} \Rightarrow S_i. \quad (7)$$

Пусть  $\{R_{j \langle km; kn \rangle}\} \in R^i_{\langle km; kn \rangle}, j = i$ , тогда  $R_{j \langle km; kn \rangle} = \langle R_{\mu km}, R_{\gamma kn} \rangle$ , причем  $\mu < i = j$  и  $\gamma < i = j$ .

Получается, множества  $R_{\langle km; kn \rangle}$  будут включать в себя упорядоченные пары состояний двух объектов, причем каждое из этих состояний в отдельности не вызовет возникновения у системы  $S_i$ -го состояния. Оно может вызвать только появление состояний низшего ранга по сравнению с  $S_i$ , не вызывая нарушений работоспособности самой системы.

Аналогичным образом это касается множества трепарных отношений (когда участвуют три изделия) и других. В частности, отношения состояний элементов обязательно рассматриваются при тщательно проанализированной работе параллельно-соединенных групп элементов.

Делаем вывод, что для каждой части системы установлены ее состояния и выполнена их группировка по степени опасности ситуации, которые в свою очередь могут возникать у системы.

Далее считаем, что известны упорядоченные отношения  $R_{j \langle k1, k2, \dots, km, \dots, kn, \dots, kN \rangle}$ , также способствующие появлению  $C_{i(i=j)}$  особой ситуации. Тогда можно установить уравнения надежностных состояний системы, которые будут соответствовать появлению в полете особых ситуаций.

Если в полете допускается отказ или неисправность только одного элемента, то уравнение надежностного состояния системы приобретет следующий вид

$$F(S_i) = 1 - \prod_{k=1}^n P_{jk}, \quad (8)$$

где  $P_{jk} = 1 - F_{jk}$ ;  $j = i$ ;  $i = 1..4$ ;  $n \leq N$ .

Последнее условие означает, что среди  $N$  элементов системы не у всех будут такие состояния, при которых будет возможно появление особой ситуации. Естественно в случае указанного допущения вероятность непоявления совместных состояний принимается равной единице.

Несложно заметить, что если допускаются  $n$ -арные отношения состояний между различными элементами системы (упорядоченные комбинации состояний  $n$  элементов системы), то этим отношениям в структурной схеме соответствует параллельное соединение  $n$  звеньев. Причем  $k$ -е звено характеризуется вероятностью  $\gamma$ -го состояния  $n_k$  элемента системы.

Конкретно для бинарных отношений состоянию  $R_{j<km, kn>}$ , отвечающему упорядоченной паре состояний  $\langle R_{\mu km}, R_{\gamma kn} \rangle$ , будет соответствовать вероятность его непоявления

$$P_{j<km, kn>} = 1 - (1 - P_{\mu km}) \cdot (1 - P_{\gamma kn}), \quad (9)$$

где  $P_{\mu km}$  - вероятность непоявления у  $k$ -го элемента  $\mu$ -го состояния;  $P_{\gamma kn}$  - вероятность непоявления у  $k_n$ -го элемента  $\gamma$ -го состояния;  $\mu = 0; j-1; \gamma = 0; j-1$ .

Для резервированных групп системы, состоящих из одинаковых элементов, в случае нагруженного резерва  $n$ -арные отношения описывают возможность возникновения отказов у  $n$  элементов из их общего числа в резервированной группе, равного  $l$ .

Если при отказе  $n$  элементов из числа  $l$  система переходит к состоянию  $S_i$ , то вероятность непоявления этого состояния равна

$$P_r(S'_i) = 1 - \sum_{z=0}^n \binom{l-n+z}{l} P_r^{n-z} (1 - P_r)^{l-n+z}, \quad (10)$$

где  $P_r$  - вероятность безотказной работы элементов  $r$ -й резервированной группы;  $\binom{l-n+z}{l} = C_l^{l-n+z}$  - число сочетаний из числа  $l$  элементов  $l-n+z$ .

В целом уравнение надежностного состояния системы будет определяться функцией вида

$$F_{S'_i} = F(S'_i) = 1 - \prod_{k=1}^n P_{jk} \prod_{r=1}^R P_r(S'_i) \prod_{\omega=r}^{\Omega} P_{j<\omega>}, \quad (11)$$

где  $R$  - число резервированных групп элементов;  $\omega$  - символ упорядоченного отношения состояний элементов системы;  $\Omega$  - заданный порядок отношений элементов;  $P_{j<\omega>}$  - вероятность непоявления множества совместных событий.

Для  $\omega = 2$   $P_{j<\omega>}$  будет определяться соотношением

$$P_{j<\omega>} = \prod_1^d P_{j<km, kn>}, \quad (12)$$

где  $d$  - число упорядоченных пар  $\langle k_m, k_n \rangle$ .

---

**IDENTIFICATION AND ASSESSMENT OF THE AIRCRAFT FUNCTIONAL SYSTEMS  
IN THE FLIGHT SAFETY MANAGEMENT SYSTEMS****Dashkov I.D., Zubkov B.V.**

The article discusses issues related to determining the technical states of aircraft functional systems (FS). Mathematical formulas are given for expressing the relationship between the main parameters characterizing the model.

**Key words:** aircraft, functional systems, functional failure, consuming element.

**Сведения об авторах**

**Дашков Иван Дмитриевич**, 1990 г.р., окончил МГТУ ГА (2013), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов – эксплуатация летательных аппаратов.

**Зубков Борис Васильевич**, 1940 г.р., окончил КИИГА (1966), действительный член Академии наук авиации и воздухоплавания, доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, автор более 150 научных работ, область научных интересов – вопросы обеспечения безопасности полетов и жизнедеятельности авиационной безопасности.

УДК 629.7.017.1

## КОНЦЕПЦИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ОТКАЗОБЕЗОПАСНОСТИ

С.А. КРОТОВ

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Смирновым Н.Н.**

Предлагается рассмотреть формальное описание эксплуатационной модели отказобезопасности с возможностью коррекции и адаптации параметров при выполнении полетных циклов воздушных судов с учетом непредвиденных событий.

**Ключевые слова:** отказобезопасность, формирование модели, контроль состояния.

На протяжении всего периода эксплуатации самолет должен отвечать существующим требованиям норм летной годности, в том числе требованиям при отказах функциональных систем, представленных в нормативной документации (АП 25.АО, АП 25.1309, FAR 25.1309, CS 25.1309). При этом под оценкой уровня отказобезопасности или оценкой отказобезопасности следует понимать оценку выполнения требований указанной нормативной документации [1]. Однако основное внимание к выполнению таких требований уделяется на стадии проектирования и сертификации воздушного судна (ВС) [2], поэтому ниже предлагается рассмотреть вопросы удовлетворения некоторых требований в процессе эксплуатации ВС. В частности, перед каждым вылетом должны соблюдаться определенные требования, определяемые как условия допуска ВС к эксплуатации. Данные требования главным образом касаются текущего состояния самолетного оборудования, вида (назначения) полета, а также беспрепятственного выполнения необходимых работ по техническому обслуживанию.

Несоответствие эксплуатационным требованиям перед или во время полета, помимо угрозы безопасности полета, может вызвать значительные задержки и привести к тяжелым экономическим последствиям.

### Структура полетного цикла

После каждой посадки ВС подготавливается к следующему полету. Самолет инспектируется на предмет выявленных замечаний в ходе полета. Если какой-либо компонент находится в неработоспособном состоянии, решение о выпуске ВС основывается на требованиях к следующему полету. Командир ВС ссылается на утвержденный документ – перечень минимального оборудования (MEL), в котором указываются компоненты со статусом «Допускается» (Go), «Допускается, если» (Go if) и «Не допускается» (No go).

Компоненты со статусом «Допускается» могут оставаться в неисправном состоянии в течение ограниченного периода времени. При этом необходимо принять во внимание возможность последующего критического отказа и его влияние на безопасность полета.

Статус «Допускается, если» подразумевает допустимым наличие неисправного компонента при подготовке ВС к вылету в случае соблюдения условий допуска к эксплуатации и/или специальных ограничений:

«Go-if-o» - данный статус отсылает к порядку действий экипажа ВС;

«Go-if-m» - данный статус отсылает к порядку действий группы технического обслуживания.

Наличие компонентов со статусом «Не допускается» является основанием для запрета полетов.

Основной проблемой является возможность оценить в процессе эксплуатации способность ВС соответствовать установленным требованиям с учетом непредвиденных событий различного рода и своевременно предпринять корректирующие действия для предотвращения неблагоприятной ситуации. Поэтому возникает необходимость иметь контроль над состоянием ВС, чтобы с высоким уровнем достоверности предотвращать события, которые могут возникать в процессе эксплуатации.

В настоящее время активно развиваются программные продукты информационного обеспечения безопасности полетов, надёжности и технической эксплуатации авиационной техники [3]. Широкий спектр поставленных задач способствует скорейшему внедрению в авиации передовых автоматизированных систем и информационных технологий.

### Общее описание модели

В данном разделе предлагается рассмотреть структуру модели контроля состояния ВС в процессе эксплуатации [4] с учетом вышеуказанных требований по отказобезопасности. Описание представлено в универсальном виде, которое в дальнейшем может использоваться в языках программирования AltaRica [5] и SAN.

Установим два вида исходных требований:

- минимальные требования (Min\_Sys\_Req) – требования из документа MEL, которые должны всегда соблюдаться независимо от миссии ВС;
- требования к конфигурации миссии ВС (M\_Prof\_req) – непосредственно относятся к самому полету.

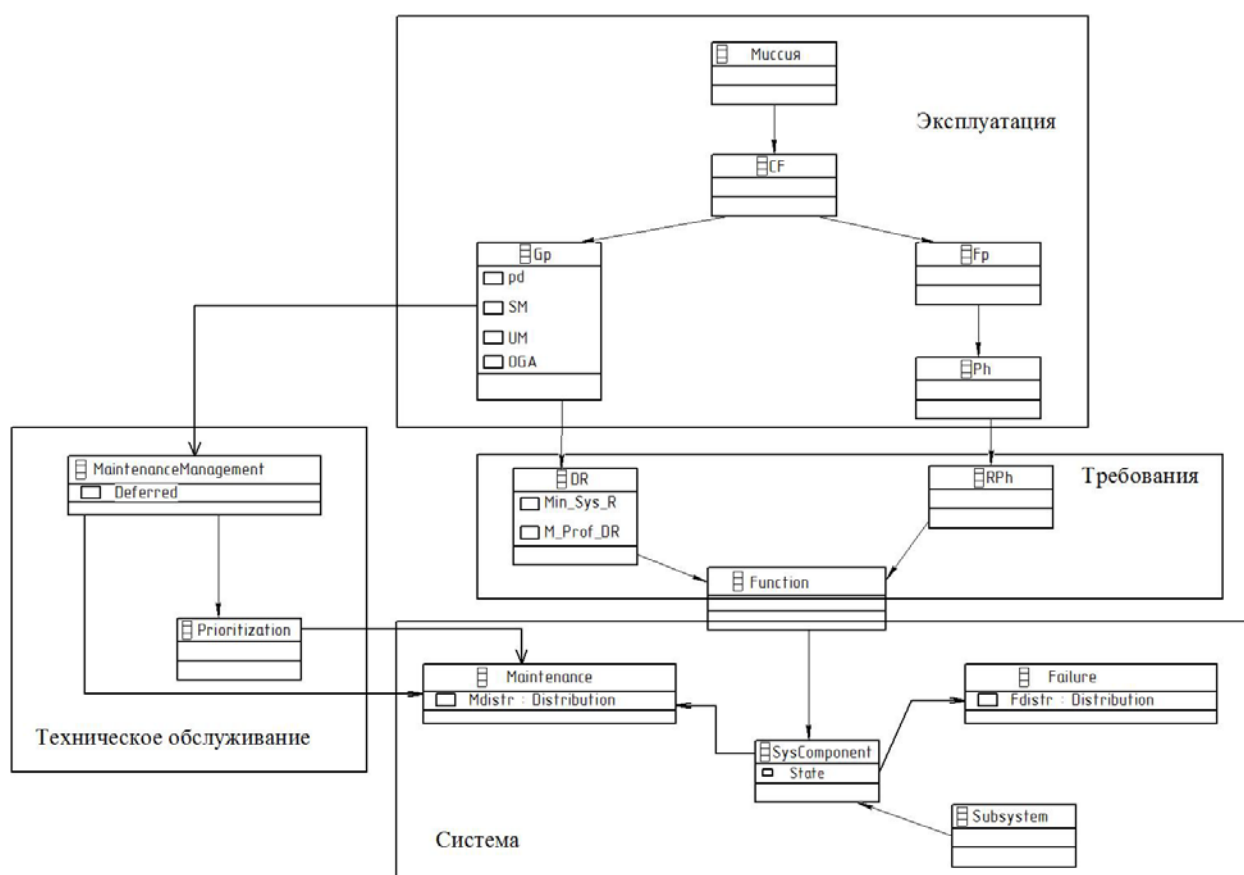


Рисунок. Общее описание модели

На рисунке представлена структура модели, состоящей из четырех уровней: «Эксплуатация», «Требования», «Система» и «Техническое обслуживание». Рассмотрим поочередно каждый из уровней.

Уровень «Эксплуатация». Здесь и в дальнейшем под «миссией» ВС будем понимать обеспечение ряда полетов для реализации назначенного полетного задания, которые успешно достигаются при рассмотрении и выполнении всех требований предполетного периода на земле и самого полета (полетный период), и состоящие из этапов взлета, полета по заданному маршруту, маневрирования для решения поставленной задачи вылета, возврата на аэродром посадки и посадки [6]. Обозначим предполетный период как  $G_p$  (ground period), а полетный период –  $F_p$  (flight period). Связь  $CF=(F_p, G_p)$  или  $CF=F \cdot P$  будет представлять процесс выполнения полета, начиная с действий по подготовке к полету и заканчивая самим полетом. В дальнейшем оператор «•» будет обозначать последовательность действий или интервалов. Миссия ВС состоит из  $n$  полетов и определяется следующим выражением:  $M = \bullet_{i=1..n} CF_i = \bullet_{i=1..n} (G_{p_i}, F_{p_i})$ . Каждый полет может быть разложен на несколько этапов, которые различаются по функциональным возможностям систем ВС, необходимых для успешного выполнения этапа полета. Принимая, что для каждого полета может быть определено  $p$  этапов, имеем:  $F_p = Ph_1 \cdot Ph_2 \cdot \dots \cdot Ph_p$ . Каждый этап имеет продолжительность  $DPh_j$ .

Обозначим  $I$  как возникновение какого-либо нарушения во время миссии, это может касаться как самого полета, так и предполетного периода. Нарушение в полете определяется как возникновение нарушения на одном из его этапов. При этом нарушение при выполнении какого-либо этапа определяется потерей полного соответствия требованиям при выполнении данного этапа полета. На данном уровне удовлетворение требованиям фазы  $Ph_i$  представляется через булевы переменные  $RPh_i$ .

Во время каждого предполетного периода должно быть обеспечено полное соответствие необходимым требованиям, чтобы выполнить следующий полет. Во избежание задержек, все необходимые процедуры должны быть выполнены в установленный срок. Предполетный период может состоять из: а) планового технического обслуживания (SM) и других наземных процедур обслуживания (OGA) или б) планового ТО с последующими процедурами внепланового ТО (UM).

Соответственно каждый предполетный период может быть выражен следующим образом:  $G_p = SM \cdot UM \cdot OGA$ . Длительность операций SM и UM зависит от рабочего состояния определенной системы и средств технического обслуживания и ремонта (ТОиР). Процедуры внепланового ТО (UM) обычно возникают при несоответствии условиям допуска ВС к полету (DR). В таких ситуациях, как правило, восстанавливаются компоненты критических систем, необходимых для выполнения полета. Предполетный период имеет определенную длительность  $pd(G_p)$ , выход за рамки которой обуславливает возникновение задержки полета. Из вышесказанного следует, что для определения уровня «Эксплуатация» модели требуются следующие данные:

- количество полетов  $n$ , составляющих миссию ВС;
- количество  $p$  этапов, составляющих полет и их продолжительность  $DPh_j$ ;
- продолжительность предполетного периода  $pd(G_p)$ .

Уровень «Требования». Данный уровень описывает требования, которые должны быть удовлетворены для успешного выполнения миссии ВС, определенной в уровне «Эксплуатация», принимая во внимание разделение миссии на последующие полетные и предполетные периоды. Здесь также учитываются требования сохранения отказобезопасности.

Успешное завершение этапов  $Ph_j$  полета обуславливается доступностью группы функций  $f_1, f_2 \dots f_{nj}$ , выполняемых системой ВС. Таким образом, доступность данных функций сопоставима с удовлетворением требований во время каждого этапа для обеспечения благополучной эволюции ВС. Данные требования, определяемые как  $RPh_i$ , могут устанавливаться через булевы выражения, выражающие комбинацию функций, которые должны обеспечиваться для выполнения соответствующего этапа. Кроме того, установленные требования могут выражаться через со-



четание функциональных потерь, которые могут привести к нарушениям на определенном этапе полета.

Требования к допуску ВС, которые должны удовлетворяться во время предполетного периода, могут быть определены схожим путем. Таким образом, установленные требования, обозначенные через булевы выражения, определяются: а) доступностью некоторых необходимых функций  $f_1, f_2, \dots, f_{nf}$  и б) возможностью выполнения некоторых задач ТО (обозначим как  $Ma$ ) в течение запланированного периода  $pd(Gr)$ :  $DR_i = f(f_1, f_2, \dots, f_{nf}, Ma)$ .

Обобщая вышесказанное, требования представляют собой сочетание функций, необходимых на эксплуатационном уровне, позволяющих отправить ВС в полет или успешно завершить полетный этап. Требования, установленные для миссии ВС, состоящей из  $n$  полетных циклов, являются результатом объединения требований каждого цикла данной миссии. Для полноценного полета  $CF_i$  параметры  $DR_i$  и  $RPh_{j=1..p}$  представляют собой требования, относящиеся к наземной и полетной фазам. Для требований допуска ВС  $DR_i$  требуемые функции абсолютно такие же, как и для успешного выполнения полета. Таким образом, мы собрали требуемые сочетания функций, необходимых для каждого полета, и обозначили как  $Min\_Sys\_Req$ . Также мы установили дополнительные требования  $M\_Prof\_DR_i$ , характерные для рассматриваемой миссии ВС. Данные требования могут относиться к доступности некоторых функций или выполнению работ по техническому обслуживанию, необходимых для выпуска ВС. Таким образом  $DR_i = Min\_Sys\_R \wedge M\_Prof\_DR_i$ .

Требования, выраженные через булевы выражения, основываются на исправности системных функций. Доступность каждой функции выводится через анализ исправности и способности компонентов систем выполнять поставленные задачи. Распределение между состояниями системных функций и состояниями компонентов систем обеспечивается на системном уровне модели. Более точно функция характеризуется её состоянием, которое определяется условным функционированием исходя из состояния системных компонентов. В дальнейшем будем использовать обозначение  $f_{k=1,2,..} = g(C_1S, C_2S, \dots, C_{nk}S)$ , где  $C_1S, C_2S, \dots, C_{nk}S$  являются переменными, отображающими информацию о состоянии компонентов, задействованных в выполнении функции  $f_k$ ;  $g$  является функцией, формулирующей связь между состояниями компонентов и функцией  $f_k$ .

Уровень «Система». Система может быть рассмотрена как ряд компонентов  $C_1$  с различными взаимосвязями между собой. Каждый компонент подвергается событию возникновения отказа и процедурам ТО. В более общем смысле состояние компонента  $C_1$ , обозначенное как  $C_1S$ , может принимать различные значения, определяемые некоторой областью  $C_1SD$ .  $C_1SD$  может разделяться на два пространства  $C_1SD = Operational(C_1SO) \cup Failed(C_1SF)$  (рабочее и неисправное). События возникновения отказа и работы по ТО в дальнейшем определяются как изменения значений параметров состояния соответственно от  $C_1SO$  к  $C_1SF$  и от  $C_1SF$  к  $C_1SO$ . Описание должно также включать задание распределения вероятностей, описывающее возникновение событий отказов (обозначим как  $Fdistr_i$ ), а также длительность работ по ТО (обозначим как  $Mdistr_i$ ). Как правило, для таких событий, характеризуемых интенсивностью отказов  $\lambda(t)$  и интенсивностью восстановления  $\mu(t)$ , принимается экспоненциальное распределение. Также должна быть определена стратегия ТО с установленным уровнем приоритета, касающегося каждого компонента для определения порядка работ ТО при нескольких отказавших компонентах. Таким образом, из вышеописанного следует, что к рассматриваемым характеристикам системных компонентов относится их состояние, закон распределения отказов и закон распределения длительности обслуживания.

Уровень «Техническое обслуживание». Работы по ТО при каждом предполетном периоде характеризуются доступностью ресурсов, а именно рабочими (техниками) и запасными изделиями. Рассматривая обслуживание каждого системного компонента  $C_1$ , мы принимаем во внимание воздействие функции  $MI_{Gr}$ , которая используется для определения дополнительной временной задержки, определяемой наличием средств ТОиР, необходимых для выполнения конкретных за-

дач во время предполетного периода. В случае отказа нескольких компонентов может применяться работа по очередности, принимая во внимание установленный уровень приоритета.

### **Сопряжение уровней модели**

Связь между уровнем «Эксплуатация» и уровнем «Требования» обеспечивается перечнем требований  $((RPh_1, \dots, RPh_p)_i, DR_i)_{i=1 \dots n}$  в соответствии с этапами полета и предполетными интервалами.

Связь между уровнем «Требования» и уровнем «Система» обеспечивается перечнем функций  $(f_1, f_2, \dots, f_{nf})$ , предоставляемых системой. Сопряжение между уровнями «Система» и «Техническое обслуживание» определяется средствами ТОиР, оказывающими влияние на ТО ( $MI_{Gr}$ ) системных компонентов. Сопряжение между уровнями «Техническое обслуживание» и «Эксплуатация» определяется информацией о текущем предполетном интервале и возможностью дальнейшего допуска ВС к полету.

### **Возможные изменения и коррекция модели**

Рассмотрим изменения в различных уровнях.

Уровень «Эксплуатация». Изменения касаются определения количества  $n$  полетов, параметров каждого полета и предполетного интервала. К параметрам полета относится распределение длительности для этапов  $Ph_1, Ph_1, \dots, Ph_p$ . Для предполетного периода параметры относятся к общей продолжительности наземных работ по ТОиР, вычислению длительности плановых работ ( $SM$ ) и других наземных процедур ( $OGA$ ).

Уровень «Требования». При изменении параметров миссии ВС функции, необходимые для осуществления полетов, в новом профиле миссии тоже меняются. Описание требований прежде всего состоит из определения сочетаний предустановленных функциональных возможностей. Требования могут указываться посредством выбора ряда ранее установленных параметров или с помощью ввода оператором комбинаций, основанных на выполняемых функциях.

Уровень «Система». К изменениям в системе относятся начальное состояние компонентов, законы распределения отказов и параметры технического обслуживания. Для состояния компонентов определяются изменения параметров в заданной области значений. Для распределения отказов и ТО рассматриваются новые вероятностные функции или их новые значения параметров, чтобы лучше представлять распределение возникновения событий.

Уровень «Техническое обслуживание». В данном уровне корректируется функция влияния технического обслуживания  $MI_{Gr}$  на предполетный интервал, включенный в миссию ВС.

### **Коррекция и адаптация структуры (описания) модели**

С внешней точки зрения все изменения будут рассматриваться как изменения конфигурации миссии ВС, состояний компонентов, прогнозирования отказов и определения длительности ТО. Изменение конфигурации миссии ВС вероятнее всего будет включать изменения в нескольких уровнях модели. Это может относиться к уровням «Эксплуатация», «Требования», «Техническое обслуживание». Изменение состояния компонента и прогноза отказов относится к уровню «Система». Внедрение изменений в модель будет происходить с учетом уточнений от внешнего оператора или процесса. Рассмотрим структуру уточнения модели.

Конфигурация миссии ВС. Коррекция новой конфигурации основывается на полете, который предстоит выполнить. Все полетные и предполетные периоды должны указываться в очередности их выполнения. Коррекция конфигурации будет происходить следующим образом.

Детализация полета:

- указание ранее определенного полета, если профиль полета был определен;
- определение нового профиля полета:
- указание дополнительных требований выпуска ВС ( $M\_Prof\_DR$ );

- указание этапов полета  $Ph_1, Ph_1, \dots, Ph_p$ . Для каждого этапа необходимо указать:
  - длительность  $DPh_i$ : оператор указывает расчетное время или функцию распределения вероятности, характеризующую  $DPh_i$ ;
  - установленные требования, определенные через булевы выражения.

Для уточнения требований оператор может выбрать требования, относящиеся к предположенному полету или определить самостоятельно, комбинируя перечисленные функциональные зависимости с помощью операторов «И», «ИЛИ», «НЕТ».

Детализация предполетного интервала:

- указание планируемой длительности;
- определение длительности планового ТО (SM);
- определение длительности других наземных процедур обслуживания.

Детализация политики ТО:

- необходимо указание списка функций ( $MI_{Gr1}, MI_{Gr2} \dots MI_{Grn}$ ) в соответствии с предполетными интервалами, включенными в конфигурацию миссии ВС. Функция влияния технического обслуживания не может быть задана бригадой технического обслуживания. Вычисление должно основываться на информации о доступности техников и времени, необходимого для ремонта типовых компонентов.

Состояние компонента:

- необходимо указание нового значения параметра для состояния компонента. Это можно производить через процесс диагностирования компонента, что позволит узнать о состоянии компонента и предоставит информацию о текущем состоянии. Данные могут быть введены непосредственно через оператора.

Прогноз отказа компонента и длительность работ по ТОиР:

- рассматривается описание распределения событий. Новое распределение отказов и длительности ТО могут указываться оператором. Указывается расчет времени до наступления события, который может быть использован в качестве параметров для заданной вероятностной функции.

Конечная модель прежде всего состоит из исходной модели, которая должна дополняться в текущем режиме на основании развития событий. Исходная модель состоит непосредственно из модели системного уровня. В ней представлены только компоненты, структура которых не будет меняться. Таким образом, модель системного уровня построена и все функции, которые могут использоваться на уровне требований, определены. Поскольку требования  $Min\_Sys\_Req$  являются общими для всех миссий, независимо от их конфигураций, они также представлены на уровне требований в исходной модели. Субмодели системного уровня формируются исходя из состояний компонентов основной системы, а распределения событий в роли параметров должны задаваться в конечной модели. Соответственно субмодель системного уровня является выходным параметром состояния функций, необходимых для выражения требований. Требования  $Min\_Sys\_Req$  должны сочетаться с дополнительными требованиями конфигурации миссии ВС, которые должны указываться, основываясь на функции  $f_{k=1,n}$  при рассмотрении эксплуатационного уровня. Данная исходная модель параметризуется с учетом информации о начальных состояниях и распределении отказов согласно модели, которая будет использоваться для оценки системной надежности (используя вероятность удовлетворения требований  $Min\_Sys\_Req$  в течение заданного периода).

## Выводы

Представленное описание эксплуатационной модели отказобезопасности позволяет контролировать состояние ВС в процессе эксплуатации, учитывая специфику предполетных и полетных интервалов. Уровни модели охватывают спектр важнейших задач на различных этапах эксплуатации, в том числе позволяют заложить требования по отказобезопасности ВС с даль-

нейшим контролем их выполнения. Возможность коррекции и адаптации модели позволяет повысить эффективность процесса технической эксплуатации. Таким образом, представленная модель реализует в некоторой мере принципы системы поддержания летной годности ВС.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Гершман Ю.С., Неймарк М.С.** Проблема полноты оценки уровня отказобезопасности воздушных судов // *АвиаСоюз*. - 2013. - № 46. - С. 50-52.
2. **Кротов С.А.** К вопросу о контроле отказобезопасности функциональных систем воздушных судов в процессе эксплуатации // *Научный Вестник МГТУ ГА*. - 2013. - № 197. - С. 79-84.
3. **Ерусалимский М.А.** Время действовать. Международная конференция по информационным технологиям поддержания летной годности // *АвиаСоюз*. - 2006. - № 2. - С. 26-27.
4. **Tiassou K., Kanoun K.** Online model adaptation for aircraft operational reliability assessment, 6<sup>th</sup> International Congress, Embedded Real Time Software and Systems, Toulouse: France (2012).
5. **Seguin C., Bieber P.** Formal assessment techniques for embedded safety critical system. 18<sup>th</sup> IFIP World Computer Congress, Topical Day on New Methods for Avionics Certification, August 26<sup>th</sup>, 2004, Toulouse (France).
6. **Капитонов С.А.** Разработка логической модели безопасности полета летательных аппаратов на основе непосредственного учета функциональных признаков его элементов и систем // *Проблемы безопасности полетов*. - 2009. - № 3. - С. 27-32.

#### OPERATIONAL FAIL-SAFE MODEL CONCEPTION

**Krotov S.A.**

The article considers operational fail-safe model formal description with possible updating and adaptation of parameters during flight cycle accomplishment taking into account unforeseen events.

**Key words:** fail-safe, model formation, condition monitoring.

#### Сведения об авторе

**Кротов Станислав Александрович**, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2011), аспирант МГТУ ГА, автор 1 научной работы, область научных интересов – эксплуатация воздушного транспорта, поддержание летной годности воздушных судов.

УДК 629.7.083.03

## ДИАГНОСТИКА АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПО НАЛИЧИЮ ВРЕДНЫХ ПРИМЕСЕЙ В СИСТЕМЕ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

О.Ф. МАШОШИН, Г.С. ЗОНТОВ

В статье рассматривается контроль состояния авиационного газотурбинного двигателя (ГТД), основанный на анализе примесей вредных веществ в системе кондиционирования воздуха с целью прогнозирования износа уплотнений опор роторов, состояние которых в значительной мере влияет на работоспособность и КПД авиационного ГТД без его демонтажа с воздушного судна.

**Ключевые слова:** методы технической диагностики, информационная диагностика, авиационный двигатель, прогнозирование состояний, система кондиционирования, газоанализаторы.

Эксплуатация авиационной техники (АТ) происходит при непрерывном изменении технического состояния узлов, агрегатов и деталей вследствие неизбежных процессов старения (изнашивания, усталостных явлений, коррозии и т.д.), что характеризуется постоянным изменением их свойств в целом в сторону ухудшения. Это происходит под действием внутренних и внешних факторов, имеющих либо достаточно строгий детерминированный, либо случайный непредсказуемый характер проявления.

При достижении критического значения величины ухудшения свойств наступает отказ, при котором изделие прекращает частично или полностью выполнять свои основные функции.

Жесткие требования по поддержанию высокого уровня безопасности полетов и наличие значительных факторов опасности обуславливают необходимость более точного и своевременного обнаружения скрытых категорий предотказных состояний авиационной техники, основой которого являются непосредственное наблюдение, регистрация и контроль изменения диагностических признаков технического состояния объекта.

Авиационный двигатель как объект контроля характеризуется возможностью перехода от наблюдаемых признаков к уровню скрытых категорий с использованием различных методов диагностирования при наличии определенных закономерностей изменения его технического состояния.

Однако имеют место отказы и неисправности АТ, отследить тенденцию возникновения и развития которых традиционными методами крайне сложно. Трудность технической диагностики заключается в том, что между признаками и категориями не существует строгих взаимно однозначных связей. Перед началом оценки объекта существует полная неопределенность знания о его состоянии. Одно и то же внешнее проявление неисправности может быть обусловлено большим спектром технических причин и для однозначного вывода одного наблюдаемого признака недостаточно. Необходимо проанализировать комплекс признаков, т.е. серию проявлений дефекта в разных условиях эксплуатации, осуществляя проверки обширного спектра признаков, уменьшая при этом степень неопределенности о состоянии объекта. Зная информационную составляющую, которую несет отдельный признак, можно определить оптимальный комплекс методов и средств оценки реального состояния объекта. Однако для осуществления оптимизации параметров объекта необходима достаточная и достоверная статистика об эксплуатации объектов того же типа.

Классу состояний  $W_i$  [ $i = 1, 2, \dots, r$ ] можно найти такую вероятность  $P_i$ , что состояние диагностируемого объекта в определенное время  $t$  будет принадлежать классу этих состояний. Эти вероятности характеризуют частоту обнаружения состояния класса  $W_i$  и проявляются при обширном опыте эксплуатации и диагностики объектов данного типа

$$\sum_{i=1}^r P_i = 1.$$

По вероятности  $P_i$  можно оценить незнание о состоянии системы, используя энтропию К. Шеннона

$$H(W) = - \sum_{i=1}^n P_i \lg P_i. \quad (1)$$

При мониторинге состояний ГТД фиксируются определенные внешние признаки и условия, сопутствующие течению процессов. Любой признак может быть рассмотрен в качестве характерного проявления (симптома) определенного состояния. С некоторыми из состояний ГТД он совместим, с другими подобными нет. После обнаружения некоего признака  $N_j$ , если этот признак не несет информации о состоянии объекта, вероятности состояний  $P_i$  останутся прежними или изменятся, причем в этом случае имеет место энтропия  $H\left(\frac{W}{N_j}\right)$ , т.е. неопределенность состояния уменьшится.

Признак можно оценить информативностью  $J(N_j)$ , внесенной им в знание о состоянии системы

$$J(V_j) = H(W) - H\left(\frac{W}{N_j}\right), \quad (2)$$

где  $H\left(\frac{W}{N_j}\right)$  - энтропия состояния ГТД после обнаружения признака  $N_j$ .

Как видно из формулы (2), чем больше выявленных симптомов (признаков), тем больше наши знания о состоянии системы.

Так, определение технического состояния и прогнозирование износа уплотнений опор роторов ГТД, состояние которых в значительной мере влияет на работоспособность и КПД двигателя, без его демонтажа с воздушного судна и разборки в эксплуатирующих предприятиях возможно только при проведении постоянного мониторинга расхода масла. При этом расход масла не может являться достоверным диагностическим признаком состояния уплотнений роторов, так как на его величину могут непосредственно влиять неисправности маслосистемы, системы суфлирования, отказы коробки приводов, их агрегатов и коммуникаций.

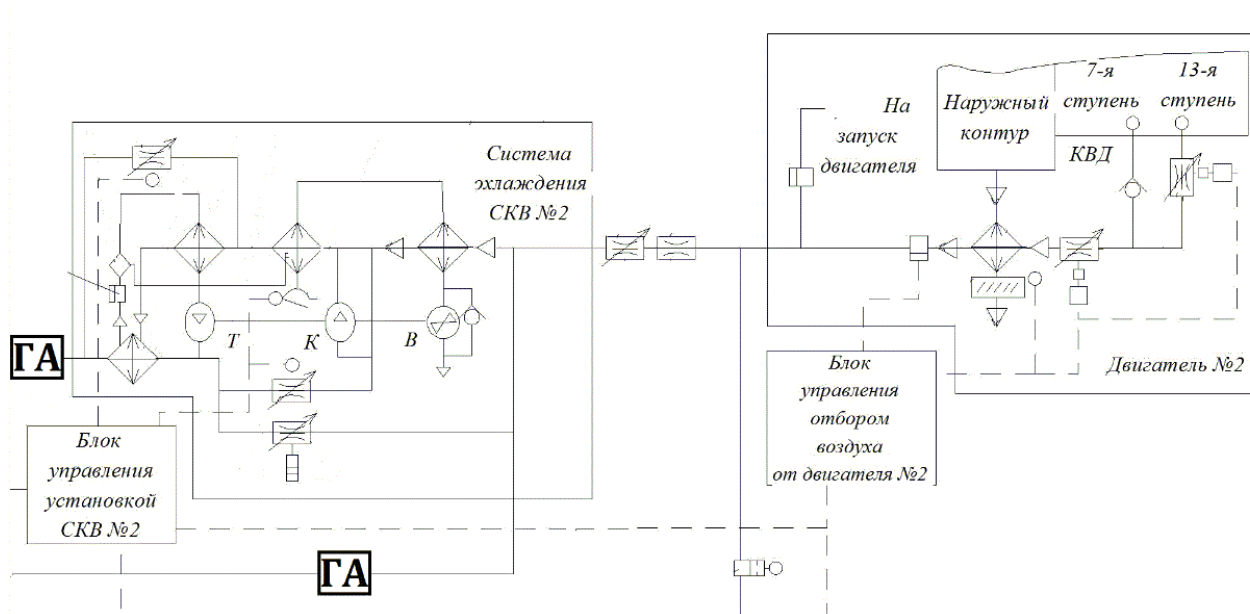
В целях более точного определения технического состояния требуется проведение дополнительного теста для выявления в работе авиационного двигателя различных проявлений, связанных с тестируемым скрытым фактором (в данном случае – износом опор роторов).

Разрушение уплотнений опор двигателя сопровождается попаданием в проточную часть двигателя масла и его дальнейшим сгоранием. Сгоревшее масло через систему кондиционирования двигателя попадает в салон в виде дыма или ядовитых паров с едва уловимым запахом сгоревших нефтепродуктов, что приводит впоследствии к авиационным инцидентам и значительному ухудшению здоровья членов экипажа и пассажиров.

Решение данного фактора в настоящее время реализовано на самолете Боинг-777 установкой в систему кондиционирования воздуха (СКВ) фильтров полной очистки воздуха от примесей.

Однако данный фактор является диагностирующим признаком, свидетельствующим о нарушении целостности уплотнений, а следовательно, нуждается в приборах регистрации наличия частиц масла в воздухе (газоанализаторах). В полете пилот не может своевременно обнаружить едва заметный запах попавших в салон частиц масла, а также выявить, от какого двигателя отбор воздуха является загрязненным. Решением данной проблемы может послужить установка световой индикации загрязнения в СКВ каждого двигателя, находящегося на ВС.

Масло, попавшее в СКВ, может свидетельствовать не только об утечках из маслосистемы ГТД, но и об утечках в турбохолодильной установке (ТХУ). Ввиду данной особенности необходима установка двух газоанализаторов в СКВ каждого двигателя до и после ТХУ (рис. 1).

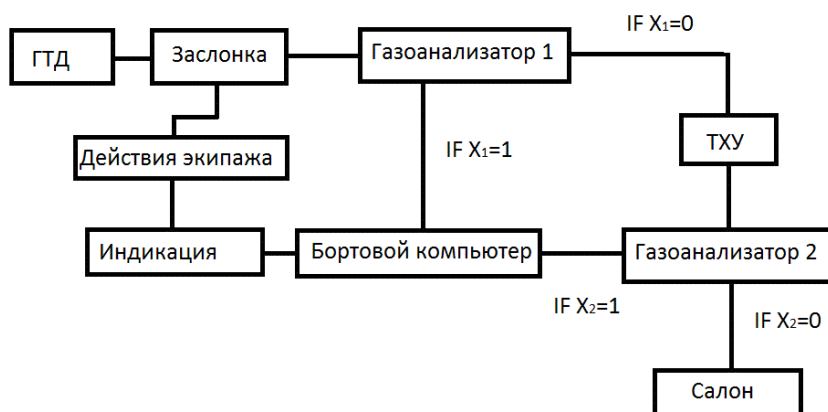


**Рис. 1.** Система кондиционирования воздуха двигателя Ту-204 и предполагаемые места установки газоанализаторов (ГА)

Требования к газоанализатору:

- выдерживать высокую температуру ( $70 - 100^{\circ}\text{C}$ ) и давление;
- иметь возможность цифровой передачи данных на бортовой компьютер;
- улавливать пары сгорающего масла в пределах допустимой концентрации;
- быть универсальным для большого количества масел;
- иметь малую массу.

Предлагаемый принцип действия газоанализаторов № 1 и № 2, установленных до и после ТХУ, показан на рис. 2.



**Рис. 2.** Принципиальная схема работы газоанализатора

При прохождении воздуха через газоанализатор № 1 формируются данные о наличии вредных примесей ( $X_1=1$ ) или об их отсутствии ( $X_1=0$ ). Эти данные записываются в память бортового компьютера, который передает информацию пилотам в виде световой индикации «Вред-

ные примеси в СКВ», экипаж принимает решение о закрытии отбора загрязненного примесями воздуха. Аналогично и для газоанализатора № 2.

Полученные данные о том, какой из газоанализаторов выявил наличие вредных примесей, могут указывать на то, что утечки масла произошли в авиационном ГТД или ТХУ.

Данные диагностические признаки дополняют собой комплекс признаков, характеризующих состояние уплотнений опор роторов ГТД. Однако нужно выявить оптимальный параметр, дающий максимум информации о системе.

Известно, что если имеется совокупность диагностических признаков  $K_1, K_2, \dots, K_{n_0}$ , характеризующих различные состояния объекта, то объект в момент времени  $t$  может находиться как в исправном состоянии  $D_0$  с вероятностью  $P_0$ , так и в любом из состояний отказов  $D_1, D_2, \dots, D_r$  с соответствующими вероятностями. Влияния отказов различных частей объекта осуществляется применением матрицы состояний  $W = \|W_{ij}\|_{n_0 \times (r+1)}$  с числом строк и столбцов, равным количеству признаков и количеству всевозможных состояний соответственно. Если параметр  $d_k$  принимает значения в поле допусков состояния  $D_j$ , то  $W_{ij} = 1$ , в противном случае  $W_{ij} = 0$ . Часто возникает потребность в выборе ограниченного набора признаков диагностирования, при помощи которых дается допустимая информированность о состояниях объекта. Решение этой задачи возможно с использованием научно обоснованного подхода.

Для начала определяется полная информационная энтропия

$$H_0 = - \sum_{j=0}^r P(D_j) \cdot \ln P(D_j). \quad (3)$$

Реализация каждого признака снижает неопределенность и приносит информацию о состоянии объекта. Средняя условная энтропия после реализации определяется следующим образом

$$H_1(d_{K_i}) = P(d_{K_i}) \cdot H(d_{K_i}) + P(\bar{d}_{K_i}) \cdot H(\bar{d}_{K_i}), \quad (4)$$

где  $P(d_{K_i})$  и  $P(\bar{d}_{K_i})$  – вероятности получения результатов «в порядке» и «не в порядке» соответственно;  $H(d_{K_i})$  и  $H(\bar{d}_{K_i})$  – условные энтропии, соответствующие результатам.

Используя матрицу состояний, определяем

$$P(d_{K_i}) = \sum_{j \in \Omega_i} P(D_j), \quad (5)$$

где  $\Omega_i = [j : W_{ij} = 0]$  - множество индексов, составленное из номеров столбцов  $j$ , имеющих символы 0 на пересечении с  $i$ -й строкой матрицы  $W$ . Неопределенность состояния объекта после диагностирования по каждому признаку рассчитывается как

$$H(K_i) = - \sum_{j \in \Omega_i} P(D_j / K_i) \ln P(D_j / K_i), \quad (6)$$

где  $\sum_{j \in \Omega_i} P(D_j / K_i)$  и  $\sum_{j \in \bar{\Omega}_i} P(D_j / \bar{K}_i)$  - соответствующие результатам диагностирования по признаку  $K_i$  условные вероятности, исчисляемые по формуле Байеса

$$P(D_j / K_i) = \frac{P(D_j)}{\sum_{j \in \Omega_i} P(D_j)}. \quad (7)$$

Подставляя (5), (6) в (4), находим количество информации, полученное при диагностировании объекта по некоему признаку  $K_i$

$$I(K_i) = H_0 - H_1(K_i). \quad (8)$$



Выполняя расчет для конкурирующих признаков  $K_i$  ( $i=1, 2, \dots, n_0$ ) и ранжируя их по количеству информации об объекте, нетрудно выявить тот признак, у которого количество полезной информации максимально. Контроль данного признака является первоочередным.

Зная информативность диагностических признаков, можно определить эффективность методов диагностики и сформировать комплекс сочетаемых методик для более точной диагностики авиационного газотурбинного двигателя. Метод диагностики авиационного ГТД по наличию вредных примесей в системе кондиционирования воздуха может быть использован в сочетании с более известными методами диагностики, подтверждая и дополняя полученную ими информацию о состоянии системы.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Когаев В.П. Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени. - М.: Машиностроение, 1977.
2. Машошин О.Ф. Диагностика авиационной техники: учеб. пособие. - М.: МГТУ ГА, 2007.
3. Степнов М.Н., Гиацинтов Е.В. Усталость легких конструкционных сплавов. - М.: Машиностроение, 1973.

#### DIAGNOSTICS OF AIRCRAFT GASTURBINE ENGINES BY THE PRESENCE OF HARMFUL IMPURITIES IN THE AIR CONDITIONING SYSTEM

Mashoshin O.F., Zontov G.S.

The article considers the control of the state of aviation gas turbine engine (GTE), based on the analysis of harmful substances impurities in the air conditioning system in order to predict seal wear of rotor supports, the state of which largely affects the performance and efficiency of gas turbine engines, without removing it from the aircraft.

**Key words:** methods of technical diagnostics, diagnostics information, aircraft engine, prediction states, air conditioning, gas analyzers.

#### Сведения об авторах

**Машошин Олег Федорович**, 1966 г.р., окончил МИИГА (1989), доктор технических наук, профессор МГТУ ГА, начальник УТЦ МГТУ ГА, автор более 70 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация и диагностика авиационной и космической техники, прочность и живучесть авиационных конструкций.

**Зонтов Георгий Сергеевич**, 1990 г.р., окончил МГТУ ГА (2012), аспирант МГТУ ГА, область научных интересов – техническая диагностика авиационной техники.

УДК 621.452.3

## СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ПРОБЛЕМЫ И ПУТИ УЛУЧШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КАМЕР СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.М. ЛАНСКИЙ, С.В. ЛУКАЧЕВ, С.Г. МАТВЕЕВ

Рассмотрено состояние исследований в области организации рабочего процесса в камерах сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей (ГТД). Намечены пути улучшения характеристик камер сгорания.

**Ключевые слова:** малоразмерные ГТД, камеры сгорания, диффузоры, вынужденное воспламенение, гидравлическое сопротивление, стабилизация пламени, выгорание топлива, поля температуры газа, запуск камер сгорания.

Развитие авиационных ГТД идет по пути улучшения их термодинамических параметров, схемно-конструктивного совершенствования с целью повышения показателей эффективности использования авиационной силовой установки (СУ) на борту летательного аппарата (ЛА).

Расширение диапазона применения ГТД как по высоте и скорости полета, так и по условиям эксплуатации (климатическим условиям, наличию пыли, снега, биочастиц, порывам ветра, турбулентности атмосферы и др.) определяет необходимость сложнейшего комплекса доводочных работ. Хотя подобные проблемы свойственны в той или иной мере авиационным двигателям всех типов, особую остроту, повышенную неопределенность и сложность они приобретают для малоразмерных ГТД (МГТД). Малоразмерность, особо тяжелые условия эксплуатации, характер взаимодействия с ЛА и др. являются существенными факторами, которые необходимо учитывать на протяжении всего жизненного цикла двигателя.

Успешное решение вышеобозначенных проблем в значительной мере зависит от степени совершенства рабочего процесса и конструкции камеры сгорания. Этот узел обеспечивает устойчивое горение в широком диапазоне режимных параметров при высокой полноте сгорания топлива, низких потерях энергии потока рабочего тела, равномерное поле температуры газа на входе в турбину, надежную стабилизацию пламени и запуск камеры сгорания (КС) [1; 2].

Анализ назначения, требований и особенностей эксплуатации МГТД, а также характера изменения конструктивных и режимных параметров на основе статистических данных позволили сформулировать некоторые основные признаки камер сгорания МГТД, которыми являются: изменения в схеме КС, которые диктуются спецификой облика и низкими термогазодинамическими параметрами двигателя, ростом относительных величин структур, размеров и явлений в организации рабочего процесса и конструкции КС при уменьшении ее размеров.

Вопросами теории горения и ее практическим применением к реальным устройствам занимались многие ведущие ученые-теоретики, экспериментаторы и конструкторы.

Вместе с тем многие вопросы, касающиеся горения в закрученном потоке, воспламенения ТВС с учетом аэродинамики в первичной зоне, зависимости выгорания топлива, стабилизации пламени, полей температуры газа на выходе из КС и их запуска в различных высотноклиматических условиях, характерных для КС МГТД, до сих пор остаются малоизученными.

Для их реализации был создан комплекс стендов, объектов, технологий испытаний и доводки камер сгорания малоразмерных ГТД [1].

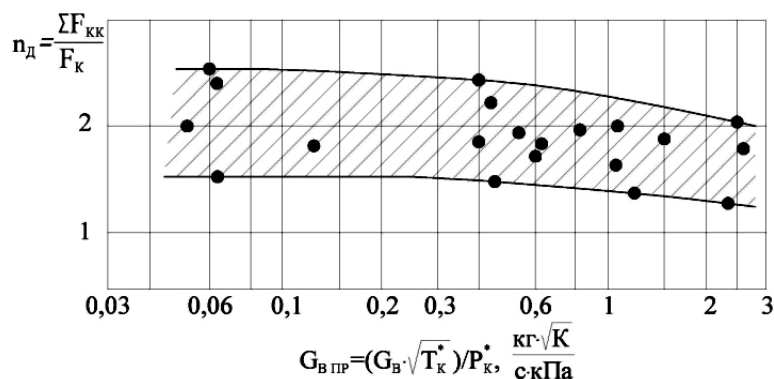
Результаты исследований отдельных стадий рабочего процесса камер сгорания малоразмерных ГТД позволили установить их основные особенности.

**Формы диффузоров, режимы течения и измерение критериев эффективности.** Анализ конструктивных схем КС МГТД показал, что диффузоры для КС данного типа характеризуются целым рядом особенностей: отсутствие начального участка диффузора, наличие поворота части потока воздуха на  $90 - 180^\circ$  во внутренний кольцевой канал.

Для оценки характеристик диффузора за его длину  $L_D$  принималось расстояние от выходной кромки спрямляющего аппарата компрессора до миделевого сечения в кольцевых каналах камеры сгорания. При оценке работы диффузоров и в зависимости от размерности использовались следующие характеристики:

$$n_D = \Sigma F_{KK} / F_K; \quad \sigma_D = P_D / P_{K*}; \quad \xi_D = \Delta P_D / (\rho W_K^2 / 2),$$

где  $n_D$  – степень раскрытия диффузора;  $\sigma_D$  – коэффициент восстановления полного давления;  $\xi_D$  – коэффициент гидравлических потерь. Анализ показывает, что в выполненных камерах сгорания  $n_D$  изменяется в диапазоне от 1,5 до 2,5 (рис. 1). Практика показывает, что при  $n_D < 2,0$  удается обеспечить стабильное протекание процессов в камерах сгорания. Кроме того, в прямооточных кольцевых камерах сгорания потери в диффузоре составляют 30 – 40% от общих потерь, в прямооточных 10 – 15%.

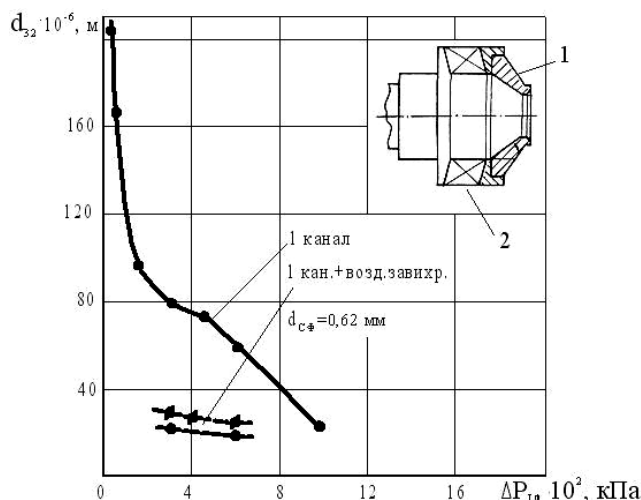


**Рис. 1.** Зависимость степени раскрытия диффузора ( $n_D$ ) от  $G_{в пр}$ :

$\Sigma F_{KK}$  – суммарная площадь кольцевых каналов;  $F_K$  – площадь на входе в КС;

$T_{к}^*$  – температура воздуха на входе в КС;  $P_{к}^*$  – давление воздуха на входе в КС

**Распыливание топлива пневмомеханическими форсунками.** Для исследования распыла топлива использовалась вихревая горелка с двухканальным подводом топлива. Экспериментальные результаты по ней представлены на рис. 2.



**Рис. 2.** Зависимость среднего диаметра капель от давления топлива ( $P_T$ ):

1 – конфузорный насадок; 2 – лопаточный завихритель

При  $\Delta P_{\text{ТФ}} \leq 300$  кПа средний диаметр каплей составляет  $d_{32}=80 \dots 200$  мкм, при дальнейшем увеличении давления топлива диаметр каплей уменьшается до  $d_{32} = 20 \dots 40$  мкм. При подаче воздуха через завихритель размеры каплей оказываются примерно одинаковыми независимо от подачи топлива по контуру.

**Вынужденное воспламенение топливно-воздушной смеси в камерах сгорания** является сложным многостадийным явлением, зависящим от физико-химических процессов, протекающих в первичной зоне. Поэтому, как правило, в практике изучения сложных физических явлений используется прием упрощения рассматриваемого явления и изучения отдельных составляющих его элементарных процессов.

Для формирования представления о физической картине процесса зажигания использовались данные различных исследований, в которых, однако, отсутствуют эксперименты с зоной обратных токов. На моделях, имитирующих первичную зону камеры сгорания, выполнена визуализация процессов воспламенения и распространения пламени в камере сгорания от искрового источника.

**Рабочий процесс вихревых горелок.** Выгорание топлива и стабилизация пламени в вихревых горелках определяются гидродинамикой течения, физико-химическими параметрами вытекающей из горелки топливно-воздушной смеси и массообменом между зоной рециркуляции и основным потоком. В силу многообразия схем горелок и влияющих факторов показать влияние каждого из них в полном объеме не предоставляется возможным. Поэтому были рассмотрены наиболее распространенные в практике сжигания топлив схемы вихревых горелок.

Проведенные исследования аэродинамики течения, факела горения и состава смеси в зоне рециркуляции, процессов массообмена между основным потоком и зоной рециркуляции позволили получить важные эмпирические зависимости и уточнить некоторые особенности рабочего процесса вихревых горелок на различных режимах работы.

**Аэродинамика и гидравлическое сопротивление.** Знания аэродинамической структуры течения в камерах сгорания МГТД имеют важное значение при их проектировании. При правильном сочетании решений в области аэродинамики и подачи топлива в первичную зону возможно сокращение сроков проектирования и доводки конструкции камеры сгорания.

Если в большинстве существующих камер сгорания обтекание жаровой трубы, как правило, условно «симметричное», то в МГТД из-за вынужденных различных схемных решений – более сложное, что приводит к дополнительным потерям полного давления и, следовательно, к разнице статических давлений на обечайках жаровой трубы.

Поэтому был проведен комплекс исследований, позволяющий установить количественные зависимости между параметрами, характеризующими аэродинамическую структуру течения в жаровой трубе. Результаты их были реализованы в виде усовершенствованной методики гидравлического расчета КС МГТД [1].

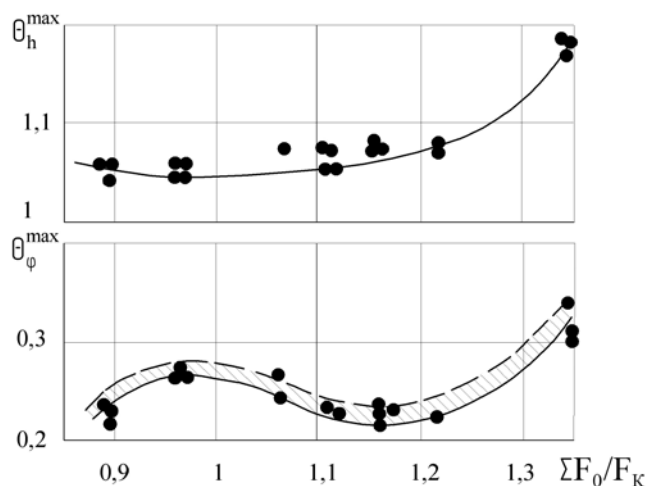
**Выгорание топлива в камерах сгорания малоразмерных ГТД.** Выгорание топливно-воздушной смеси (ТВС) в камере сгорания – это сложный процесс, который определяется аэродинамикой течения в первичной зоне, конструктивными, режимными параметрами и размерами КС. Учитывая многообразие факторов, влияющих на выгорание ТВС, его изучение было построено в следующем порядке: исследовалось выгорание топлива по длине жаровой трубы на природном газе (для исключения влияния жидкой фазы), определялось влияние на него конструктивных и режимных параметров, обобщались по различным моделям и критериям полученные результаты для камер сгорания переменной размерности на жидком и газообразном топливах [1].

**Стабилизация пламени в камерах сгорания малоразмерных ГТД.** Если стабилизация пламени за плохообтекаемыми телами изучена достаточно полно, то работ по изучению вышеотмеченного явления в закрученном потоке недостаточно. Что касается КС МГТД, то данной проблеме уделялось крайне мало внимания. Поэтому были проведены исследования стабилиза-

ции пламени в закрученном потоке (в основном использовались результаты Самарской школы «горельщиков»). Это позволило разработать математическую модель стабилизации с учетом особенностей закрученных течений [1].

**Формирование полей температур газа на выходе из камер сгорания малоразмерных ГТД.** Если в большинстве существующих камер сгорания обтекание жаровой трубы, как правило, «симметричное», то в малоразмерных ГТД из-за различных схемных решений – более сложное, что приводит к дополнительным потерям полного давления во внутреннем кольцевом канале и, следовательно, к разнице статических давлений на стенках жаровой трубы.

На рис. 3 приведено влияние раскрытия жаровой трубы (в данном случае за счет уменьшения относительной площади  $\Sigma F_o/F_K$ ) на характеристики КС двигателя МД-120.



**Рис. 3.** Влияние относительной площади  $\Sigma F_o/F_K$  на характеристики выходного поля температуры газа камеры сгорания двигателя МД-120:

$$T_{kc}^* = 423 \text{ К}; \alpha_k = 4,5 \dots 5,2; F_{\phi p} = 0,147; \lambda_k = 0,25; P_k^* = 100 \text{ кПа}$$

Как показывают исследования, минимальный уровень окружной и радиальной неравномерности поля температуры газов достигается при равных расходах через наружный и внутренний смесители.

Так как наружная обечайка жаровой трубы камер сгорания МГТД находится под избыточным перепадом давления, то можно предположить, что любые неравномерности потока на выходе из диффузора прежде всего оказывают влияние на характеристики поля температуры газа (ПТГ) в окружном направлении [1; 3].

**Запуск камер сгорания.** Результаты экспериментального исследования влияния параметров потока воздуха, параметров системы зажигания, свойств топлива и качества ТВС на пусковые характеристики камер сгорания МГТД показали, что снижение температуры ( $T_{kc}^*$ ) и давления ( $P_k^*$ ) приводит к смещению «бедной» границы в область более «богатых» значений по  $\alpha_k$  и, кроме того, к снижению предельных значений  $\alpha_k^{\max}$  и  $\lambda_k^{\text{пред}}$  (рис. 4, 5). Это объясняется ухудшением качества ТВС и перераспределением топлива в первичной зоне.

Устойчивое воспламенение смеси в камере сгорания в значительной степени зависит от концентраций паров топлива у свечи, которая определяется качеством подготовки смеси и свойствами топлива. Учитывая, что в малоразмерных ГТД используются различные топлива, было исследовано влияние температуры и вязкости топлива на пусковые характеристики КС. Уменьшение температуры топлива приводит к уменьшению предельных значений  $\alpha_k^{\max}$  и  $\lambda_k^{\text{пред}}$ . Это связано как со снижением скорости испарения, так и с ухудшением качества распыливания топлива из-за увеличения вязкости [1; 4].

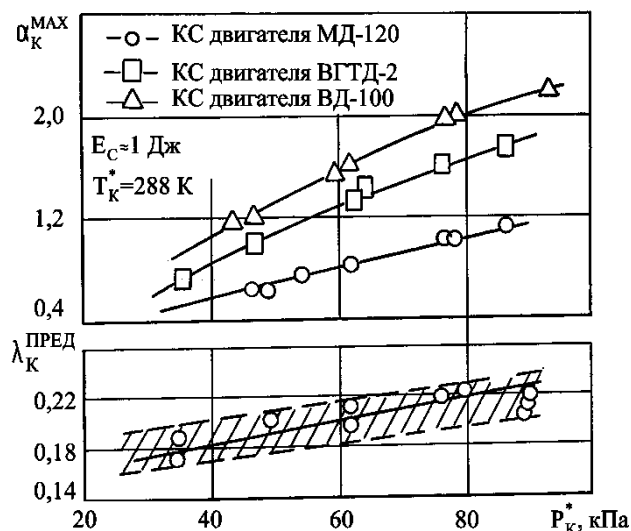


Рис. 4. Влияние давления воздуха на входе в КС на  $\alpha_k^{\text{max}}$  и  $\lambda_k^{\text{пред}}$

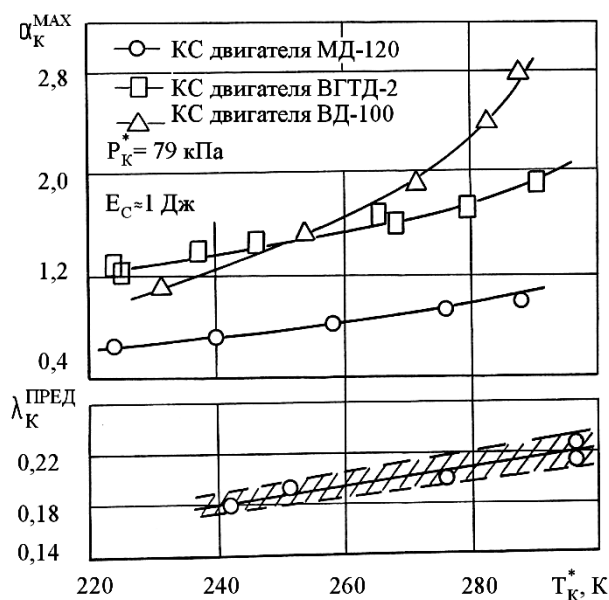


Рис. 5. Влияние температуры воздуха на входе в КС на  $\alpha_k^{\text{max}}$  и  $\lambda_k^{\text{пред}}$ .

### Заключение

В результате выполненного комплекса теоретических и экспериментальных исследований решена важная задача повышения эффективности рабочего процесса камер сгорания ГТД. Разработаны практические рекомендации по выбору параметров вновь создаваемых конструкций КС МГТД [1].

### ЛИТЕРАТУРА

1. Ланский А.М. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД / А.М. Ланский, С.В. Лукачев, С.Г. Матвеев. - Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2009.
2. Лукачев В.П. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД, проблемы и некоторые пути повышения его эффективности / В.П. Лукачев, А.М. Ланский, В.Ю. Абрашкин // Вестник СГАУ, серия Процессы горения, теплообмена и экологии тепловых двигателей. - 1998. - Вып. 1. - С. 11-39.

**3. Абрашкин В.Ю.** Формирование полей температуры газа на выходе из камер сгорания малоразмерных ГТД: дис. ... канд. техн. наук. - Самара: СГАУ, 2006.

**4. Зубков П.Г.** Исследование процесса воспламенения при запуске камер сгорания малоразмерных ГТД: дис. ... канд. техн. наук. - Самара: СГАУ, 1991.

### **CURRENT STATE OF THE PROBLEM AND WAYS OF IMPROVING CHARACTERISTICS OF WORKING PROCESS OF COMBUSTION CHAMBERS OF LOW-DIMENSIONAL GTE**

**Lansky A.M., Lukachev S.V., Matveev S.G.**

The condition of research in the field of the organization of working process in chambers of combustion of low-dimensional GTE is considered. Ways of improving characteristics of combustion chambers are planned.

**Key words:** low-dimensional GTE, combustion chambers, diffuzors, the compelled ignition, hydraulic resistance, flame stabilization, burning out of fuel, a field of gas temperature, start of combustion chambers.

#### **Сведения об авторах**

**Ланский Анатолий Михайлович**, 1950 г.р., окончил КуАИ (1975), кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей СГАУ, автор более 70 научных работ, область научных интересов – физика и моделирование процесса горения в камерах сгорания ГТД.

**Лукачев Сергей Викторович**, 1949 г.р., окончил КуАИ (1973), профессор, доктор технических наук, заслуженный работник высшей школы, заведующий кафедрой теплотехники и тепловых двигателей СГАУ, автор более 150 научных работ, область научных интересов - физика и моделирование процесса горения в камерах сгорания ГТД.

**Матвеев Сергей Геннадьевич**, 1959 г.р., окончил КуАИ (1982), кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей СГАУ, автор более 70 научных работ, область научных интересов – физика и моделирование процесса горения в камерах сгорания ГТД.

УДК 629.73.083(075.8)

## ТЕМПЕРАТУРНАЯ ДИАГНОСТИКА РОТОРНЫХ ПОДШИПНИКОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Р.В. БИРЮКОВ, Ю.В. КИСЕЛЕВ

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Кузьмичевым В.С.**

В статье рассмотрены вопросы диагностирования подшипников газотурбинных двигателей (ГТД) с использованием штатно измеряемых тепловых параметров. Представлена математическая модель теплового состояния радиально-упорных подшипников газотурбинного двигателя наземного применения, и показаны примеры ее применения для диагностирования.

**Ключевые слова:** диагностирование, подшипники, критерии подобия, тепловыделение.

По опыту эксплуатации известно, что одним из компонентов, ограничивающих ресурс ГТД, являются подшипники роторов, отказы которых приводят к серьезным последствиям. Поэтому актуальной является задача обеспечения эффективного контроля и диагностирования подшипниковых опор ГТД в эксплуатации с учетом ограниченного перечня измеряемой на двигателе информации.

Развитие неисправностей подшипников сопровождается изменением вибросостояния, повышенным тепловыделением и изменением в масле концентрации металлов [1].

В данной статье рассматриваются вопросы создания методики контроля и диагностирования подшипников по штатно измеряемым функциональным параметрам, связанным с температурным состоянием подшипников, запись которых осуществляется в систему регистрации все время работы двигателя.

Перечень измеряемых параметров, отражающих тепловое состояние подшипника, различен для разных ГТД и, как правило, включает в себя температуры масла на входе и выходе из двигателя (иногда – на выходе из опор (отдельно по опорам)) и в некоторых случаях – непосредственно измерение температур подшипников (наружных обойм). Такой замер, в частности, реализован для наиболее нагруженных шариковых подшипников на двигателях НК-36СТ и ряде других типов двигателей [2]. По опыту эксплуатации непосредственно измеренная температура подшипника является весьма чувствительной к изменению технического состояния.

В системах контроля и диагностирования применяется допусковый контроль температур, однако он позволяет выявить изменение состояния лишь на поздней стадии развития неисправности. В ряде систем диагностирования [2] применяются алгоритмы трендового анализа температурных параметров. Однако применение алгоритмов трендового анализа затруднено ввиду довольно существенных колебаний температуры подшипника при сменах режима и условий работы (т.е. не вызванных изменением технического состояния).

Если учесть каким-либо образом влияние на измеряемую температуру режима и условий работы, то изменение температуры может быть объяснено изменением технического состояния. А по величине отклонения измеренной температуры от некоторого эталона исправного состояния, с учетом накопленной статистики и опыта эксплуатации конкретного двигателя можно судить о фактическом состоянии подшипника.

Рассмотрим влияние режима и условий работы на температуру подшипников.

Наиболее полно вопрос температурного состояния подшипников ГТД рассмотрен в работе [3]. Температура подшипников зависит от нескольких основных факторов:

- потребляемой мощности, иначе говоря, тепловыделения в подшипнике;
- внешнего подвода тепла (через элементы конструкции опоры или из-за обдува подшипника горячим воздухом);



- прокачки масла и температуры масла на входе.

Рассмотрим вопрос определения потребляемой шариковым подшипником мощности. В работе [3] принято разделение этой мощности  $Q_{\Sigma}$  на две составляющие: потери на трение  $Q_{тр}$  и гидродинамические потери (на перемешивание смазки)  $Q_{гидр}$ . Тогда потребляемая (рассеиваемая) мощность

$$Q_{\Sigma} = Q_{тр} + Q_{гидр}.$$

Гидродинамические потери в работе [4] рассчитываются с использованием критериального уравнения

$$Q_{гидр} = 16,6 \cdot 10^5 \cdot Re^{-1,25} \cdot Pr^{-1} \cdot z_{ш} \cdot d_{ш}^2 \cdot \rho \cdot u^3,$$

где  $u$  – окружная скорость сепаратора  $u = \frac{\pi \cdot (d_{ц.м.} - d_{ш} \cdot \cos \gamma)}{120} \cdot n$ ;  $Re = \frac{u \cdot d_{ш}}{\nu}$  – критерий Рейнольдса;

$Pr = \frac{\nu}{a}$  – критерий Прандтля;  $z_{ш}$ , – число тел качения;  $d_{ш}$  – диаметр тела качения;  $\rho$  – плотность смазки.

Выражение для гидродинамических потерь преобразуем следующим образом

$$Q_{гидр} = 16,6 \cdot 10^5 \cdot Re^{-1,25} \cdot Pr^{-1} \cdot z_{ш} \cdot d_{ш}^2 \cdot \rho \cdot u^3 = a1 \cdot Re^{-1,25} \cdot Pr^{-1} \cdot u^3,$$

где  $a1$  – постоянный коэффициент, равный  $a1 = 16,6 \cdot 10^5 \cdot z_{ш} \cdot d_{ш}^2 \cdot \rho$  (не учитывая зависимость  $\rho = f(t_{мвх})$ ).

Выражение для окружной скорости сепаратора перепишем следующим образом

$$u = \frac{\pi \cdot (d_{ц.м.} - d_{ш} \cdot \cos \gamma)}{120} \cdot n = s1 \cdot n,$$

где  $s1$  – постоянный коэффициент, описывающий геометрию подшипника.

С учетом этого перепишем выражение для критерия Рейнольдса, дополнительно «внеся» в значение  $s1$  умножение на диаметр шарика

$$Re = \frac{u \cdot d_{ш}}{\nu} = \frac{s1 \cdot n}{\nu}.$$

Вязкость масла можно учесть через температуру масла на входе, тогда с учетом критерия Прандтля (который в нашем случае перепишем через температуру масла на входе) и видоизмененного выражения для окружной скорости сепаратора можно записать выражение для гидродинамических потерь

$$Q_{гидр} = a1 \cdot Re^{-1,25} \cdot Pr^{-1} \cdot u^3 = a1 \cdot ((s1 \cdot n) / t_{мвх}^{o1})^{b1} \cdot t_{мвх}^{o2} \cdot (s1 \cdot n)^3,$$

где  $o1$ ,  $o2$ ,  $b1$  – некоторые постоянные коэффициенты.

Тогда, раскрыв скобки и внеся значения всех постоянных величин в коэффициент  $a1$ , показатель степени при оборотах  $b1$  и при температуре масла  $c1$ , получим выражение для гидродинамических потерь

$$Q_{гидр} = a1 \cdot t_{мвх}^{c1} \cdot n^{b1}.$$

Потери на трение определяются следующим образом:

$$Q_{тр} = C1 \cdot z_{ш} \cdot d_{ш}^2 \cdot \rho \cdot u^3;$$

$$C1 = \varphi(Re, Eu, Pr) = 14,7 \cdot 10^{-5} \cdot Re^{0,214} \cdot Eu^{0,287} \cdot Pr^{0,44},$$

где  $Eu = \frac{P_{ср-ш}}{\rho \cdot (u \cdot d_{ш})^2}$  – критерий Эйлера;  $P_{ср-ш} = \frac{A}{Z_{ш}}$  – средняя нагрузка на одно тело качения;

$A$  – осевая сила, действующая на подшипник (если подшипник нагружен прежде всего осевой силой).

Для радиально-упорных подшипников нагрузку на тело качения определяет главным образом осевая сила, зависящая от конкретной геометрии исполнения системы осевой разгрузки и режима работы двигателя. Нетрудно отметить, что это выражение может быть преобразовано подобно выражению для гидродинамических потерь, и с учетом того, что критерий Эйлера

также может быть выражен через обороты (так как от них зависит и окружная скорость, и осевая сила), можно записать аналогично

$$Q_{\text{тр}} = a_2 \cdot t_{\text{МВХ}}^{c_2} \cdot n^{b_2}.$$

В результате рассеиваемая подшипником мощность

$$Q_{\Sigma} = (16,6 \cdot 10^5 \cdot \text{Re}^{-1,25} \cdot \text{Pr}^{-1} + 14,7 \cdot 10^5 \cdot \text{Re}^{0,214} \cdot \text{Eu}^{0,287} \cdot \text{Pr}^{0,44}) \cdot z_{\text{ш}} \cdot d_{\text{ш}}^2 \cdot \rho \cdot u^3.$$

С учетом проведенных преобразований это выражение запишется в виде

$$Q_{\Sigma} = a_1 \cdot t_{\text{МВХ}}^{c_1} \cdot n^{b_1} + a_2 \cdot t_{\text{МВХ}}^{c_2} \cdot n^{b_2}.$$

С учетом прокачки и входной температуры масла (но без учета внешнего подвода тепла) температура подшипника может быть определена формулой

$$t_n = t_{\text{м вх}} + \frac{3600 \cdot Q_{\Sigma}}{C_p \cdot q_m}.$$

Здесь  $q_m$  [кг/ч] – прокачка масла.

Для учета внешнего подвода тепла к подшипнику по методике [4] определяется добавка  $\Delta t_{\text{п}}$

$$\Delta t_{\text{п}} = \chi \cdot Q_{\text{вн}} \cdot l,$$

где  $\chi$  – экспериментально определенный коэффициент;  $Q_{\text{вн}}$  – тепловой поток внешнего подвода тепла;  $l$  – характерный размер.

Прделаем для итоговой формулы  $t_{\text{п}}$  преобразования, аналогичные по своей идее проведенным ранее для потерь на трение и гидродинамических потерь. Тогда можно записать выражение для температуры подшипника в виде

$$t_{\text{п}} = t_{\text{м вх}} + (a_3/q_m) \cdot (a_1 \cdot t_{\text{МВХ}}^{c_1} \cdot n^{b_1} + a_2 \cdot t_{\text{МВХ}}^{c_2} \cdot n^{b_2}) + a_4 \cdot n^{b_4}.$$

Учтя значение  $a_3$  в  $a_1$  и  $a_2$

$$t_{\text{п}} = t_{\text{м вх}} + (a_1 \cdot t_{\text{МВХ}}^{c_1} \cdot n^{b_1} + a_2 \cdot t_{\text{МВХ}}^{c_2} \cdot n^{b_2}) / q_m + a_4 \cdot n^{b_4}. \quad (1)$$

Здесь с помощью слагаемого  $a_4 \cdot n^{b_4}$  учитывается внешний подвод тепла;  $a_3$ ,  $a_4$ ,  $b_4$  – постоянные коэффициенты.

Таким образом, фактическая температура подшипника будет зависеть от входной температуры масла, прокачки масла через опору (или связанной с ней величины) и частоты вращения ротора двигателя, причем эта зависимость степенная. Однако напрямую использовать эту формулу для определения некоторой «эталонной» температуры, с которой следует сравнивать измеренную  $t_{\text{п}}$  не представляется возможным. Это объясняется тем, что не известны точно прежде всего действующая осевая сила (как указано в начале статьи) и внешний подвод тепла.

В связи с этим предложена тепловая модель подшипника, учитывающая общие законы влияния различных факторов на  $t_{\text{п}}$  и индивидуальные особенности конкретного типа и экземпляра двигателя.

Прорабатывались различные виды формул, связывающих температуру подшипника с влияющими факторами. Наилучший результат получен для формулы, соответствующей преобразованному виду формулы (1)

$$t_n = n_{\text{отн}_p}^a \cdot t_{\text{мвх отн}_p}^b \cdot G_{\text{м}_\text{отн}}^d \cdot c, \quad (2)$$

где  $t_{\text{п}}$  – расчетная температура соответствующего подшипника;  $n_{\text{отн}_p}$  – физические обороты соответствующего ротора, отнесенные к некоторому выбранному характерному режиму работы;  $t_{\text{мвхотн}_p}$  – температура масла на входе, отнесенная к некоторому выбранному характерному режиму работы;  $G_{\text{м}_\text{отн}}$  – относительная прокачка масла;  $a$ ,  $b$ ,  $c$ ,  $d$  – эмпирически получаемые коэффициенты.

Эта модель позволяет вводить поправки к измеренной температуре для учета влияния режима и условий работы (т.е. приводить температуру к некоторому режиму или, иначе говоря, корректировать ее). Кроме того, разработана методика автоматизированного получения числовых значений коэффициентов в этой модели, и таким образом она может быть адаптирована к любому двигателю (авиационному или промышленному), где осуществляется измерение необходимого набора параметров.

В данной работе расчет коэффициентов проводился по данным, зафиксированным при эксплуатации трехроторного ГТД наземного применения. Ротор НД, СД газогенератора – трехопорные, ВД – двухопорный. На каждом из радиально-упорных подшипников (НД, СД, ВД) осуществляется измерение температуры наружной обоймы.

В расчетах использовались штатно измеряемые параметры: частоты вращения роторов, входная температура масла и два параметра, определяющие фактическую прокачку масла через опоры – давление масла на входе в двигатель  $P_{\text{мвх}}$  и давление в объединенной системе суфлирования  $P_{\text{суфл}}$ . Величина  $P_{\text{мвх}} - P_{\text{суфл}}$  напрямую связана с перепадом давления на форсунках подачи масла, т.е. при заданных гидравлических характеристиках системы форсунок определяет подачу масла в опору

$$G = \mu \cdot F \cdot \sqrt{2\rho \cdot \Delta P} \quad \text{или} \quad G_m = k1 \cdot \sqrt{P_{\text{мвх}} - P_{\text{суфл}}}$$

Относительные значения параметров  $n_{\text{отн}_p}, t_{\text{мвхотн}_p}$  вычислялись следующим образом

$$\Pi_{\text{пр}_p} = \Pi_{\text{зад}} / \Pi_{\text{выб}}, \quad (3)$$

где  $\Pi_{\text{зад}}$  – задаваемое значение параметра;  $\Pi_{\text{выб}}$  – базовое значение параметров выбранного для приведения наиболее характерного режима работы.

Относительная прокачка масла определялась из следующего соотношения

$$G_{\text{мвх}} = \frac{G_{\text{мвх}}^{\text{факт}}}{G_{\text{мвх}}^{\text{зад}}} = 0,412 \cdot \sqrt{(P_{\text{мвх}} - P_{\text{суфл}})}$$

Значения показателей степеней a, b, c, d рассчитаны методом наименьших квадратов по данным параметров работы конкретного экземпляра двигателя.

При выполнении расчетов отмечено, что полученные формулы дают наилучший результат на стационарных режимах и примерно дают значения температуры на всех режимах работы, в том числе на запуске и на переходных режимах.

Коэффициент С в формулах отражает некоторую «базовую» температуру, которую подшипник будет иметь при указанных выше в формулах отнесения выбранных базовых значениях параметров.

При увеличении режима работы двигателя или температуры масла на входе от выбранного базового режима отнесенные значения параметров будут становиться больше 1, и температура подшипника по модели будет увеличиваться. По отношению к прокачке масла будет наблюдаться обратная зависимость.

С использованием выражения (2) проведено сравнение получаемых по модели значений параметров с измеренными.

На рис. 1 приведено сравнение температур подшипника НД для конкретного экземпляра двигателя за период в 14 дней.

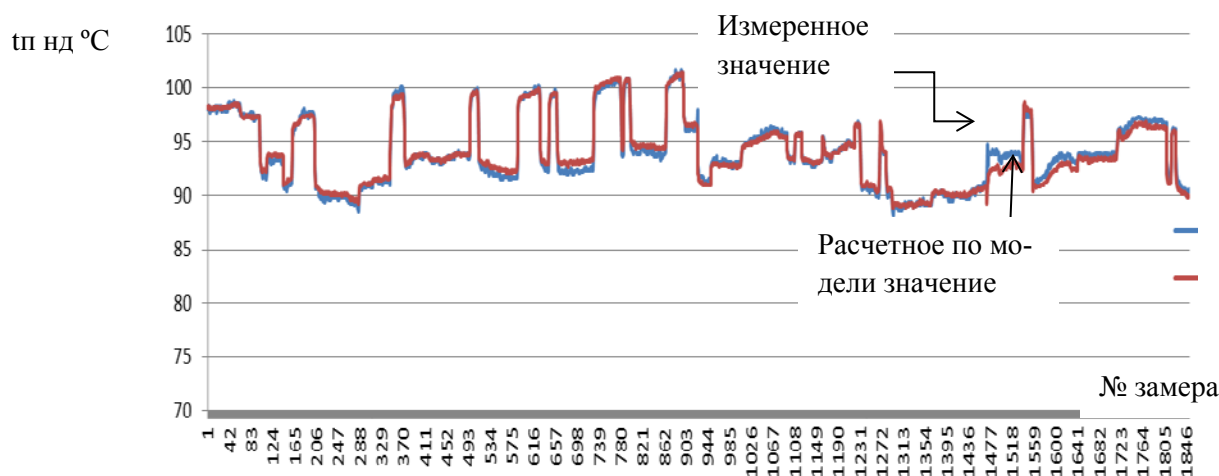


Рис. 1. Измеренное и модельное значения температуры упорного подшипника ротора НД

На рис. 1 видно хорошее совпадение модельного и измеренного значений.

Также проведено сравнение измеренных температур подшипников с расчетными температурами для подшипников НД, СД и ВД нескольких экземпляров двигателей. Проведенные расчеты и сравнения показали хорошее совпадение расчетных и измеренных температур, модель адекватно отражает влияние на температуру режима и условий работы. Следовательно, модель можно применить для целей диагностики.

Для решения задач диагностики можно проводить анализ тенденции изменения разницы между расчетным (по модели) и измеренным значением, однако более удобно использовать полученную модель для «корректировки» или, другими словами, приведения измеренных значений в соответствие с фактическими условиями работы. В этом случае скорректированное (приведенное) значение в идеале при неизменном техническом состоянии должно оставаться постоянным.

Корректировка значений температур подшипников  $t_{пНД}$ ,  $t_{пСД}$ ,  $t_{пВД}$  осуществляется по формуле, полученной преобразованием формулы (2)

$$t_{n \text{ кор}} = t_{n \text{ измер}} \cdot n_{отн\_р}^{-a} \cdot t_{мех \text{ отн\_р}}^{-b} \cdot G_{м\_отн}^{-d} \cdot c . \quad (4)$$

При использовании данной формулы устраняется недостаток модели в части не учета индивидуальности измеренного температурного состояния подшипников для разных двигателей, а используется часть формулы, отражающая влияние на температуру режима и условий работы. Очевидно, что при возникновении неисправностей и повышенном тепловыделении в подшипнике скорректированное значение температуры не будет маскировать неисправность.

На рис. 2, 3 приведен пример применения формулы для коррекции значений температур подшипников двигателя по данным, полученным за период 14 дней.

За указанный период времени температура воздуха колебалась в пределах  $+3,5...+18,5^{\circ}\text{C}$ , температура масла – в пределах  $+55,6...+74,2^{\circ}\text{C}$ , частота вращения ротора НД – в пределах  $4670...4860$  об/мин.

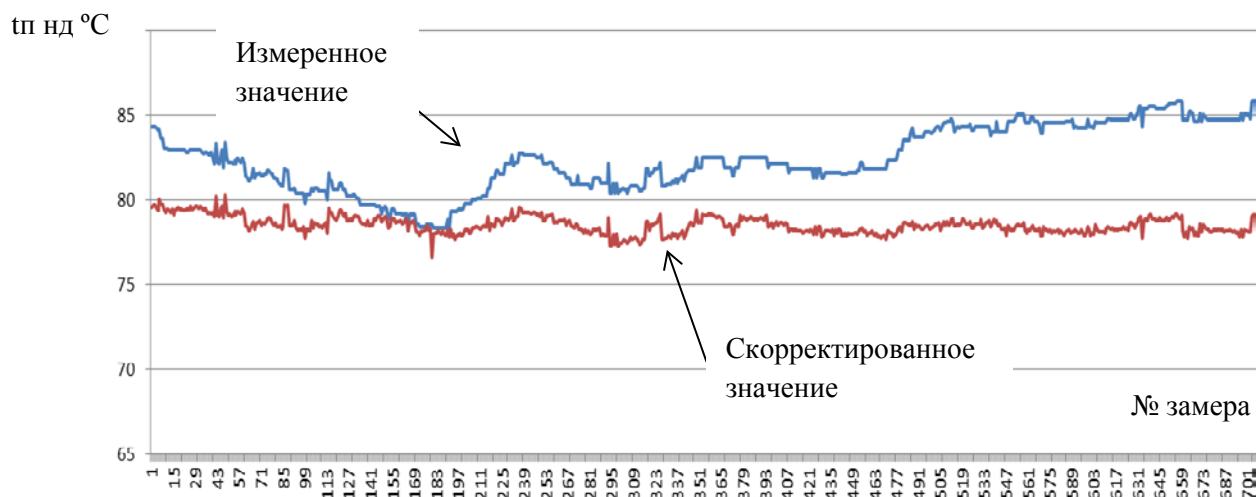
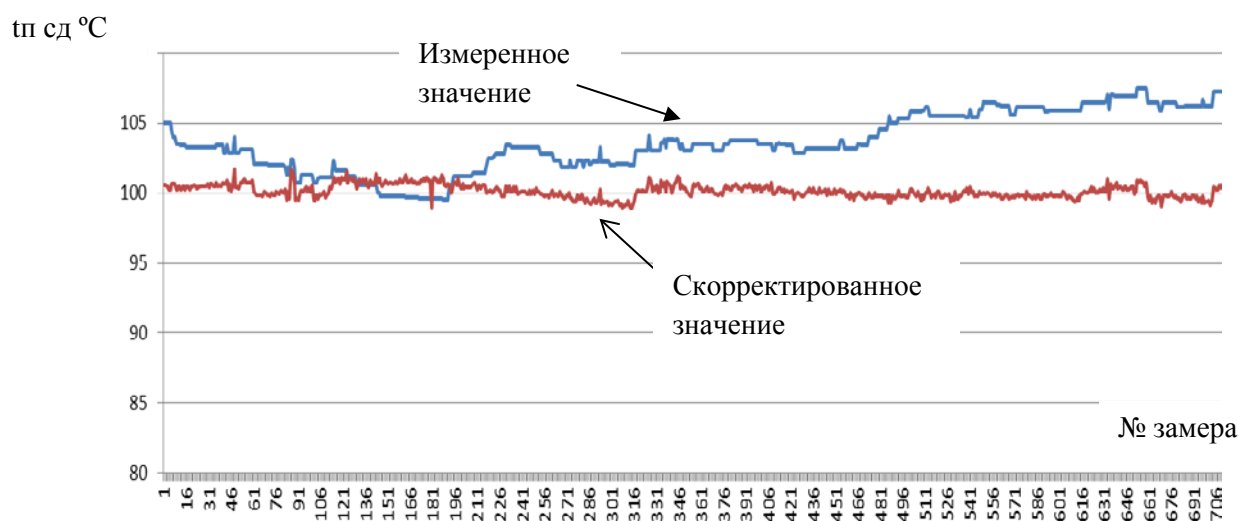


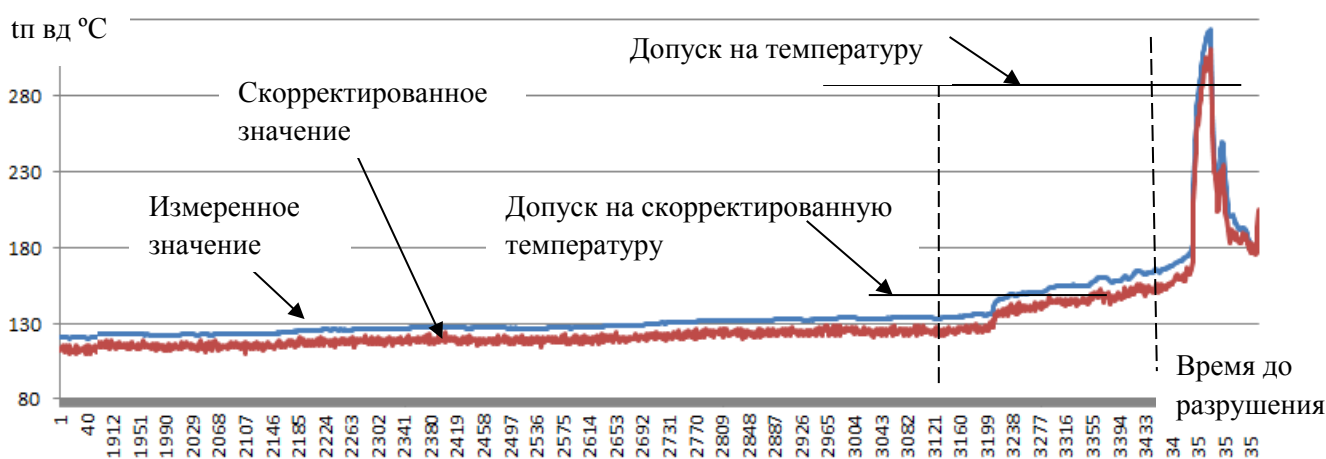
Рис. 2. Измеренное и скорректированное значения температуры упорного подшипника ротора НД



**Рис. 3.** Измеренное и скорректированное значения температуры упорного подшипника ротора СД

Как видно из рис. 2, 3 скорректированное по внешним условиям и режиму работы значение температур в исправном состоянии имеет существенно меньший разброс по сравнению с измеренной температурой. Это дает основание для использования скорректированной температуры для трендового анализа.

На рис. 4 приведем пример изменения температуры подшипника одного из двигателей в ходе развития неисправности (разрушение подшипника ротора ВД). Можно отметить два участка на графике – участок плавного роста температуры перед аварией (с  $120^{\circ}\text{C}$  до  $\approx 160^{\circ}\text{C}$ , начало плавного роста за 14 минут до разрушения) и участок скачкообразного увеличения температуры при разрушении подшипника (с  $\approx 160^{\circ}\text{C}$  до  $310^{\circ}\text{C}$ ). Из рис. 4 хорошо видно существенное изменение скорректированного значения температуры при развитии неисправности. Также изменялось и измеренное значение температуры, однако по этому изменению нельзя было однозначно судить о развитии аварии на участке плавного роста температур, так как температура оставалась в пределах допуска. Введение контроля скорректированной температуры позволяет надежно определить начальный момент разрушения подшипника путем использования тренд анализа или введением более жесткого допуска.



**Рис. 4.** Изменение температуры подшипника ротора ВД в ходе развития аварии

Подобное рассмотрение можно провести не только для температуры подшипника, но и для температуры масла на выходе из опоры, для теплоперепада (разности температур на входе и выходе) на опоре, для теплоотдачи двигателя в масло.

Таким образом, полученная эмпирическая модель может служить основой для построения алгоритмов диагностирования с использованием измеряемых температурных параметров опор роторов ГТД.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании постановления Правительства РФ № 218 от 09.04.2010 г.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Люлько В.И.** Эксплуатация авиационных двигателей по техническому состоянию (теория и практика). - М.: МГУ, 2002.
2. **Зарицкий С.П.** Автоматизированная система диагностирования двигателя НК-36СТ / С.П. Зарицкий, В.Н. Исланов, В.Б. Коротков, В.Н. Михнович, Ю.Н. Тарасенко // Энергодиагностика / Диагностика и надежность: сб. тр. междунар. конф. - М.: Изд-во «Энергия», 1995. - Т. 2.
3. **Демидович В.М.** Исследование теплового режима подшипников ГТД. - М.: Машиностроение, 1978.

#### TEMPERATURE DIAGNOSTICS OF GAS TURBINE ENGINE BEARINGS

**Birukov R.V., Kiselev Y.V.**

The objective of the current research was to develop methodology for diagnosing industrial gas turbine engine bearings using the standard performance parameters. This paper presents mathematical thermal model of combined thrust and radial bearing and provides the model application examples for diagnostics.

**Key words:** diagnostics, bearings, similarity criterion, thermal emission.

#### Сведения об авторах

**Бирюков Роман Владимирович**, 1990 г.р., окончил СГАУ (2013), аспирант СГАУ, область научных интересов – диагностика и регулирование авиационных двигателей.

**Киселев Юрий Витальевич**, 1948 г.р., окончил КуАИ (1972), доцент, кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации авиационной техники СГАУ, автор более 60 научных работ, область научных интересов – диагностика авиационной техники.

УДК 629.7.083

## УПРАВЛЕНИЕ ПОВРЕЖДАЕМОСТЬЮ ИНОСТРАННОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ, ЭКСПЛУАТИРУЕМОЙ В РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

**В.А. ПИВОВАРОВ**, А.А. ЦУРКАЛЬ

В статье представлены основные виды повреждений иностранных самолетов, эксплуатируемых в ГА, имеются фотографии основных видов повреждений.

**Ключевые слова:** композитные материалы, иностранные самолеты, повреждения.

### Введение

В отечественной гражданской авиации все больше используется иностранная авиатехника. Самолеты иностранного производства потребляют меньше топлива, они обладают также большей комфортностью. Доля иностранных ВС к настоящему времени достигает 75%. Парк отечественных самолетов пополняется медленно. Доводка и сертификация отечественных самолетов весьма продолжительна и не всегда эффективна.

На авиационном рынке возможно приобретение как новых, так и подержанных самолетов иностранного производства. Приобретая состарившийся самолет, компания осознает необходимость поддержания его летной годности за счет собственных ресурсов. Сейчас в России существует несколько сервисных центров по обслуживанию и восстановлению самолетов иностранного производства. К настоящему времени накоплен определенный опыт по восстановлению элементов планера и ряда функциональных систем самолетов «Боинг», а также консорциума «Аирбас». Ниже представлены результаты анализа повреждаемости авиаконструкций самолетов упомянутых фирм.

### Повреждения планера

Характерной особенностью самолетов иностранного производства является широкое применение композитных материалов (КМ) подвижных и стационарных элементов планера. Как показывает опыт, изменение параметров окружающей среды при полете самолета пагубно влияет на конструктивные элементы, выполненные из КМ. Они впитывают влагу, корродируют. Это приводит не только к последующему расслоению или разрушению элемента, но и к многократному увеличению массы панели из-за проникновения влаги в конструкцию из КМ, и в конечном итоге увеличению общей массы самолета. Следует отметить также разрушающее воздействие рабочей жидкости гидросистем на композитные элементы, которое ускоряет разрушение, вызывая вспучивание краски на окрашенных элементах. На части предкрылков, которая изготавливается из КМ, часто встречаются дефекты расслоения, а также упомянутые вспучивания. В большинстве случаев эти дефекты не подлежат устранению, что приводит к необходимости полной замены поврежденной секции предкрылка. Необходимо отметить, что указанные дефекты наблюдаются на двух и более секциях, что влечет за собой существенные финансовые затраты на восстановление.

На самолетах типа «Боинг» из композитных материалов изготавливаются панели пола и потолков, частично покрывающих багажные отделения. Панели, располагаемые в потолках, практически не повреждаются, что оправдывает их применение в данном месте. Однако по-другому обстоят дела с панелями, покрывающими пол и стены. Воздействия ударных нагрузок от багажа вследствие перемещения по багажнику из-за небрежной загрузки вызывают повреждения панелей, а иногда и сквозные разрушения, приводящие к нарушению герметичности багажного

отсека. Здесь часто требуется ремонт или замена поврежденных элементов (рис. 1). На некоторых самолетах упомянутого типа производятся замены панелей пола багажников из КМ на панели, изготовленные из металла.

Также наблюдаются дефекты на КМ-панелях, покрывающих внутреннюю часть крыла или хвостового оперения. Здесь имеют место расширение круглых отверстий под крепеж к силовому каркасу, их сильное растрескивание по краям. В этих случаях требуется либо частичный ремонт, либо использование «ремонтных шайб», для того чтобы винты не проваливались через увеличенные отверстия под винты в панели.



**Рис. 1.** Разрушения багажного отсека на самолетах Боинг

#### **Повреждение воздухопроводов системы кондиционирования воздуха (СКВ)**

В самолетах с большим сроком службы (наработкой) наблюдаются дефекты, связанные с повреждением воздухопроводов, также изготовленных из КМ. Часто имеет место охрупчивание материалов трубопроводов, обусловленное воздействием переменных температур и влажности пропускаемого воздуха. Со временем структура КМ, из которого изготовлен трубопровод, высыхает, становится хрупкой и под воздействием вибраций и динамических нагрузок разрушается (рис. 2). Это приводит к утечкам воздуха из системы, что, вообще говоря, является предостказным состоянием (иногда это ощущают на себе пассажиры, которые испытывают недостаток кислорода). Работа системы фильтрации воздуха также перестает функционировать должным образом. Электронная аппаратура, которая требует постоянного охлаждения воздухом, недостаточно охлаждается, что может привести к сбоям в приборах и электропитании всего авиалайнера.



**Рис. 2.** Разрушение патрубка системы СКВ на самолете Боинг



### Повреждения обтекателей хвостового оперения

Очень часто на самолетах иностранного производства в процессе эксплуатации наблюдаются повреждения обтекателей стабилизатора (рис. 3). Это связано с тем, что при полете самолета на низких высотах возможно повреждение обтекателей из-за попадания в них птиц. В осенне-зимний период при движении самолета по ВПП повреждения обтекателей обусловлены повреждениями кусками льда горизонтального оперения самолета. Чаще всего для устранения этих повреждений требуется снятие так называемого «лобовика» с горизонтального оперения (рис. 3). Далее после ремонта и установки обтекателя требуется укладка герметика в шов между поверхностью крыла и обтекателя. По технологии восстановления требуется около двух часов для полного высыхания герметика при температуре не ниже 10° С. Но из-за сокращения длительности сушки часто самолет «сырым» уходит в полет, это влечет за собой выдувание невысохшего герметика из шва на высоких скоростях полета. В дальнейшем возможно попадание влаги через негерметичный шов во внутреннюю силовую структуру горизонтального оперения и образование очагов коррозии. По внешним признакам видно, что технический персонал часто использует ножи вместо пластиковых шпателей для очистки герметика с поверхности крыла или обтекателя. Это приводит к тому, что защитный антикоррозионный слой разрушается, и на кромках может возникнуть коррозия. А в отдельных случаях лезвие ножа может вызвать образование концентраторов напряжений в виде микротрещин, которые под действием циклических нагрузок могут перерасти в магистральные трещины.



Рис. 3. Повреждение «лобовика» посторонними предметами

### Системы водоснабжения кухонь и санузлов

Для самолетов самый неблагоприятный сезон эксплуатации – зимний. Разрушение водопроводов из-за замерзания воды в них – самый распространенный из дефектов, возникающих в зимний период.

Основная причина возникновения поломок такого характера – человеческий фактор, который проявляется в том, что в зимнее время после посадки самолета технические службы не всегда сливают воду из системы водоснабжения. В связи со сбоями в расписании полетов при отрицательных температурах в магистралях образуется лед, появляются сквозные трещины (рис. 4), через которые вода попадает в полости багажника (рис. 5).

### Повреждения шасси

Конструкция стоек шасси на самолетах иностранного производства при эксплуатации самолета в российских условиях себя не оправдала. Повреждения шасси – довольно распространенный дефект, встречающийся на иностранных самолетах (рис. 6). Этому способствует совокупность нескольких факторов.



**Рис. 4.** Разрушение трубопровода системы водоснабжения



**Рис. 5.** Лед и вода в заднем багажнике

Одним из важнейших является факт повышенной шероховатости ВПП. «Изящные» по своей конструкции стойки не выдерживают нагрузок, которые передаются на них от неровностей дорожного полотна. Требуют пристального внимания элементы шасси на очередных формах ТО, включающие в себя дополнительные работы по осмотру, смазке и использованию неразрушающего контроля для выявления возможных трещин в конструкции шасси.

Другим доказанным фактором является то, что авиакомпания часто загружают самолеты больше положенных норм. Это приводит к возникновению избыточных напряжений, действующих на шасси в момент посадки и движения самолета по ВПП, что дополнительно повреждает конструкцию стоек.

Можно отметить еще одну причину повышенной повреждаемости шасси на ВС иностранного производства, которая связана с тем, что стойки конструктивно выполнены из относительно хрупких марок сталей, имеющих повышенную так называемую чувствительность к надрезу, нежели стойки на самолетах отечественного производства. Здесь малейшая царапина на поверхности стоек может служить серьезным концентратором напряжений, и риск развития трещин существенно возрастает.



**Рис. 6.** Повреждения шасси

## Заключение

На основании накопленного опыта работы в области ремонта самолетов иностранного производства можно сделать следующие выводы:

1. Широкое использование композитных материалов в конструкциях иностранных самолетов имеет не только положительные моменты, которые связаны в основном с весовым фактором, но и ряд отрицательных – усиленное влияние климата и человеческого фактора. Также КМ в конструкциях иностранных самолетов подчас обладают пониженными характеристиками долговечности по сравнению с отечественными ВС.

2. Отмечается, что качество изготовления, материалы, а также клеи, применяемые при изготовлении КМ, на иностранных самолетах выше, чем у отечественных самолетов.

3. Повреждаемость КМ тесно коррелируется с наработкой.

4. Существенная доля повреждений фюзеляжа случается по вине обслуживающего персонала, и малая часть повреждений является следствием действия эксплуатационных нагрузок на элементы конструкции планера, что диктует необходимость в разработке мер по дополнительному контролю качества работ по обслуживанию и загрузке самолетов.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Арепьев А.Н., Громов М.С., Шапкин В.С. Вопросы эксплуатационной живучести авиаконструкций. - М.: Воздушный транспорт, 2002.

2. Егер С.М. Проектирование пассажирских реактивных самолетов. - М.: Машиностроение, 1964.

3. Коллинз Дж. Повреждение материалов в конструкциях. Анализ, предсказание, предотвращение. - М.: Мир, 1984.

## CONTROL OF DAMAGING ACTIONS OF FOREIGN AIRLINERS USED IN THE RUSSIAN FEDERATION

Pivovarov V.A., Tsurkal A.A.

The article presents the main types of damage of foreign aircraft operated in civil aviation, there are photos of the basic kinds of injuries.

**Key words:** composite, foreign airliners, fault probability.

## Сведения об авторах

**Пивоваров Владимир Андреевич**, 1945-2014 гг., окончил МАТИ (1968), профессор, доктор технических наук, автор более 250 научных работ, область научных интересов – диагностика авиационной техники.

**Цуркаль Андрей Александрович**, 1988 г.р., окончил МГТУ ГА (2011), аспирант МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – диагностика авиационной техники, эксплуатация планера и двигателей летательных аппаратов.

УДК 629.735.015.4

## ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ ФАКТОРОВ НА СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ МАТЕРИАЛОВ

С.П. БОРИСОВ

Предложен вариант статистической теории подобия усталостного разрушения В.П. Когаева, позволяющий прогнозировать влияние конструктивных факторов на пределы выносливости деталей по результатам испытаний стандартных образцов при растяжении-сжатии.

**Ключевые слова:** усталость, подобие усталостного разрушения, конструктивный фактор.

Основными конструктивными факторами, влияющими на сопротивление материалов усталости, являются концентрация напряжений и размеры деталей. Оценку сопротивления усталости с учетом этих факторов чаще всего проводят с помощью коэффициентов, определенных по результатам испытаний. Имеется и ряд методик, позволяющих определять пределы выносливости с учетом влияния конструктивных факторов аналитически. Один из таких подходов разработан В.П. Когаевым на основе статистической теории подобия усталостного разрушения [1]. С использованием этой теории получены зависимости, позволяющие приближенно находить функции распределения пределов выносливости деталей на основе испытаний образцов и моделей, а также прогнозировать влияние концентрации напряжений и размеров деталей для групп сплавов в широком диапазоне градиентов напряжений. Вместе с тем отмечено, что эти зависимости не применимы при равномерном распределении напряжений по сечению и при острых надрезах, т.е. в области достаточно больших значений градиентов напряжений. Подобные ограничения являются следствием особенностей процессов накопления усталостных повреждений, в полной мере не учитываемых статистической теорией усталостного разрушения. Отметим некоторые из них.

Возникновение и развитие трещин в зонах концентрации напряжений обусловлено, применительно к конструктивным параметрам, влиянием целого ряда металлургических и механических факторов: микроструктурой материала, уровнем концентрации напряжений и их градиентом, релаксацией напряжений в зонах микротрещин, циклическим упрочнением, неравномерностью распределения напряжений на микроуровне и т.п. При высоких уровнях концентрации напряжений и высоких градиентах наблюдается явление возникновения «неразвивающихся усталостных трещин» или резкого уменьшения скорости их развития. В этих случаях объем материала в зонах высокой нагруженности относительно мал, что, по-видимому, приводит к уменьшению числа дислокаций и их подвижности в критической зоне и невозможности преодоления барьеров, блокирующих их перемещение. Другим фактором, оказывающим существенное влияние на процессы накопления усталостных повреждений, являются особенности напряженного состояния и микроструктуры поверхностного слоя: даже при однородном напряженном состоянии усталостные трещины, как правило, возникают в поверхностном слое.

Исходя из отмеченных особенностей и с целью расширения возможностей подхода, вытекающего из статической теории усталостного разрушения, введем следующие основные допущения:

1. Усталостные макротрещины возникают в поверхностном слое, размер которого по глубине должен быть не менее  $\Delta$ , причем  $\Delta$  является некоторым параметром, зависящим от свойств материала.

2. Усталостные макротрещины возникают лишь при напряжениях, превышающих некоторую величину  $U$ .

Остальные допущения те же, что и в [1] при выводе основных расчетных зависимостей.

Применительно к линейному напряженному состоянию основное расчетное соотношение статистической теории усталостного разрушения, вытекающее из статической теории прочности «наиболее слабого звена», имеет вид [1]

$$I = -2,3 \lg(1 - p) = \int_{F_U} \left[ \frac{\sigma_{max}(x,y) - U}{\sigma_0} \right]^m \frac{dF}{F_0}, \quad (1)$$

где  $p = p(\sigma_{max})$  – вероятность разрушения при максимальном напряжении в зоне концентрации;  $F_U$  – часть площади поперечного сечения, в которой  $\sigma_{max} > U$ ;  $U$  – минимальная граница величины  $\sigma_{max}$ , такая, что при  $\sigma_{max} < U$  принимается  $P(\sigma_{max}) = 0$ ;  $\sigma_0$  и  $m$  – параметры распределения Вейбулла;  $F_0$  – единичная площадь может быть принята равной  $F_0 = 1 \text{ мм}^2$ .

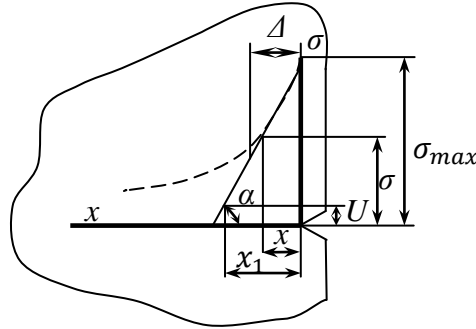


Рис. 1

Рассмотрим распределение напряжений в зоне их концентрации. Будем считать, что распределение напряжений по линии концентратора не изменяется. Реальное распределение заменим линейным распределением с тангенсом угла наклона касательной к эпюре напряжений, равным  $\operatorname{tg} \alpha = G = \frac{\sigma_{max} - \sigma}{x}$  (рис. 1). Отсюда  $\sigma = \sigma_{max} - Gx$ .

Предположим, что  $\Delta < x_1$ , где  $x_1$  – абсцисса точки и  $\sigma = U$  – при линейной схематизации эпюры напряжений. Интеграл в равенстве (1) принимает вид

$$\begin{aligned} I &= \int_L \int_0^\Delta \left[ \frac{\sigma_{max} - G \cdot x - U}{\sigma_0} \right]^m \frac{dx \cdot dl}{F_0} = - \frac{(\sigma_{max} - G \cdot \Delta - U)^{m+1} \cdot L}{(m+1)G \cdot \sigma_0^m \cdot F_0} + \frac{(\sigma_{max} - U)^{m+1} \cdot L}{(m+1)G \cdot \sigma_0^m \cdot F_0} = \\ &= \frac{(\sigma_{max} - U)^{m+1} \cdot L}{(m+1)G \cdot \sigma_0^m \cdot F_0} \left[ 1 - \left( 1 - \frac{\Delta}{x_1} \right)^{m+1} \right]. \end{aligned} \quad (2)$$

$$\text{В равенстве (2) } x_1 = \frac{\sigma_{max} - U}{G}.$$

Если  $\Delta = x_1$ , то интегрирование по  $x$  следует вести в пределах от 0 до  $\Delta = x_1$ . В этом случае выражение (2) принимает вид

$$I = \frac{(\sigma_{max} - U)^{m+1} \cdot L}{(m+1)G \cdot \sigma_0^m \cdot F_0}. \quad (3)$$

Выражение (3) в точности совпадает с результатом, полученным В.П. Когаевым [1, с. 64, формула (3.30)], и соответствует случаю, когда не накладываются никаких ограничений на напрягаемый объем в зоне концентрации напряжений.

По смыслу введенных допущений формула (2) справедлива в диапазоне изменения градиента напряжений  $0 \leq G \leq G = \frac{\sigma_{max} - U}{\Delta}$ , при  $G > \frac{\sigma_{max} - U}{\Delta}$  усталостные макротрещины не возникают. При  $G = 0$  выражение (2) представляет неопределенность вида  $\frac{0}{0}$ . Раскрывая неопределенность, получаем

$$\operatorname{Lim}_{G \rightarrow 0} I_{G \rightarrow 0} = \frac{(\sigma_{max} - U)^{m+1} \cdot L}{(m+1) \cdot G \cdot \sigma_0^m \cdot F_0} \left[ 1 - \left( 1 - \frac{\Delta}{x_1} \right)^{m+1} \right]_{G \rightarrow 0} = \left( \frac{\sigma_{max} - U}{\sigma_0} \right)^m \cdot \frac{L \cdot \Delta}{F_0}. \quad (4)$$

В работе [1] зависимость (3) была преобразована с целью оценки характеристик сопротивления материалов усталости с учетом экспериментально установленных закономерностей. Преобразования сводились к следующему. Зависимость (3) была представлена в виде

$$I = -2,3 \log(1 - P) = \frac{L}{\bar{G}(m+1)F_0} \left(\frac{U}{\sigma_0}\right)^m \frac{(\xi-1)^{m+1}}{\xi}, \quad (5)$$

где  $\xi = \frac{\sigma_{max}}{U}$ ;  $\bar{G} = \frac{G}{\sigma_{max}}$ .

Если исключить  $\xi$ , стоящую в знаменателе, то функции распределения  $\xi$  совпали бы с распределением Вейбулла. В этом случае, преобразовывая выражение (5) и принимая  $F_0 = 1$ , получаем

$$\log I = (m + 1) \log(\sigma_{max} - U) + \log \frac{L}{\bar{G}} + \log \frac{1}{(m + 1)\sigma_0^m \cdot U}.$$

Откуда

$$\log(\sigma_{max} - U) = \frac{1}{m + 1} \log[(m + 1)\sigma_0^m \cdot U] - \frac{1}{m + 1} \log \frac{L}{\bar{G}} + \frac{1}{m + 1} \log I.$$

Корректируя последнюю зависимость из условия, что при  $P = 0,5$  последнее слагаемое должно быть равно нулю, получаем

$$\log(\sigma_{max} - U) = \frac{1}{m+1} \{ \log[(m + 1) \cdot \sigma_0^m \cdot U] - 0,159 \} - \frac{1}{m+1} \log \frac{L}{\bar{G}} + \frac{1}{m+1} \{ \log[-2,3 \log(1 - P)] + 0,159 \} = A'_L - B' \log \frac{L}{\bar{G}} + f(P). \quad (6)$$

В последнем выражении:

$$A'_L = \frac{1}{m+1} \{ \log[(m + 1) \cdot \sigma_0^m \cdot U] - 0,159 \}; \quad B' = \frac{1}{m+1}; \\ f(P) = \frac{1}{m+1} \{ \log[-2,3 \log(1 - P)] + 0,159 \}.$$

Заменяя распределение Вейбулла (6) нормальным распределением (правомерность этого подтверждается экспериментальными исследованиями [1]), зависимость (6) можно записать в виде

$$\log(\sigma_{max} - U) = A_L - B \log \frac{L}{\bar{G}} + U_p \cdot S, \quad (7)$$

где  $A_L$  и  $B$  зависят от параметров распределения.

Выражение (7) определяет семейство функций распределения пределов выносливости деталей с различными значениями критерия подобия  $\frac{L}{\bar{G}}$  через нормальное распределение величины  $\log(\sigma_{max} - U)$  и названо в [1] уравнением подобия усталостного разрушения. Медианные значения  $\bar{\sigma}_{max}$  соответствуют среднему значению величины  $\bar{x} = \log(\sigma_{max} - U)$ , получаются при  $U_p = 0$  и могут быть определены экспериментально по результатам испытаний на усталость.

В [1] предложена и другая, более удобная для оценки влияния конструктивных факторов на сопротивление материалов усталости, форма уравнения подобия усталостного разрушения

$$\log \left( \frac{\sigma_{max}}{U} - 1 \right) = \log \left( \frac{\sigma_{-1d} \cdot \alpha_\sigma}{\bar{\sigma}_{-1} \cdot \varepsilon_\sigma} - 1 \right) = A_L - \log(\bar{\sigma}_{-1} \cdot \varepsilon_\sigma) - B \log \left( \frac{L}{\bar{G}} \right) + U_p \cdot S, \quad (8)$$

где  $\sigma_{max} = \sigma_{-1d} \cdot \alpha_\sigma$ , а  $U = \bar{\sigma}_{-1} \cdot \varepsilon_\sigma$ . Последнее равенство получено из следующих соображений. Влияние размеров деталей оценивают коэффициентом  $\varepsilon_\sigma = \frac{\sigma_{-1d}}{\bar{\sigma}_{-1}}$ , где  $\bar{\sigma}_{-1}$  – среднее значение предела выносливости гладкого лабораторного образца стандартного размера;  $\sigma_{-1d}$  – предел выносливости гладкого образца большего размера. Из (7) при  $L \rightarrow \infty$  и при  $\alpha_\sigma = 1$  получаем  $\sigma_{max} = \sigma_{-1d} \cdot \alpha_\sigma = \sigma_{-1d} \rightarrow U$ , и коэффициент  $\varepsilon_\sigma$  будет равен

$$\log_{L \rightarrow \infty} \varepsilon_\sigma = \frac{U}{\bar{\sigma}_{-1}} = \varepsilon_\infty.$$

Для стандартных лабораторных образцов уравнение (8) при  $U_p = 0$  ( $P = 50\%$ ) принимает вид

$$\log\left(\frac{\bar{\sigma}_{-1}}{U} - 1\right) = \log\left(\frac{1}{\varepsilon_\infty} - 1\right) = A_L - \log(\bar{\sigma}_{-1} \cdot \varepsilon_\infty) - B \log\left(\frac{L}{G}\right)_0. \quad (9)$$

Вычитая из (8) при  $U_p = 0$  зависимость (9), обозначая  $B = \gamma_\sigma$  и преобразовывая, для оценки совместного влияния концентрации напряжений и размеров получаем

$$\frac{K_\sigma}{K_{d\sigma}} = \frac{\bar{\sigma}_{-1}}{\bar{\sigma}_{-1d}} = \frac{\alpha_\sigma}{\varepsilon_\infty + (1 - \varepsilon_\infty)Q^{-\nu_\sigma}}, \quad (10)$$

где  $Q = \frac{\frac{L}{G}}{\left(\frac{L}{G}\right)_0}$  – назван В.П. Когаевым относительным критерием подобия.

Выражение (10), полученное на основе зависимости (3), может быть использовано для оценки влияния концентрации напряжений и размеров при  $G > 0$  и при  $G = 0$ , т.е. при равномерном распределении напряжений по сечению неприменимо.

Для оценки влияния конструктивных факторов при  $G = 0$  воспользуемся зависимостью (4) и выполним преобразования, аналогичные приведенным выше.

Прологарифмируем выражение (4), принимая  $F_0 = 1$ :

$$\log I = m \log(\sigma_{max} - U) + \log \frac{\Delta}{\sigma_0^m} + \log L.$$

Преобразовывая аналогично предыдущему, получаем

$$\log\left(\frac{\sigma_{max}}{U} - 1\right) = \log\left(\frac{\sigma_{-1d} \cdot \alpha_\sigma}{\bar{\sigma}_{-1} \cdot \varepsilon_\infty} - 1\right) = \frac{1}{m} \log \frac{\sigma_0^m}{\Delta} + \frac{1}{m} \log I - \log(\bar{\sigma}_{-1} \cdot \varepsilon_\infty) - \frac{1}{m} \log L = A_1 - \log(\bar{\sigma}_{-1} \cdot \varepsilon_\infty) - B_1 \log L + f(P),$$

где  $A_1 = \frac{1}{m} [\log \frac{\sigma_0^m}{\Delta} - 0,159]$ ;  $B_1 = \frac{1}{m}$ ;  $f(P) = \frac{1}{m} \{\log[-2,3 \log(1 - P)] + 0,159\}$ .

Перейдем к нормальному распределению

$$\log\left(\frac{\sigma_{max}}{U} - 1\right) = \log\left(\frac{\sigma_{-1d} \cdot \alpha_\sigma}{\bar{\sigma}_{-1} \cdot \varepsilon_\infty} - 1\right) = A_1 - \log(\bar{\sigma}_{-1} \cdot \varepsilon_\infty) - B_1 \log L + U_p \cdot S. \quad (11)$$

Вычтем из (8) при  $U_p = 0$  зависимость (11), записанную для стандартных образцов при  $\alpha_\sigma = 1$  и  $U_p = 0$

$$\log\left(\frac{\bar{\sigma}_{-1d} \cdot \alpha_\sigma}{\bar{\sigma}_{-1} \cdot \varepsilon_\infty} - 1\right) = \log\left(\frac{1}{\varepsilon_\infty} - 1\right) + A_L - A_1 + \frac{1}{m} \log(L)_0 - \frac{1}{m+1} \log\left(\frac{L}{G}\right).$$

Разность  $A_L - A_1$  зависит от параметров исходного распределения  $m, U, \sigma_0$  и от константы  $\Delta$ . Обозначим  $A_L - A_1 = \frac{1}{m} \log C$ . Последняя зависимость принимает вид

$$\log\left(\frac{\bar{\sigma}_{-1d} \cdot \alpha_\sigma}{\bar{\sigma}_{-1} \cdot \varepsilon_\infty} - 1\right) = \log\left(\frac{1}{\varepsilon_\infty} - 1\right) - \log\left(\frac{L}{G}\right)^{\frac{1}{m+1}} + \log(C \cdot L)_0^{1/m}.$$

Выразим показатели степени для второго и третьего слагаемых правой части через параметр  $\nu_\sigma$ , введенный В.П. Когаевым и рекомендованный для использования стандартом [2]. Было принято  $\nu_\sigma = \frac{1}{m+1}$ . Отсюда  $\frac{1}{m} = \frac{\nu_\sigma}{1-\nu_\sigma}$ .

Получаем

$$\log\left(\frac{\bar{\sigma}_{-1d} \cdot \alpha_\sigma}{\bar{\sigma}_{-1} \cdot \varepsilon_\infty} - 1\right) = \log\left(\frac{1}{\varepsilon_\infty} - 1\right) + \log \frac{(C \cdot L)_0^{\frac{\nu_\sigma}{1-\nu_\sigma}}}{\left(\frac{L}{G}\right)^{\nu_\sigma}}.$$

Для оценки совместного влияния концентрации напряжений и размеров находим

$$\frac{K_\sigma}{K_{d\sigma}} = \frac{\bar{\sigma}_{-1}}{\bar{\sigma}_{-1d}} = \frac{\alpha_\sigma}{\varepsilon_\infty + (1 - \varepsilon_\infty) \frac{(C \cdot L)_0^{\frac{\nu_\sigma}{1-\nu_\sigma}}}{\left(\frac{L}{G}\right)^{\nu_\sigma}}} = \frac{\alpha_\sigma}{\varepsilon_\infty + (1 - \varepsilon_\infty) Q_1^{-\nu_\sigma}}, \quad (12)$$

где 
$$Q_1 = \frac{\frac{L}{\bar{G}}}{(C \cdot L)_0^{1-\nu_\sigma}} \tag{13}$$

Отличие зависимости (12) от (10) заключается в появлении константы  $C$ , которая может рассматриваться как коэффициент приведения длины, и в другом виде относительного критерия подобия.

Рассмотрим примеры использования зависимости (12).

**Пример 1.** Пользуясь полученными соотношениями, сопоставим пределы выносливости гладких образцов, испытанных при растяжении-сжатии и изгибе с вращением при симметричном цикле изменения напряжений.

По зависимости (10), принимая  $\alpha_\sigma = 1$  и  $\varepsilon_\infty = 0,5$  (по рекомендации [1]), получаем:

$$K_\sigma = \frac{\sigma_{-1И}}{\sigma_{-1P}} = \frac{2}{(1+Q^{-\nu_\sigma})}; Q^{-\nu_\sigma} = \left[\frac{(\frac{L}{G})_P}{(\frac{L}{G})И}\right]^{-\nu_\sigma} = \left[\frac{(\frac{L}{G})И}{(\frac{L}{G})P}\right]^{\nu_\sigma}$$

При  $G \rightarrow 0$  (при растяжении-сжатии) получаем  $Q^{-\nu_\sigma} \rightarrow 0$  и  $K_\sigma \rightarrow 2$ .

Таким образом, при использовании зависимости (10) предел выносливости при изгибе в два раза больше предела выносливости при растяжении-сжатии. Соотношение этих пределов выносливости не зависит от материала и размеров образцов. Этот результат противоречит экспериментальным данным и подтверждает невозможность использования зависимости (10) при  $G = 0$ .

Проведем расчеты с использованием зависимости (12) при  $\alpha_\sigma = 1$ ,  $\varepsilon_\infty = 0,5$  и  $C = 1$ . Получаем

$$K_\sigma = \frac{\bar{\sigma}_{-1И}}{\bar{\sigma}_{-1P}} = \frac{2}{(1+Q_1^{-\nu_\sigma})}; Q_1^{-\nu_\sigma} = \frac{L_0^{\nu_\sigma}}{(\frac{L}{G})^{\nu_\sigma}}$$

В табл. 1 приведены результаты вычислений для образцов различных диаметров и для двух значений константы  $\nu_\sigma$ , примерно соответствующих диапазону изменения этой константы для легких сплавов [1].

**Таблица 1**

Зависимость отношения предела выносливости при изгибе с вращением к пределу выносливости при растяжении-сжатии

d, мм		7,5	16	40	100	500
$\frac{\bar{\sigma}_{-1И}}{\bar{\sigma}_{-1P}}$	$\nu_\sigma = 0,2$	1,05	1,11	1,18	1,24	1,35
	$\nu_\sigma = 0,08$	1,04	1,07	1,10	1,14	1,19

При расчете было принято  $L_0 = \pi d; (\frac{L}{G}) = \frac{\pi d^2}{2}$ . В [3] приведены результаты испытаний лабораторных образцов круглого поперечного сечения из легких конструктивных сплавов диаметром от 8 мм до 40 мм при изгибе с вращением и при растяжении-сжатии. Отношение предела выносливости при изгибе с вращением к пределу выносливости при растяжении-сжатии в среднем составило 1,1, что близко к результатам расчета по зависимости (12), приведенным в табл. 1. Отметим, что отношение пределов выносливости зависит от материала и диаметра образцов. При  $d \rightarrow \infty$  это отношение стремится к 2, что было получено по зависимости (10) для образцов любого диаметра.

**Пример 2.** Определим пределы выносливости образцов различного диаметра гладких и с концентрацией напряжений при изгибе с вращением по результатам испытаний гладких образ-



цов при растяжении-сжатии. Для сопоставления расчетов с экспериментом используем результаты испытаний соответствующих образцов, приведенные в [3].

В табл. 2 приведены исходные данные и результаты расчетов по формуле (12). Пределы выносливости  $\sigma_{-1P}$  при растяжении-сжатии для гладких образцов ввиду отсутствия экспериментальных данных были определены по методике, рассмотренной в примере 1, по результатам испытаний на изгиб с вращением гладких образцов диаметром 8 мм (для АВТ) и 12 мм (для MLS и ВМ 65-1). Расчеты проведены по соотношению

$$K = \left( \frac{K_{\sigma}}{K_{d\sigma}} \right)_{\text{расч.}} = \frac{\bar{\sigma}_{-1,P}}{\bar{\sigma}_{-1,д}} = \frac{2 \cdot \alpha_{\sigma}}{\left( 1 - \frac{(C \cdot L)_0^{1-\nu_{\sigma}}}{\left( \frac{L}{\bar{G}} \right)^{\nu_{\sigma}}} \right)}$$

Для гладких образцов принимали  $\frac{L}{\bar{G}} = \frac{\pi d^2}{2}$ . С целью оценки влияния величины константы  $C$ , расчеты проводили при  $C = 1$  и при значении этой константы, позволяющей более точно описать экспериментальные данные. На рис 2. представлены результаты расчета и экспериментальные данные. Можно отметить, что при константе  $C = 1$  расхождение расчетных и экспериментальных данных в большинстве случаев не превышает 10%, а ошибка идет в запас прочности.

Таблица 2

Исходные данные и результаты расчета пределов выносливости по зависимости (12)

Материал, механические характеристики	Диаметр, мм	$\alpha_{\sigma}$	$\bar{\sigma}_{-1д}$ МПа эксп.	$\bar{G}$ мм <sup>-1</sup>	$\frac{\bar{\sigma}_{-1P}}{\bar{\sigma}_{-1Ид}}$ эксп.	расч.		$\bar{\sigma}_{-1Ид}$ расч., МПа	
						$\frac{\bar{\sigma}_{-1P}}{\bar{\sigma}_{-1Ид}}$	$C_p$	$C_p = 1$	$C_p$
АВТ $\sigma_B = 364$ МПа $\nu_{\sigma} = 0,08$ $\varepsilon = 0,5$ $\sigma_{-1P} = 129$ МПа	8	1	135	-	0,96	$C = 1$	$C_p = 10$	$C_p = 1$	$C_p = 10$
	16	1	130	-	0,99	1,07	1,00	122	129
	40	1	122	-	1,06	1,10	1,07	118	120
	8	1,45	97	1,362	1,33	1,42	1,27	91	101
		1,86	80	2,632	1,62	1,77	1,58	73	82
		2,27	68	4,250	1,98	2,11	1,89	61	68
	МП 5 $\sigma_B = 221$ МПа $\nu_{\sigma} = 0,3$ $\varepsilon = 0,5$ $\sigma_{-1P} = 64,6$ МПа	12	1	67	-	0,96	$C = 1$	$C_p = 1,5$	$C_p = 1$
1,57			51	0,581	1,27	1,335	1,203	48,4	53,7
1,87			50	0,872	1,29	1,48	1,328	43,6	48,6
2,28			47	1,360	1,37	1,66	1,48	38,9	43,6
ВМ 65 – 1 $\sigma_B = 267$ МПа $\nu_{\sigma} = 0,1$ $\varepsilon = 0,5$ $\sigma_{-1P} = 102$ МПа	12	1	109	-	0,93	$C = 1$	$C_p = 7$	$C_p = 1$	$C_p = 7$
		1,57	73	0,581	1,40	1,58	1,412	64,5	72,2
		1,87	65	0,872	1,57	1,85	1,64	55,1	62,2
		2,28	55	1,360	1,85	2,2	1,955	46,4	52,2

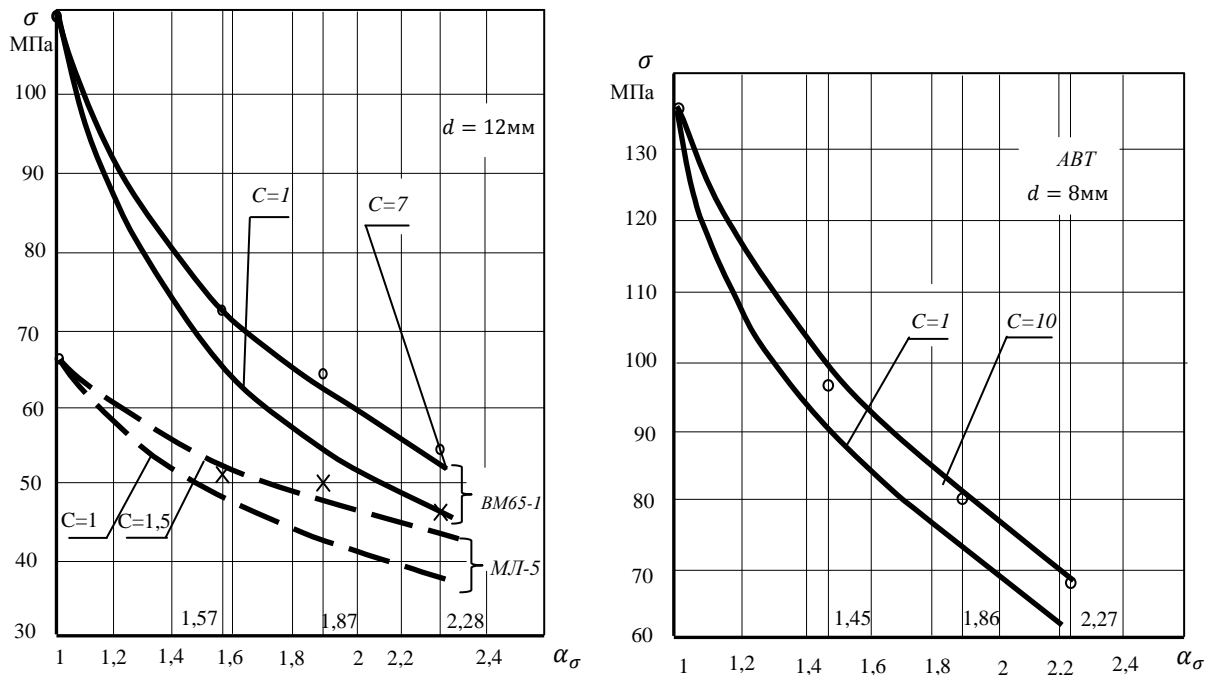


Рис. 2

ЛИТЕРАТУРА

1. Когаев В.П. Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени. - М.: Машиностроение, 1977.
2. ГОСТ 25.504-82. Расчеты и испытания на прочность. Методы расчета характеристик сопротивления усталости. - М.: Изд-во стандартов, 1984.
3. Степнов М.Н., Гиацинтов Е.В. Усталость легких конструкционных сплавов. - М.: Машиностроение, 1973.

FORECASTING THE INFLUENCE OF STRUCTURAL FACTORS ON RESISTANCE TO MATERIALS FATIGUE

Borisov S.P.

V.P. Cogaev's version of statistical theory of similarity of metal fatigue fracture is dealt with in the article.

**Key words:** fatigue, similarity of fatigue failure, efficiency factor.

Сведения об авторе

**Борисов Станислав Петрович**, 1937 г.р., окончил МАИ (1960), профессор, доктор технических наук, профессор кафедры технической механики МГТУ ГА, автор более 80 научных работ, область научных интересов - механика циклического разрушения.

УДК 629.735.083

## ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ КОМПЛЕКТА ЗАПАСНЫХ ИЗДЕЛИЙ С ЦЕЛЬЮ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РЕГУЛЯРНОСТИ ВЫЛЕТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Е.Д. ГЕРАСИМОВА, И.Ф. ПОЛЯКОВА, В.С. КИРДЮШКИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Чинючиным Ю.М.

Рассматривается метод формирования комплекта запасных изделий, включающий оптимизацию по критерию его достаточности, с целью обеспечения регулярности вылетов ВС ГА.

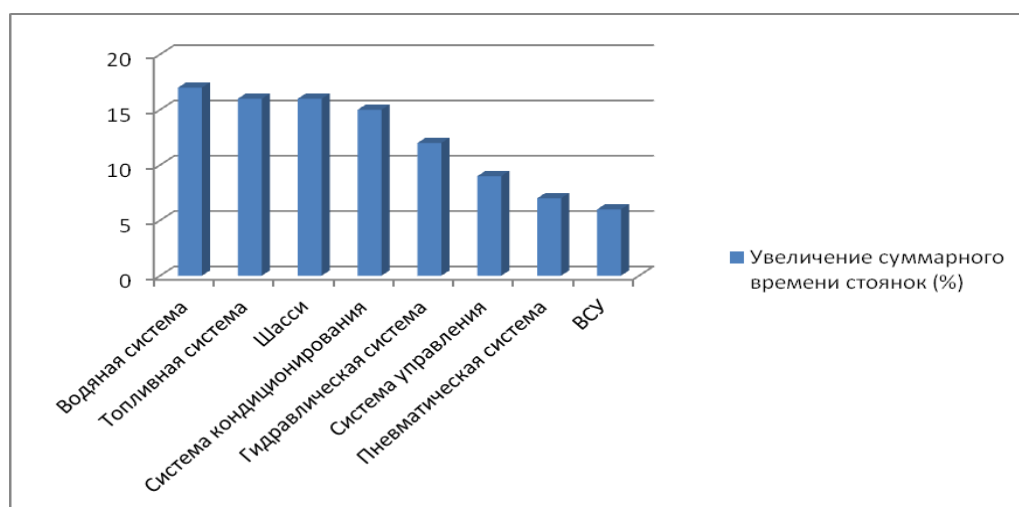
**Ключевые слова:** регулярность вылетов, запасные изделия, стратегия пополнения, достаточность.

Формирование комплекта запасных изделий для поддержания ВС в исправном состоянии относится к системе материально-технического обеспечения (МТО) в ГА. Системный подход подробно рассмотрен в [1], где показано, что недооценка системы МТО может привести к увеличению простоев ВС, снижению интенсивности использования и регулярности вылетов.

Остановимся на одном из аспектов – проблеме обеспечения регулярности вылетов, которая приобретает все большее значение для авиакомпаний РФ, эксплуатирующих многочисленные парки отечественных и зарубежных ВС. Один из способов решения проблемы – исключение задержек по причине отказов изделий функциональных систем (ФС), выявленных в полете и при оперативном техническом обслуживании (ТО) и подлежащих немедленному устранению.

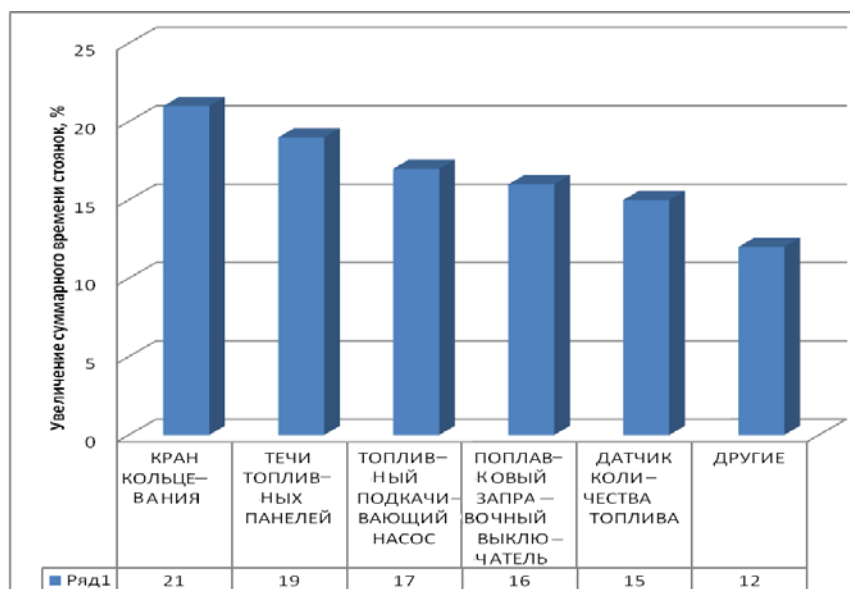
Отсутствие достаточного комплекта запасных изделий приводит к увеличению времени стоянки ВС, что подтверждается статистическими наблюдениями.

Так, например, с целью совершенствования процессов оперативного ТО Б-737 в условиях авиакомпании «Трансаэро» анализировалась статистика по отказам ФС за период 2012-2013 гг. и их влияние на регулярность вылетов. Установлено, что устранение отказов ФС Б-737 при оперативном ТО приводило к увеличению времени стоянки и наличию задержек вылетов. На рис. 1 представлена статистика по увеличению суммарного времени стоянок в процентном отношении к общему количеству вылетов за рассматриваемый период.



**Рис. 1.** Увеличение суммарного времени стоянок при оперативном ТО из-за отказов ФС Б-737

Для каждой ФС были выделены изделия, отказы которых в наибольшей степени влияли на увеличение времени стоянки Б-737 и приводили к задержкам вылетов. Для иллюстрации на рис. 2 представлены результаты статистических наблюдений для топливной системы.



**Рис. 2.** Увеличение времени стоянок из-за отказов топливной системы Б-737

В данной статье рассматриваются особенности метода формирования комплекта запасных изделий ВС, учитывающие его достаточность для исключения задержек вылетов.

Подлежат решению следующие задачи:

- 1) определение структуры комплекта запасных изделий, т.е. номенклатура изделий ФС, требующих наиболее частых замен;
- 2) рассмотрение стратегий пополнения комплекта запасных изделий, наиболее выгодных по стоимости для авиакомпании;
- 3) определение достаточности запасных изделий;
- 4) оптимизация комплекта запасных изделий.

В практике обеспечения ВС запасными изделиями используются одиночные и групповые комплекты. Одиночный – комплект запасных изделий, придаваемый одному объекту; групповой – для снабжения запасными изделиями нескольких объектов. По мере расходования запасных изделий комплект должен пополняться, при этом могут быть использованы следующие стратегии пополнения [2]:

- 1) периодическое пополнение (запасные изделия восстанавливаются через фиксированные интервалы времени – плановое восстановление); характеристика – период пополнения;
- 2) периодическое пополнение с экстренными доставками (плановое и внеплановое восстановление); характеристики – период пополнения и средняя продолжительность доставки;
- 3) восстановление отказавших изделий на ремонтном предприятии с последующим возвратом; характеристика – среднее время ремонта;
- 4) непрерывное пополнение (поставка (n-k) изделий, где n – начальный уровень, k – минимально допустимый уровень запаса); характеристика – уровень (k) и средняя продолжительность поставки.

Для оценки достаточности запасных изделий в комплекте предлагается использовать показатели: K – коэффициент готовности (средняя по времени вероятность того, что запасные изделия находятся в безотказном состоянии); R – вероятность достаточности количества запасных изделий (вероятность того, что за время работы ФС не случится ни одного отказа запасных изделий).

Таким образом, задачей оптимизации комплекта запасных изделий является условная оптимизация типа

$$\min\{C(x)/F(x) \geq F_0\},$$

где  $C(x)$  – стоимость комплекта запасных изделий ( $x$  – количество изделий в комплекте);  $F(x)$  – показатель достаточности комплекта из  $x$  изделий;  $F_0$  – заданное ограничение на показатель достаточности.

Задача оптимизации комплекта запасных изделий решалась с помощью автоматизированной системы «ДИАНА» [3]. В режиме «оптимизация ЗИП» предусмотрено вычисление показателей достаточности и оптимизация комплекта запасных изделий в предположении, что время между отказами изделий распределено по экспоненциальному закону и отказы независимы. В процессе расчета строится зависимость  $F(C)$  и фиксируются те вектора  $X$ , которые соответствуют каждой из точек этой зависимости. Множество векторов  $X$  называется «недоминируемой последовательностью» (НДП). Каждый вектор  $X$  образует точку НДП с координатами  $(C(x); F(x))$ . При оптимизации выбирается такая точка НДП, для которой  $F(x) \geq F_0$ .

Исходной информацией является:

- структура комплекта запасных изделий;
- стратегия пополнения запасных изделий;
- общее количество однотипных изделий в ФС;
- интенсивность отказов (замен) изделий при оперативном ТО, приведших к задержке вылетов.

Технология формирования комплекта запасных изделий с использованием системы «ДИАНА» включает последовательное выполнение следующих действий:

- 1) ввод исходной информации для расчета показателей достаточности;
- 2) ввод исходной информации для оптимизации комплекта запасных изделий;
- 3) расчет показателей достаточности;
- 4) расчет оптимального количества запасных изделий;
- 5) просмотр результатов оптимизации.

В результате расчета получают график НДП с указанием точек, полученных при оптимизации (по оси ординат – значение показателя достаточности, а по оси абсцисс – цена комплекта запасных изделий).

Особенностью предлагаемого метода является то, что он позволяет формировать оптимальный комплект запасных изделий индивидуально для каждого типа изделий ФС с учетом интенсивности замены изделий при оперативном ТО и покупной стоимости изделия. Также появляется возможность исследовать рассмотренные выше стратегии пополнения запасных изделий и выбрать минимальную по стоимости для конкретного типа изделия ФС.

Формирование оптимального комплекта запасных изделий продемонстрировано на примере топливной системы Б-737 по опыту эксплуатации парка в авиакомпании «Трансаэро» за период 2012-2013 гг. Рассматривались изделия топливной системы, отказы которых привели к увеличению времени стоянки при оперативном ТО Б-737 (табл. 1).

**Таблица 1**

Исходные данные для оптимизации комплекта запасных изделий топливной системы Б-737

№ п/п	Наименование изделия	Кол-во на ВС, шт.	Стоимость изделия, руб.	Интенсивность замен
1	Кран кольцевания	1	19 000	0,0021
2	Топливная панель	12	6 500	0,0019
3	Подкачивающий топливный насос	6	43 000	0,0017
4	Поплавковый заправочный выключатель	3	3 800	0,0016
5	Датчик количества топлива	6	12 500	0,0015

Перечень исследуемых стратегий пополнения и их характеристики представлены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристики стратегий пополнения комплекта запасных изделий

№ п/п	Описание стратегии	Характеристики стратегии пополнения		Код ввода в «ДИАНУ»
		наименование	значение	
1	Периодическое пополнение (плановое восстановление каждый календарный месяц)	Период пополнения (календарный месяц)	720 ч	1 720
2	Периодическое пополнение с экстренными доставками (плановое и внеплановое восстановление)	Период пополнения. Продолжительность экстренной доставки (сутки)	720 ч 24 ч	2 720 24
3	Восстановление отказавших изделий на ремонтном предприятии	Среднее время ремонта (2 недели)	336 ч	3 336
4	Непрерывное пополнение	Минимальный уровень запаса К. Средняя продолжительность поставки	1 изделие 24 ч	4 24 1

Проводилась оптимизация по стоимости комплекта запасных изделий для топливной системы (табл. 1) в случае применения каждой стратегии. Для построения НДП устанавливалось ограничение по достаточности ( $K \geq 0,9$ ). В табл. 3 представлены результаты расчета при использовании первой стратегии пополнения комплекта для всех типов изделий. Стоимость комплекта запасных изделий составила 646 100 руб.

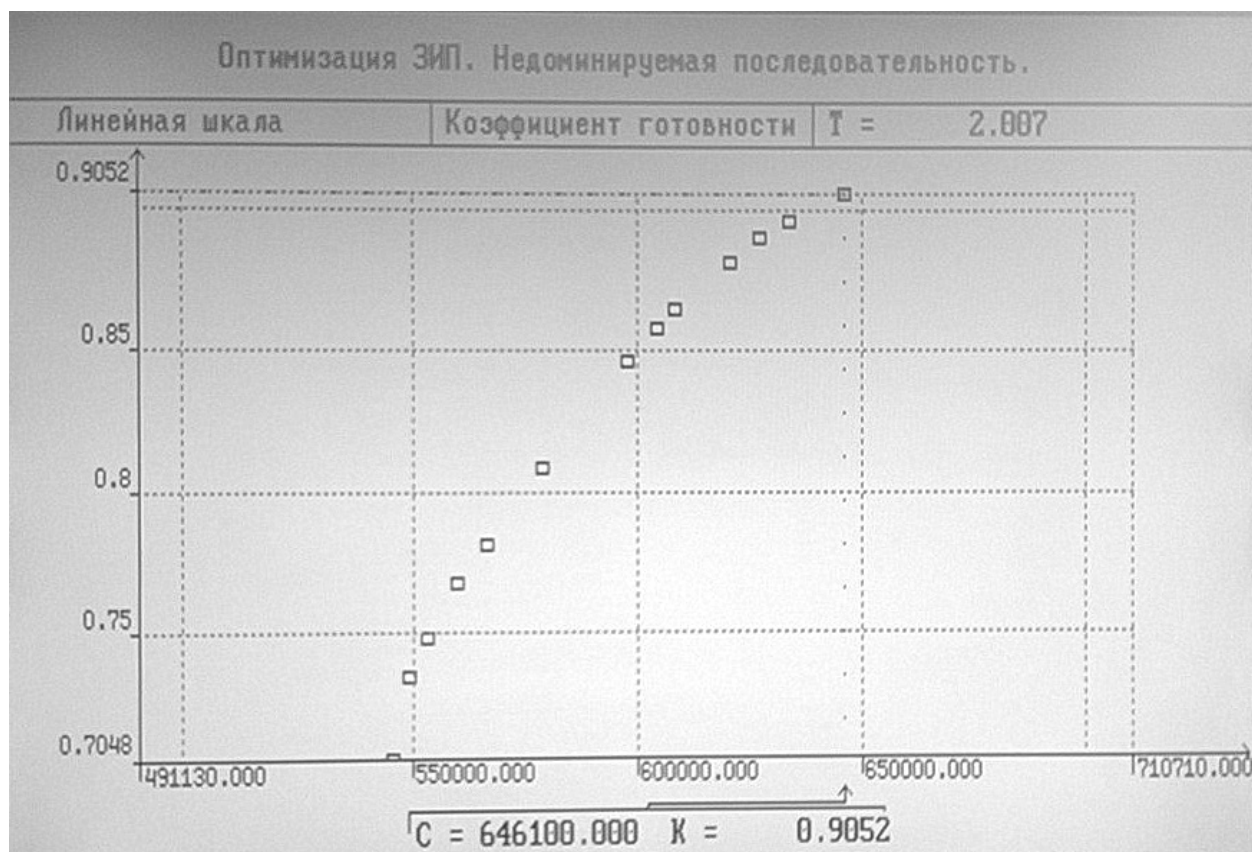
Таблица 3

Результаты оптимизации комплекта запасных изделий при первой стратегии пополнения

Имя	Кол-во на ВС	Интенсивность замен	Запасные изделия				Стратегия пополнения	Результаты оптимизации комплекта		
			min	кол.	опт.	цена, руб.		недостат.	кол. изд.	цена, руб.
MODEL	**	*****	***	***	****	*****	*****	0,0947504	48	646100
Кран	1	0,0021	0	--	оп	19000	1 720	0,0165058	3	57000
Панель	12	0,0019	0	--	оп	6500	1 720	0,0114090	21	136500
Насос	5	0,0017	0	--	оп	43000	1 720	0,0564937	7	301000
Выключатель	3	0,0016	0	--	оп	3800	1 720	0,0038939	7	26600
Датчик	6	0,0015	0	--	оп	12500	1 720	0,0093289	10	125000

Примечание. MODEL – комплект запасных изделий для топливной системы Б-737.

На рис. 3 представлена НДП и получена точка, соответствующая заданным требованиям по достаточности ( $K = 0,9052$ ).



**Рис. 3.** Оптимизация комплекта запасных изделий при реализации ежемесячного пополнения (плановое восстановление)

Результаты расчета при использовании каждой из четырех стратегий сведены в табл. 4.

**Таблица 4**

Оптимизация комплекта запасных изделий топливной системы самолета Б-737 при различных стратегиях пополнения

№ стратегии пополнения	1			2			3			4		
	1_720			2_720_24			3_336			4_24_1		
Код стратегии пополнения	недостаточн.	количество	цена	недостаточн.	количество	цена	недостаточн.	количество	цена	недостаточн.	количество	цена
Топливная система	0,095	48	646100	0,098	29	342800	0,106	33	464000	0,03	15	254400
Кран кольцевания	0,016	3	57100	0,007	2	38000	0,005	3	57000	$3,8 \cdot e^{-0,05}$	3	57000
Топливная панель	0,011	21	136500	0,028	12	78000	0,013	13	84500	0,022	3	19500
Подкачивающий топливный насос	0,056	7	301000	0,049	3	129000	0,078	5	215000	0,003	3	129000
Поплавковый заправочный выключатель	0,004	7	26600	0,002	6	22800	0,005	5	19000	0,0004	3	11400
Датчик количества топлива	0,009	10	125000	0,016	6	75000	0,008	7	87500	0,002	3	37500

Выявлено (табл. 4), что для каждого типа изделий топливной системы Б-737 оптимальной по стоимости является определенная стратегия пополнения:

- кран кольцевания – стратегия 2 (38 000 руб.);
- топливная панель – стратегия 4 (19 500 руб.);
- топливный насос – стратегия 2 (129 000 руб.);
- заправочный выключатель – стратегия 4 (11 400 руб.);
- датчик количества топлива – стратегия 4 (37 000 руб.).

Такой комбинированный подход к формированию комплекта запасных изделий топливной системы для обеспечения регулярности вылетов Б-737 наиболее рационален, т.к. стоимость комплекта является минимальной среди рассмотренных и составляет 192 400 руб. (табл. 5).

**Таблица 5**

Результаты оптимизации комплекта запасных изделий топливной системы Б-737

Имя	Кол-во на ВС	Интенсивность замен	Запасные изделия				Стратегия пополнения	Результаты оптимизации комплекта		
			min	кол.	опт.	цена, руб.		недостат.	кол. изд.	цена, руб.
MODEL	**	*****	**	**	**	*****	*****	0,0996611	13	192400
Кран	1	0,0021	0	--	оп	19000	2 720 24	0,0066276	2	38000
Панель	12	0,0019	0	--	оп	6500	4 24 1	0,0223063	3	19500
Насос	5	0,0017	0	--	оп	43000	2 720 24	0,0704890	2	86000
Выключатель	3	0,0016	0	--	оп	3800	4 24 1	0,0004096	3	11400
Датчик	6	0,0015	0	--	оп	12500	4 24 1	0,0022667	3	37500

Приведенные расчеты позволяют разработать рекомендации для авиакомпании «Трансаэро», направленные на исключение случаев превышения времени стоянки при оперативном ТО по вине отказов изделий топливной системы Б-737 (табл. 6).

**Таблица 6**

Рекомендации по формированию комплекта запасных изделий топливной системы Б-737

Наименование изделия	Стратегия пополнения	Рекомендации
1. Кран кольцевания. 2. Топливный насос	Периодическое пополнение с экстренной доставкой	1. Ежемесячно выполнять плановое восстановление отказавших изделий в условиях «Трансаэро». 2. Организовать экстренные доставки работоспособных изделий в течение суток
1. Топливная панель. 2. Заправочный выключатель. 3. Датчик количества топлива	Непрерывное пополнение в случае использования работоспособных изделий до заданного уровня	1. Установить для комплекта заданный уровень в количестве 1 изделия. 2. Организовать выполнение поставки работоспособных изделий в течение суток



Преимущество рассмотренного метода формирования комплекта запасных изделий с целью обеспечения регулярности вылетов ВС состоит для авиакомпаний в следующем:

- 1) возможность анализировать различные стратегии пополнения и изменять их характеристики с учетом возможностей МТО;
- 2) выявлять оптимальные стратегии пополнения запаса работоспособных изделий для конкретных условий эксплуатации парка ВС;
- 3) минимизировать стоимость приобретения запасных изделий;
- 4) совершенствовать материально-техническое обеспечение оперативного ТО эксплуатируемого парка ВС.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Чинючин Ю.М., Яковлев А.И., Кирдюшкин В.С. Проблема обеспечения гражданской авиационной техники агрегатами и комплектующими изделиями // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2010. - № 160. - С. 39-43.
2. Ицкович А.А. Управление процессами технической эксплуатации ЛА // Оптимизация комплекта запасных частей: методические указания. - М.: МГТУ ГА, 1997.
3. ДИАНА ЗИП. Руководство для пользователя / разработчики Ушаков И.А., Козлов М.В. и др. - М.: Центр СП «Диалог» в МГТУ, 1991.

#### PECULIARITIES OF FORMATION OF THE COMPLETE SET OF SPARE PARTS TO ENSURE THE REGULARITY OF FLIGHTS OF CIVIL AVIATION AIRCRAFT

Gerasimova E.D., Polyakova I.F., Kirdyushkin V.S.

The method of forming the complete set of spare parts, including optimization according to the criterion of its sufficiency, to ensure the regularity of flights of civil aircraft is dealt with in the article.

**Key words:** regularity of flights, spare parts, replenishment strategy, sufficiency.

#### Сведения об авторах

**Герасимова Евгения Давидовна**, окончила МАИ (1966), кандидат технических наук, доцент кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиационных двигателей МГТУ ГА, автор 57 научных работ, область научных интересов – поддержание эксплуатационной надежности изделий авиационной техники при ТОиР.

**Полякова Инна Федоровна**, окончила МАИ (1969), кандидат технических наук, доцент кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиационных двигателей МГТУ ГА, автор 56 научных работ, область научных интересов – поддержание эксплуатационной надежности изделий авиационной техники при ТОиР.

**Кирдюшкин Владимир Сергеевич**, 1983 г.р., окончил МГТУ ГА (2006), старший инженер отдела 173 ЦАТБ ГосНИИ ГА, автор 25 научных работ, область научных интересов – ресурсное поддержание летной годности воздушных судов.

УДК. 620.1(0.83)

## РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА ЗАПАСА ПРОЧНОСТИ ХВОСТОВОГО ВАЛА ВЕРТОЛЕТА МИ-2

Р.Л. СЕМЕНИХИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором **Пивоваровым В.А.**

В работе представлены расчеты коэффициента запаса прочности хвостового вала вертолета Ми-2, отработавшего назначенный ресурс (4500 ч), и сравнение с коэффициентом запаса прочности вала вертолета Ми-2, имеющего наработку, равную нулю.

**Ключевые слова:** ресурс, трансмиссия вертолета, хвостовой вал, продление ресурсов, коэффициент запаса прочности.

### Введение в проблему

Целью проверочного расчета является определение запасов прочности с учетом перспектив продления ресурса работы хвостового вала трансмиссии вертолета Ми-2. Опыт и эксперименты доказывают [3], что ведущим видом нагружения вала является циклическое нагружение, при котором могут проявляться дефекты усталостного характера.

Расчет на прочность таких деталей, как валы трансмиссии, которые работают при действии переменных напряжений на фоне статических напряжений от центробежных сил, производится на основе гипотез усталостной прочности для сложного напряженного состояния асимметричного цикла.

Для хвостового вала трансмиссии характерным в общем виде является сочетание переменных напряжений кручения, растяжения, изгиба со статическим крутящим и изгибающим моментами.

Определение запасов усталостной прочности в условиях сложного напряженного состояния производится с помощью операции приведения асимметричного цикла переменных напряжений к симметричному через известные зависимости (диаграммы усталости) [1]

$$(S^*_{-1})_j = f[(\sigma_a)_j, (\sigma_m)_j, (\tau_a)_j, (\tau_m)_j, N, T, q_1, \dots, q_n], \quad (1)$$

где  $(\sigma_a)_j, (\tau_a)_j$  – амплитуды переменных напряжений  $j$ -й составляющей сложного напряженного состояния;  $(\sigma_m)_j, (\tau_m)_j$  – средние напряжения цикла  $j$ -й составляющей;  $N$  – база по числу циклов;  $T$  – температура;  $q_1, \dots, q_n$  – конструктивные и технологические факторы (надрез, наклеп и пр.);  $(S_{-1})_j$  – приведенные переменные напряжения симметричного цикла.

Определение амплитуды симметричного приведенного цикла для составляющих компонентов позволяет осуществить переход к эквивалентному напряжению

$$\sigma^*_{-1} = f[(S^*_{-1})_j, H_0], \quad (2)$$

где  $H_0$  – принятая гипотеза усталостного разрушения.

Запас усталостной прочности вычисляется как отношение предела выносливости материала при симметричном изгибе с учетом влияния качества поверхности, концентрации напряжения и масштабного фактора к приведенному переменному напряжению симметричного цикла

$$K_v = \beta \sigma_{-1} / \sigma^*_{-1}, \quad (3)$$

где  $\beta$  – коэффициент, оценивающий влияние концентрации напряжений, чистоты обработки поверхности и масштабного фактора для детали.

В качестве исходной формы для зависимости (1), отражающей влияние асимметрии цикла на величину амплитуды переменных напряжений, разрушающих материал за  $N$  циклов, используется линейная функция типа

$$S_{-1} = S_v + (1-a)S_m.$$

Для гипотезы максимальных касательных напряжений применяются известные зависимости:

$$\sigma_{-1} = \sigma_v - (1-a_\sigma)\sigma_m; \quad (4)$$

$$\tau_{-1} = \tau_v - (1-a_\tau)\tau_m. \quad (5)$$

В соответствии с гипотезой условие разрушения может быть записано в следующем виде

$$\sigma_{-1} = 2\tau_v - (1-a_\sigma)\sigma_m. \quad (6)$$

Линейная зависимость в простых случаях может быть заменена на степенную, однако это приводит к усложнению вывода окончательной формулы.

Учитывая, что амплитуда асимметричного цикла, определенная по линейной зависимости, рассчитана с запасом, можно использовать эту зависимость при разных сочетаниях  $\sigma_v$  и  $\tau_v$ .

Значения коэффициентов  $a$  в предельных зависимостях (4), (5), (6), отражающих условие разрушения ( $\sigma_v, \tau_v$  – разрушающие напряжения на базе  $N$ -циклов), могут быть заданы приближенно в виде

$$a_v = 1 - \sigma_{-1}/\sigma_B; \quad a_\tau = 1 - \tau_{-1}/\tau_k. \quad (7)$$

Приведение действующих напряжений асимметричного нагружения к симметричному циклу в расчете на прочность при переменных напряжениях в условиях сложного напряженного состояния может производиться следующими методами. Первый метод, приводимый в литературе и справочниках, основан на принципе постоянства значения коэффициента  $a$  как в предельной, так и в неопределяемой зависимостях (для действующих напряжений в детали). Это значит, что амплитуда приведенного симметричного цикла  $\sigma^*_{-1}$  ( $\tau^*_{-1}$ ) вычисляется для неопределяемой зависимости по формулам (4), (5), (6), в которых разрушающее значение амплитуды симметричного цикла  $\sigma_{-1}$  ( $\tau_{-1}$ ) заменяется на приведенное  $\sigma^*_{-1}$  ( $\tau^*_{-1}$ ), согласно гипотезе максимальных касательных напряжений, а именно:

$$\sigma^*_{-1} = \sigma_v + (1-a_\sigma)\sigma_m; \quad (8)$$

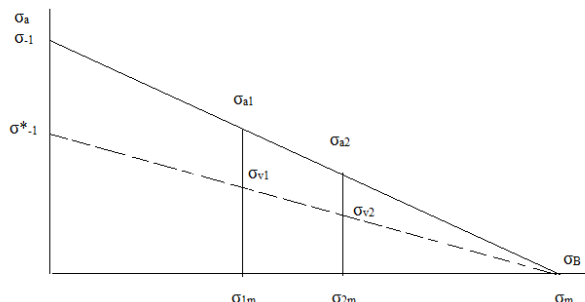
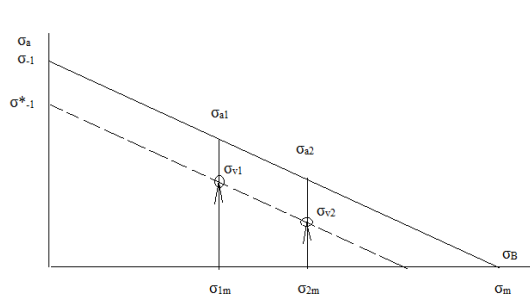
$$\tau^*_{-1} = \tau_v + (1-a_\tau)\tau_m \quad (9)$$

и на

$$\sigma^*_{-1} = 2\tau_v + (1-a_\sigma)\sigma_m \quad (10)$$

в соответствии с гипотезой о сочетании максимальных касательных переменных напряжений с нормальными статическими в той же площадке. Значения  $a$  вычисляются по формуле (7). Графически схема такого метода представлена на рис. 1.

Эквивалентными напряжениями при таком подходе будут в соответствии со схемой на рис. 1 значения следующих амплитуд:  $\sigma^*_{-1}, \sigma_{v1}$  и  $\sigma_{v2}$ . Очевидно, запасы прочности по переменной составляющей асимметричного цикла  $K_v = \sigma_a/\sigma_{-1}$  в этих трех случаях существенно разные. Поэтому в расчете на прочность деталей трансмиссии при переменных напряжениях следует перейти к другому методу приведения режима асимметричного нагружения к симметричному циклу. Это предложение согласуется с принципом отдельного нормирования запасов по переменным и статическим напряжениям и основано на понятии эквивалентности режимов нагружения образца или детали переменными напряжениями при условии равенства запасов по амплитудам переменных напряжений в этих режимах [1; 2].



**Рис. 1.** Зависимость  $\sigma^*_{-1}$  от  $\sigma_m$

**Рис. 2.** Схема эквивалентного перехода от  $(\sigma_v, \sigma_m)$  к  $(\sigma^*_{-1})$

На рис. 2 представлена схема приведения (эквивалентного перехода) режима от  $(\sigma_{v1}, \sigma_{m1})$  к режиму  $\sigma^*_{-1}$ . В данном случае эквивалентным указанным режимом является также режим  $(\sigma_{v2}, \sigma_{m2})$ .

Приведенные напряжения симметричного цикла определяются, так же как и при первом способе, по формулам (8), (9), (10) для соответствующих гипотез усталостной прочности; значение  $a_v$ , однако, должно быть принято равным  $a'_v$

$$a'_v = \frac{1 - \sigma_v}{\sigma_B - \sigma_m} \tag{11}$$

или

$$a'_v = \frac{\sigma_B - \sigma_{\max}}{\sigma_B - \sigma_m}, \tag{12}$$

где  $\sigma_{\max}$  – максимальные напряжения цикла, которые определяются по формуле

$$\sigma_{\max} = \sigma_m + \sigma_v. \tag{13}$$

При этом

$$a_\tau = \frac{1 - \tau_v}{\tau_k - \tau_m},$$

где  $\tau_v$  – предел прочности при кручении.

### Оценка запаса прочности вала при условной наработке, равной 0 ч

Хвостовой вал трансмиссии вертолета Ми-2 в процессе работы нагружен статическим крутящим моментом и осевой силой, создающими касательные и растягивающие напряжения. Кроме того, на него действуют переменные напряжения кручения  $\tau_v$  и изгиба  $\sigma_v$ .

Исходные данные материала из ГОСТ 4543-71: сталь 30ХН2МФА;  $\sigma_{-1} = 400$  МПа;  $\sigma_B = 980$  МПа;  $\tau_{-1}/\sigma_{-1} = 0,6$ .

Значения действующих напряжений:  $\tau_m = 450$  МПа;  $\sigma_m = 150$  МПа;  $\tau_v = \pm 50$  МПа;  $\sigma_v = \pm 50$  МПа;  $a_v = 0,9$ .

Запас определяется по формуле (3), где для простоты расчетов значение  $\beta$  принято равным единице, т.е. запас по переменным напряжениям

$$K_v = \sigma_{-1} / \sigma^*_{-1}.$$

Согласно [1]  $\sigma^*_{-1}$  определяется по формуле

$$\sigma^*_{-1} = \sqrt{[\sigma_v + (1 - a'_\sigma)\sigma_m]^2 + (\sigma_{-1}/\tau_{-1})^2 [\tau_v + (1 - a_\tau)\tau_m]^2},$$

где  $a'_\sigma = 1 - \frac{\sigma_v}{\sigma_B - \sigma_m}$ .

Подставляя численные значения, получаем:  $a'_\sigma = 0,94$ ;  $\sigma^*_{-1} = 166$  МПа;  $K_v = 2,70$ .

### Оценка запаса прочности вала с наработкой 4500 ч по экспериментальным данным

Так как доминирующей нагрузкой в данном случае является вибрационно-циклическая при кручении, то в расчетах необходимо учитывать частоты вращения хвостового вала, его диаметр и передаваемая им мощность, а также необходимо учитывать процессы старения материала вала при работе. В [3] было установлено, что процессы старения не оказывают существенного влияния на изменение физико-механических свойств материала вала трансмиссии вертолета Ми-2, подвергнувшегося экспериментальному нагружению в течение 4500 ч, так как физико-механические характеристики материала вала остались практически на исходном уровне. Поэтому в расчетах используются только те реальные нагрузки, которым подвергается вал трансмиссии, имеющий наработку 4500 ч.

Исходные данные: частота вращения хвостового вала 2600 об/мин.; диаметр вала 28 мм; передаваемая мощность 514,85 кВт.

Значения действующих напряжений:  $\tau_m = 450$  МПа;  $\sigma_m = 150$  МПа;  $\tau_v = \pm 50$  МПа;  $\sigma_v = \pm 50$  МПа.

Рассчитаем предел прочности при кручении по [2, гл. 11], имеем

$$M = 75N \frac{60}{2\pi n} = 2250 \frac{N}{\pi n} = 716,2 \frac{N}{n}.$$

Подставляя численные значения, получаем:

$$M = 1891,4 \text{ Н*м};$$

$$\max \tau = \frac{2M_k}{\pi r^3} \leq [\tau],$$

где  $\max \tau$  – предел прочности при кручении.

Подставляя численные значения, получаем

$$\tau_k = 54 \text{ МПа}.$$

Из [1]  $\sigma^*_{-1}$  определяется по формуле

$$\sigma^*_{-1} = \sqrt{[\sigma_v + (1 - a'_\sigma)\sigma_m]^2 + (\sigma_{-1}/\tau_{-1})^2 [\tau_v + (1 - a'_\tau)\tau_m]^2},$$

где  $a'_\sigma = 1 - \frac{\sigma_v}{\sigma_B - \sigma_m}$ ;  $a'_\tau = 1 - \frac{\tau_v}{\tau_k - \tau_m}$ .

Подставляя числовые значения, получаем:  $a'_\sigma = 0,94$ ;  $a'_{-1} = 0,94$ ;  $a'_\tau = 0,889$ ;  $\sigma^*_{-1} = 168$  МПа;  $k_v = 2,67$ .

### Выводы

Сравнивая коэффициент запаса прочности, полученный из данных ГОСТа на материал хвостового вала трансмиссии вертолета Ми-2 с нулевой наработкой 0 ч, равный 2,70, и коэффициент запаса прочности материала хвостового вала, имеющего наработку 4500 ч, равный 2,67, видно, что с учетом естественного разброса коэффициент запаса прочности материала хвостового вала в процессе выработки назначенного ресурса практически остался постоянным, что подтверждает возможность продления назначенного ресурса хвостового вала трансмиссии вертолета Ми-2 до 4500 ч.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Балашов Б.Ф. и др. Конструкционная прочность материалов и деталей ГТД. Руководство для конструкторов // Сборник трудов ЦИАМ. - 1979. - № 45.
2. Беляев Н.М. Сопротивление материалов. - М.: Машиностроение, 1965.
3. Семенихин Р.Л. Оценка ресурсоспособности хвостового вала трансмиссии вертолета Ми-2 // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2010. - № 160.

## CALCULATED EVALUATION OF MI-2 DRIVE SHAFT STRENGTH RESERVE

**Semenikhin R.L.**

A strength reserve coefficient evaluation of Mi-2 drive shaft with critical resource (4500 hours) is given in this paper. This coefficient is compared to the strength reserve coefficient evaluation of Mi-2 drive shaft with operating time of zero hours.

**Key words:** resource, helicopter transmission, drive shaft, resource prolonging, strength reserve coefficient.

### Сведения об авторе

**Семенихин Роман Леонидович**, 1980 г.р., окончил МГТУ ГА (2003), аспирант МГТУ ГА, ведущий конструктор ОАО «ОКБ Сухого», автор 3 научных работ, область научных интересов – прочность, живучесть и ресурсоспособность летательных аппаратов и их агрегатов.

УДК 629.735.017

## АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ БАЗА УЧЕБНЫХ МАТЕРИАЛОВ ТРЕНАЖЕРА ПО СПЕЦИАЛЬНОСТИ «ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ДВИГАТЕЛЕЙ»

В.А. НАЙДА, И.А. БУЯНОВ, П.В. ГАЛКИН

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Чинючиным Ю.М.**

В статье обсуждаются методические вопросы разработки автоматизированной базы учебных материалов для проведения учебных занятий с использованием специализированного тренажера.

**Ключевые слова:** тренажер, база учебных материалов, гиперссылка.

В настоящее время МГТУ ГА обладает достаточно широкой тренажерной базой, включающей в себя специализированный тренажер для подготовки студентов по специальности «Техническая эксплуатация ЛА и Д». Одним из видов учебных занятий с применением тренажера являются лабораторные работы и практические занятия. Проведение занятий требует создания базы учебных материалов (БУМ), которая содержит материалы для подготовки студентов к занятиям, а также рисунки, таблицы и алгоритмы, используемые в процессе проведения занятий.

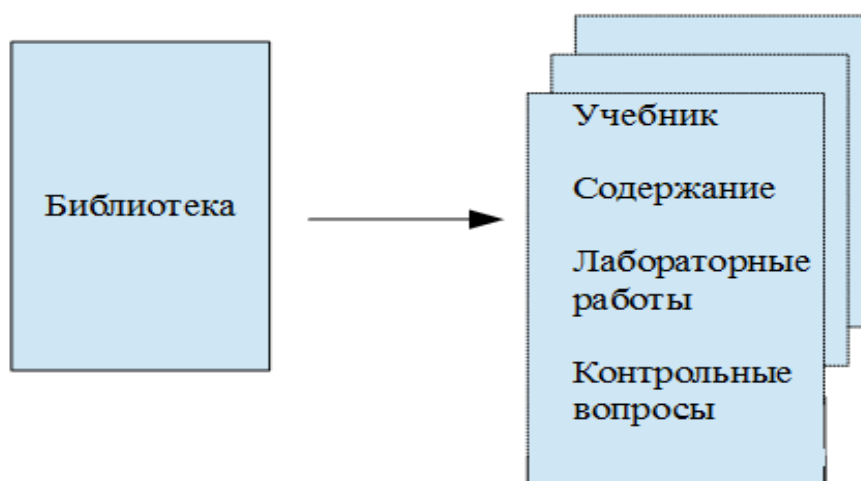
Программно-аппаратурной средой для формирования и ведения базы учебных материалов является компьютерная обучающая система «Электронный Университет», разработанная фирмой «НИТА» (г. Санкт-Петербург). Система реализует Web-технологии и предназначена для организации и проведения учебных занятий. Кроме создания учебного курса система позволяет разрабатывать тесты для контроля знаний студентов.

Для наполнения главы информацией используется «Визуальный редактор». Его окно отображается в нижней части вкладки «Содержание». Позволяет вставлять и форматировать с помощью кнопок на панели инструментов текст; вставлять изображения, flash-файлы, видео- и аудио файлы. Для вставки текста просто скопируйте его из источника. При необходимости текст можно форматировать с применением стандартных кнопок (выделение, смещение, список, гиперссылка).

Допускается загрузка файлов только следующих форматов:

- тестовые: \*.pdf, \*.doc, \*.docx, \*.txt;
- фотоизображения: \*.jpg, \*.gif, \*.png;
- flash-файлы: \*.swf;
- аудио-файлы: \*.ogg, \*.mp3;
- видео-файлы: \*.ogg;

В качестве примера приведена технология добавления материалов в графический блок базы учебных материалов при создании лабораторных работ «Поиск и устранение причины отказа гидравлической системы самолета» (рис. 1). Для этого необходимо открыть обучающую программу, найти в «Библиотеке» раздел «Лабораторные работы», найти «Поиск и устранение причины отказа гидравлической системы самолета» и зайти в корневую папку.



**Рис. 1.** Окно системы

В качестве примера добавляем в базу данных схему поиска и устранения причины отказа (рис. 2).

Определение состава базы учебных материалов выполняется с использованием следующей модели содержания.

Модель содержания представляет собой совокупность таблицы учебных элементов и графа содержания учебного материала. Модель содержания строится с применением следующих этапов:

- структуризация учебного материала и выделение учебных элементов;
- составление таблицы учебных элементов;
- построение графа содержания учебного материала.

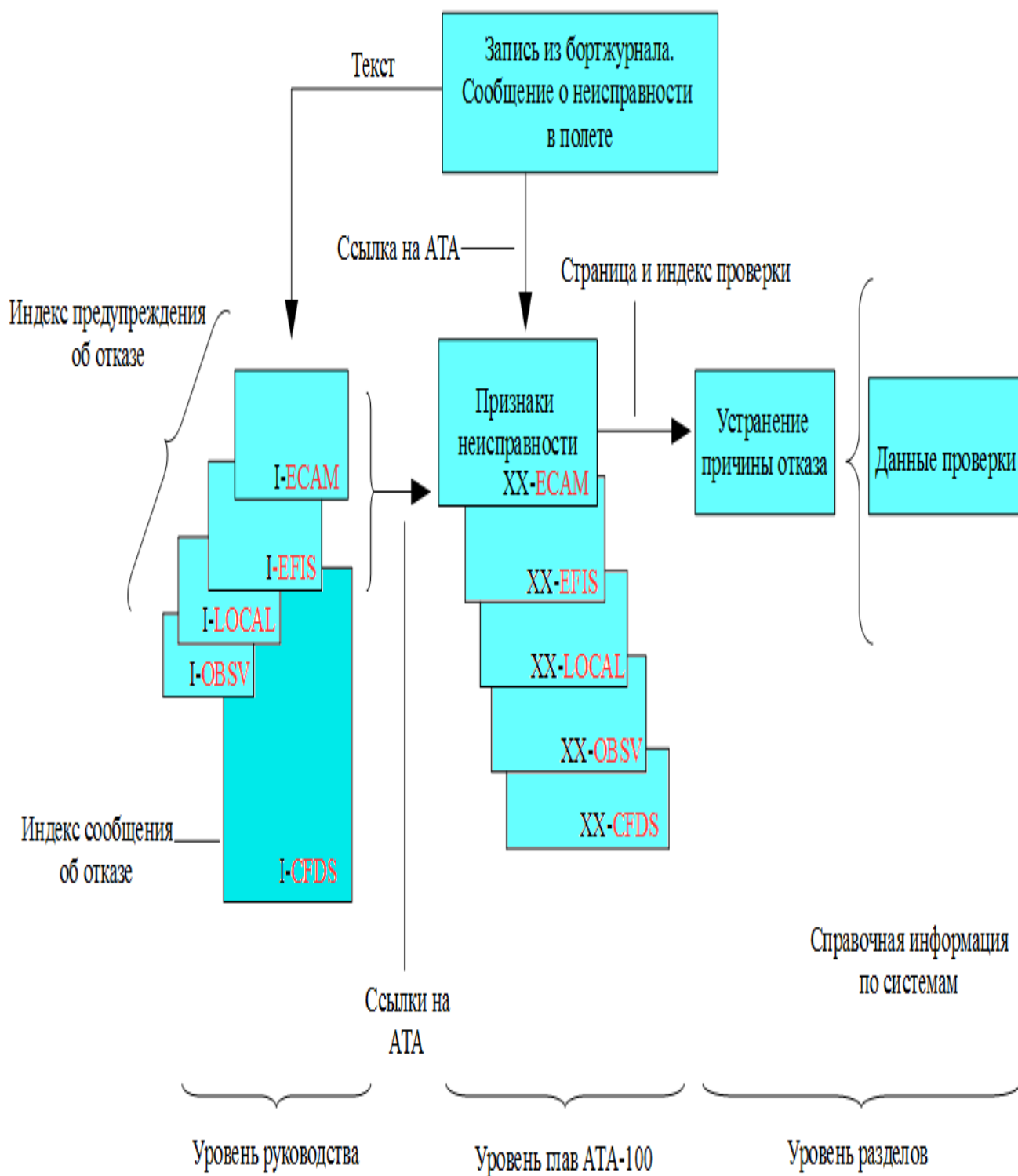
На начальном этапе проектирования БУМ планируемый для изучения учебный материал разбивается на отдельные учебные элементы. Под учебным элементом понимают объекты и понятия, отражающие содержание учебного занятия.

Совокупность учебных элементов представляют в виде структурной схемы – древовидного графа, который называют графом содержания учебного материала и строят по иерархическому принципу. Узлами (вершинами) графа являются учебные элементы, ребрами – иерархические связи между ними. Граф содержания учебного материала показан на рис. 3.

В нашем примере в качестве учебных элементов выбираем содержание этапов проведения лабораторных работ, которые образуют 1-й уровень графа содержания учебного материала. На 2-м уровне расположены элементы текстового и графического блоков БУМ.

Структурно БУМ состоит из двух блоков: текстового и графического. Текстовый блок включает в себя следующие учебные материалы: методические указания из пособия по выполнению учебного занятия, описание конструкции и принципов работы бортовой системы ВС. Текстовый блок может включать в себя документы, выполненные в формате PDF, а также выполненные с использованием текстового редактора MS WORD. Оформлен текстовый блок в виде гипертекстового документа, позволяющего с помощью гиперссылок ссылаться на другие документы, расположенные на локальном компьютере, а также в сети тренажера. Гиперссылка выделяется графически (по умолчанию синим цветом). При наведении на нее курсора мыши она выделяется прямоугольной пунктирной рамочкой.





- ECAM — централизованная электронная система контроля самолета;
- EFIS — электронная система пилотажных приборов;
- LOCAL — курсовой маяк;
- OBSV — система наблюдений;
- CFDS — централизованная система отображения отказов;

Рис. 2. Схема поиска и устранения причины отказа

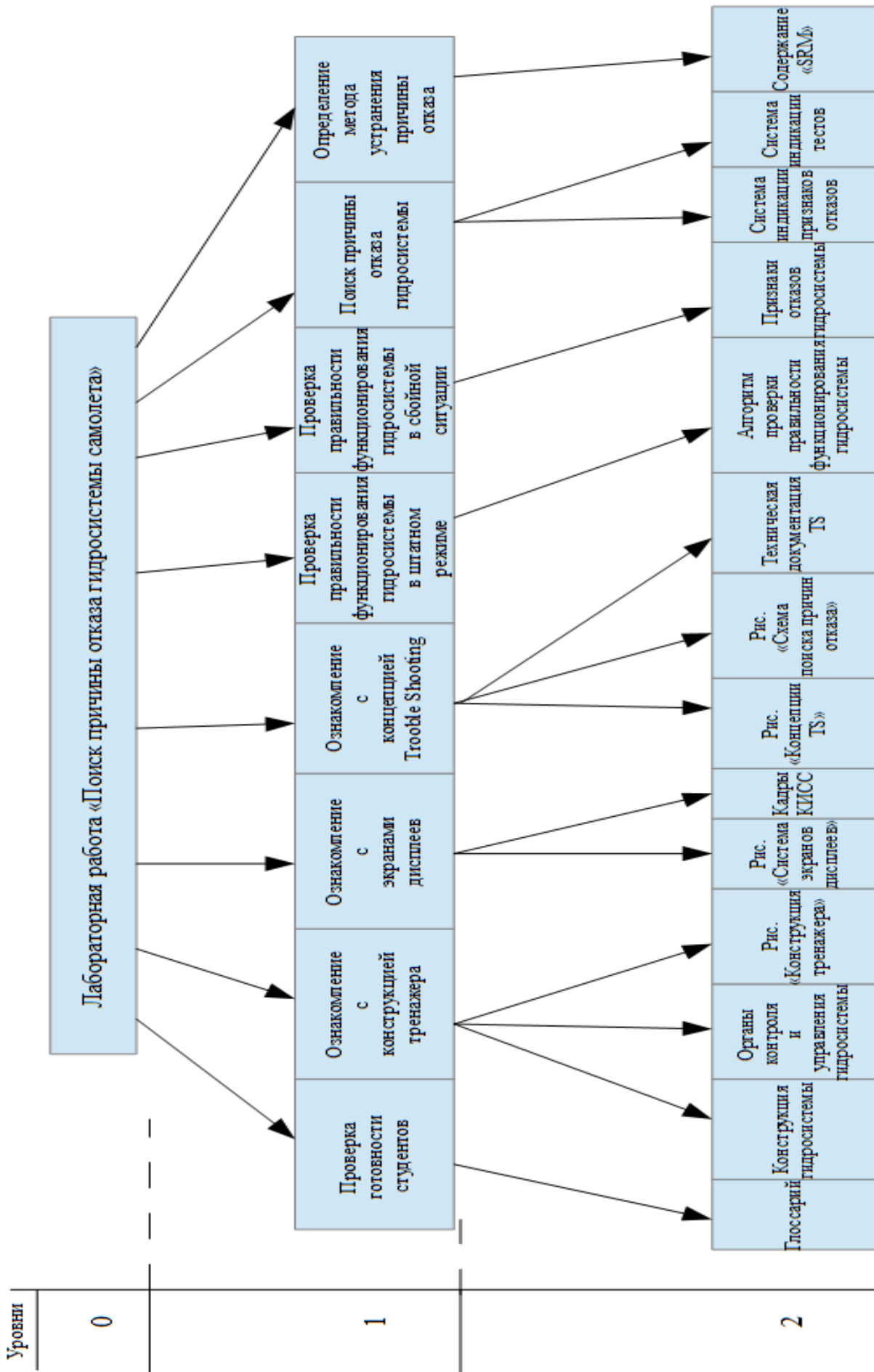


Рис. 3. Граф содержания учебного материала

Графический блок БУМ включает в себя учебные материалы в виде рисунков и таблиц. Часть рисунков представлена в анимированном виде и может сопровождаться звуковыми эффектами (шум двигателя, насосной станции и т.д.). Звуковой ряд создается с помощью встроенной в Windows программы «Звукозапись». Взаимодействие текстового и графического блоков осуществляется с помощью сценария предъявления информации.

В настоящее время на специализированном процедурном тренажере проходит отработку лабораторная работа по поиску и устранению причин отказа гидравлической системы самолета. Продолжение работ связано с методическим обеспечением учебной дисциплины «Система технического обслуживания летательных аппаратов и авиадвигателей» учебного курса «Инженерные основы летно-технической эксплуатации летательных аппаратов».

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Найда В.А. Пособие по применению электронного тренажера для запуска вспомогательной силовой установки на самолете Ил-86. - М.: МГТУ ГА, 2009.

#### AUTOMATED BASE OF SIMULATOR TRAINING MATERIALS FOR SPECIALITY «MAINTENANCE OF AIRCRAFT AND AIRCRAFT ENGINES»

Naida V.A., Buyanov I.A., Galkin P.V.

The article deals with methodical issues of development of the training materials automated base for conducting classes using a specialized simulator.

**Key words:** simulator, base of training materials, hyperlink.

#### Сведения об авторах

**Найда Владимир Акимович**, 1938 г.р., окончил КИИГА (1961), кандидат технических наук, доцент кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиационных двигателей МГТУ ГА, автор более 20 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация ЛА, совершенствование системы обучения в вузах.

**Буянов Игорь Алексеевич**, 1991 г.р., студент МГТУ ГА, область научных интересов – техническая эксплуатация ЛА, новые информационные технологии.

**Галкин Петр Викторович**, 1991 г.р., студент МГТУ ГА, область научных интересов – техническая эксплуатация ЛА, новые информационные технологии.

УДК 621.396

## ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ОБУЧАЮЩИХ СИСТЕМ ДЛЯ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПЕРСОНАЛА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Ф.А. КОЛОКОЛЬНИКОВ, С.Н. ЯБЛОНСКИЙ

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Чинючиным Ю.М.**

Статья посвящена автоматизированным обучающим системам как средствам теоретической подготовки авиационного персонала ГА. Автор рассматривает различные виды АОС, поднимаются вопросы об актуальности подобных систем сегодня, необходимости их дальнейшего развития и возможных перспективах.

**Ключевые слова:** автоматизированные обучающие системы (АОС), базовая компьютерная подготовка, воздушные суда, система управления обучением.

На сегодняшний момент все актуальнее становится изучение, разработка и последующее внедрение в учебных центрах систем автоматизированного обучения и подготовки авиационного персонала для гражданской авиации (ГА). В условиях мирового рынка отечественные авиакомпании конкурируют на равных с множеством зарубежных в сегменте российских и мировых авиационных перевозок, и с каждым днем соперничество только усиливается.

Жесткая конкуренция порождает необходимость оптимизации работы авиакомпаний с целью повышения эффективности эксплуатации ВС и снижения себестоимости выполняемых работ. Одним из направлений оптимизации является обучение персонала, обслуживающего самолет.

Для развития комплекса практических навыков в процессе подготовки и переподготовки авиационного персонала ГА в настоящее время широко используются технические средства обучения – комплексные и электронные тренажеры разных видов. Они позволяют сэкономить средства, затрачиваемые на обучение, и не прерывать эксплуатацию воздушного судна. Для теоретической подготовки летного персонала используют учебные компьютерные классы с автоматизированными обучающими системами (АОС) – Computer Based Training.

АОС - комплекс программно-технических и учебно-методических средств, позволяющих обучаемому с использованием компьютера получить необходимые знания в электронном виде в классе с инструктором, самостоятельно и произвести автоматический контроль знаний.

АОС имеют целый ряд преимуществ перед традиционными способами теоретической подготовки:

- в процессе работы с АОС обучаемый получает более удобный для восприятия мультимедийный контент, включающий в себя классическое текстовое описание и иллюстрации, а также видео, звук, анимацию, интерактивные трехмерные модели отдельных агрегатов и узлов ВС;
- автоматизированный учебный курс (АУК) может быть сформирован программой автоматически с учетом индивидуальных особенностей конкретного обучаемого;
- АОС позволяет существенно автоматизировать учебный процесс.

Появившись в авиационных учебных центрах относительно недавно, вслед за повышением компьютеризации мира, автоматические обучающие системы уже успели себя зарекомендовать как обязательный и очень удобный инструмент для теоретической подготовки. Часть работы, требующей значительного времени, по генерации однотипных заданий, сбору статистики и даже формированию расписания занятий производится автоматически. В АОС существует возможность передачи обучаемому материала, необходимого для самостоятельной подготовки. Это позволяет инструктору останавливаться в своих разъяснениях только на самых важных частях теории и, опираясь на статистику каждого обучаемого, дополнительно формировать индивидуальный курс обучения (с большим упором на разделы, которые вызвали наибольшее затруднение).

Все существующие автоматизированные обучающие системы можно условно разделить на две большие группы: без возможности дистанционного обучения и с ее наличием. Первые изготавливаются единично под конкретный проект и имеют узконаправленные функциональные возможности, соответствующие конкретным требованиям заказчика. Программные продукты с возможностью дистанционного обучения, напротив, имеют широкий круг применения не только одновременно в единичной задаче, но даже и в разных областях.

Учитывая значительное повышение качества доступа к сети Интернет в последние годы, именно АОС с возможностью дистанционного обучения являются наиболее перспективными для теоретической подготовки персонала ГА. В условиях рынка они имеют преимущества, которые позволят авиакомпаниям оптимизировать процесс теоретической подготовки кадров, сократить сроки и стоимость обучения без потери его качества:

- доступ к контенту АОС может быть организован учебным центром для обучаемых удаленно. Это может быть использовано в рамках самоподготовки обучающихся, а также при заочной форме обучения с последующим прохождением итогового тестирования;

- обучаемый получает доступ к самой актуальной информации по ВС из любой точки мира, что позволяет отказаться от использования CD/DVD дисков с контентом, использовавшихся в предыдущих версиях АОС. Таким образом, процесс обучения и повышения квалификации персонала можно производить в свободное от работы время и без необходимости командирования персонала в авиационный учебный центр на продолжительное время.

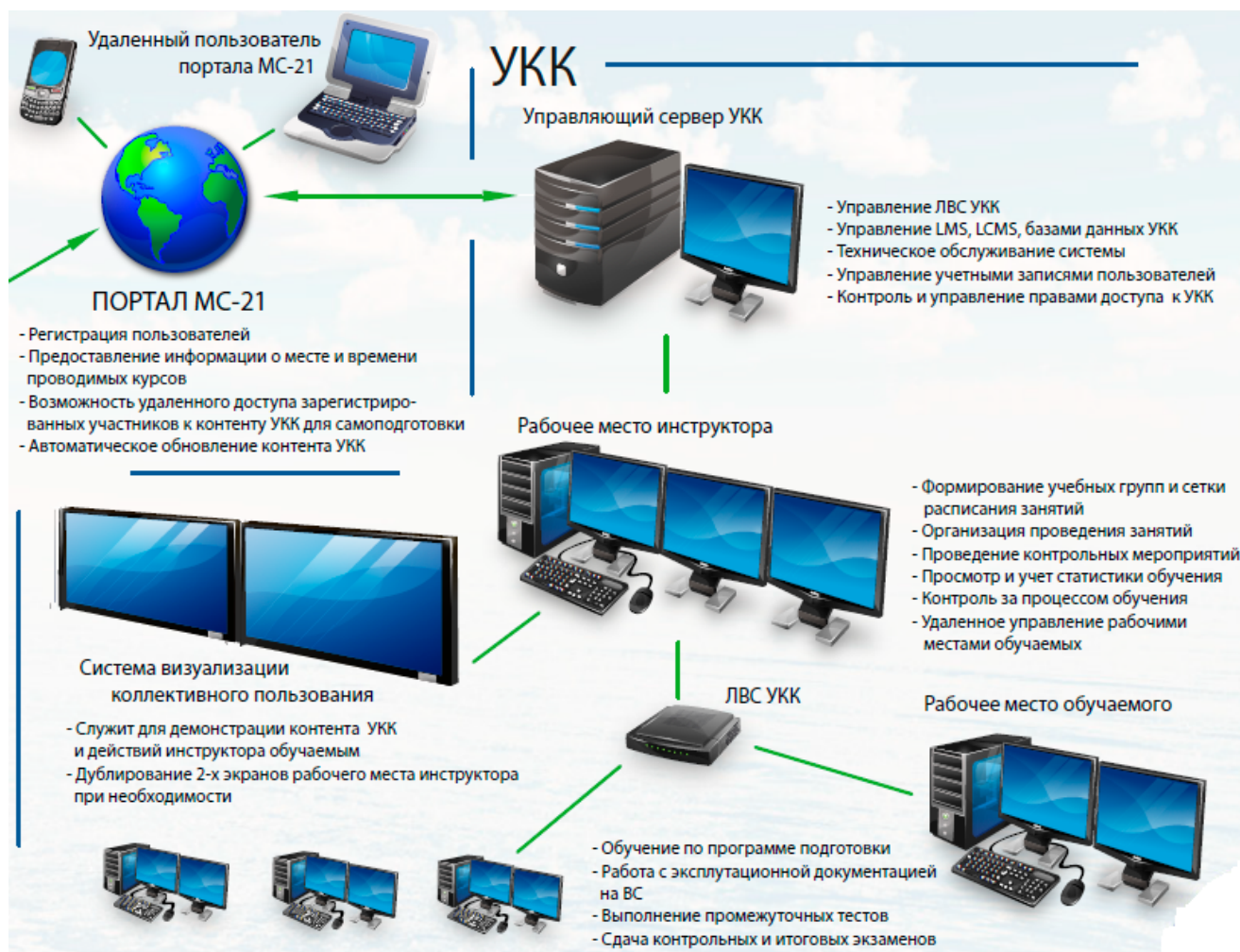
Во время разработки АОС отдельное внимание уделяется мультимедийному контенту. С развитием графических инструментов, анимационных средств и возможностей компьютерной графики значительно улучшается качество детализации контента, увеличивается его объем. В АУК представляемый материал становится более наглядным и понятным для обучаемого. Вместе с развитием технологий расширяется набор форматов файлов и мультимедийных контентов, что повышает его доступность удаленному пользователю. Если лет 5-7 назад речь шла о комфортном просмотре по сети Интернет лишь статичных картинок и видео, то сегодня уже отработана технология передачи полноценных 3D моделей отдельных узлов и агрегатов ВС.

Развитие информационных технологий и существенное увеличение пропускных способностей канала сети Интернет позволило заметно расширить функциональные возможности создаваемых инструментов для организации проведения теоретической подготовки персонала ГА. На настоящий момент наиболее актуальным и перспективным является направление исследований, связанное с разработкой систем управления обучением (Learning management system - LMS) в АОС. При этом сама АОС превращается в учебный портал, который будет содержать самую последнюю и актуальную информацию, необходимую для изучения самолета в учебных центрах, а также и для разработчика самолета.

Следует отметить, что речь не идет об обязательной полной автоматизации процесса. АОС и система управления обучением (LMS) должны учитывать любой из возможных способов подачи материала, быть настраиваемыми и, как следствие, универсальными, подходящими большинству учебных центров как в России, так и за ее пределами.

При создании АОС продолжают оставаться актуальными вопросы простоты и удобства интерфейса, в том числе и при доступе к удаленным контентам.

Наглядным примером использования всех современных технологий обучения является схема организации теоретической подготовки персонала ГА для самолета МС-21 (рис. 1).



**Рис. 1.** Структурная схема СВТ для самолета MC-21

В СВТ для самолета MC-21 предлагается полностью уйти от специализированного программного обеспечения (СПО) на автоматизированном рабочем месте обучаемого (АРМО). Для подключения к системе обучения необходимо воспользоваться любым доступным браузером (IE, Mozilla Firefox, Opera, Safari, Yandex, Ghrome) на любой операционной системе (Windows, MAC OS, Linux, Anroid, iOS и прочие). При этом рабочие места обучаемых в компьютерных классах учебного центра могут отличаться лишь предустановленным специальным браузером, который позволяет работать с двумя мониторами одновременно и более удобно представлять необходимую информацию обучаемому.

Для того чтобы учесть все нюансы, необходимо производить разработку подобных систем в тесной связи с проводящим обучение персонала ГА авиационным учебным центром. Необходимо учитывать опыт предыдущих систем, стараясь не повторять их ошибки, и все больше использовать современные средства и методы, которые могут увеличить эффективность АОС и наглядность мультимедийного контента.

Перспективные АОС станут частью комплекса ТСО, позволят повысить качество обучения авиационного персонала, при этом экономя время, затрачиваемое на теоретическую подготовку. Использование комплексной системы обучения позволит обеспечить большую безопасность полетов, снизив количество авиационных инцидентов и катастроф, а также повысит конкурентоспособность отечественных авиакомпаний на международном рынке.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Батищев В.И., Козлова В.Н., Мишин В.Ю. Информационные технологии в обучении // Информационные технологии в учебном процессе: материалы всероссийской науч.-метод. конф. - Н. Новгород: НГТУ, 2003.
2. Автоматизированные обучающие системы профессиональной подготовки операторов летательных аппаратов / под ред. В.Е. Шукшунова. - М.: Машиностроение, 1986.
3. ГОСТ 21676-76. Тренажеры авиационные. Термины и определения. - М.: Изд-во стандартов, 1976.

AVAILABILITY OF AES DEVELOPMENT FOR THEORETICAL EDUCATION  
OF CIVIL AVIATION PERSONNEL

Kolokolnikov P.A., Yablonskiy S.N.

The article is devoted to the automated educational systems as means of theoretical education of civil aircraft personnel. The author considers different types of AES, handles the problem of actuality of such systems today and of the necessity of their development and possible availability.

**Key words:** Automated training systems (ATS), Computer Based Training (CBT), aircraft, Learning management system (LMS).

## Сведения об авторах

**Колокольников Филипп Аркадьевич**, 1987 г.р., окончил МАИ (2010), аспирант МГТУ ГА, инженер отдела систем обучения и подготовки летного персонала КБ ИЦ им. А.С. Яковлева ОАО «Корпорация «ИРКУТ», автор 2 научных работ, область научных интересов – новые информационные технологии образовательной деятельности в авиационной сфере.

**Яблонский Сергей Николаевич**, 1955 г.р., окончил РВВИАУ им. Я. Алксниса (1977), ВВИА им. проф. Жуковского (ПРИС) (1993), доцент, кандидат технических наук, почетный работник ВПО РФ, профессор кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, автор более 30 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация летательных аппаратов.

УДК 629.7.08

## ПРОЦЕДУРЫ ПОИСКА И УСТРАНЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТРЕНАЖЕРОВ «FAROS» ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ САМОЛЁТОВ СЕМЕЙСТВА AIRBUS

А.С. ЗАСУХИН

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Машошиным О.Ф.**

В статье излагаются возможности применения авиационных тренажеров «FAROS» технического обслуживания иностранных воздушных судов семейства Airbus A320 на примере проведения процедуры Troubleshooting. Описывается работа с электронной документацией производителя самолёта, работа по выполнению процедуры на виртуальном самолёте: снятие и установка блоков, тестирование систем.

**Ключевые слова:** процедурный тренажер, воздушное судно иностранного производства, Troubleshooting.

Учебные процедурные тренажеры «FAROS» технического обслуживания воздушных судов типа Airbus A320 позволяют осуществлять не только ознакомление с системами самолёта, но и отрабатывать процедуры поиска и устранения неисправностей Troubleshooting. Данный вид работ предполагает работу с документацией АММ (Aircraft Maintenance Manual – руководство по техническому обслуживанию) и ТSM (Troubleshooting Manual – руководство по поиску и устранению неисправностей). Работа с руководствами осуществляется посредством использования Airbus AirN@v – Electronic Documentation, документационной базы, позволяющей быстро и качественно сортировать необходимую для конкретного случая и вида технического обслуживания ВС (воздушное судно) документацию. При этом следует отметить, что проведение подобных процедур на тренажере симулируется максимально приближенно к условиям реальной эксплуатации ВС. Тренажер позволяет отрабатывать более чем 140 основных процедур технического обслуживания по АММ и более 80 процедур по ТSM.

Процедура Troubleshooting является комплексным видом технического обслуживания ВС, включающая в себя поиск неисправности, локализацию и подтверждение наличия неисправности посредством оборудования встроенного контроля ВITE (Built-In Test Equipment) с точностью до блока или агрегата, поиск соответствующей документации-руководства ТSM в базе AirN@v для конкретного случая, последующая процедура устранения неисправности, тестирование, подтверждение устранения неисправности, проверка на работоспособность и исправность.

Рассмотрим проведение одной из процедур Troubleshooting на тренажере АСТ (Airbus Competence Training) на примере отказа одного из двух блоков SDAC (System Data Acquisition Concentrator). Для резерва на борту имеются два блока SDAC, каждый из которых получает одни и те же дискретные, аналоговые и цифровые параметры состояния систем самолёта. Эти блоки преобразуют все получаемые сигналы в формат ARINC 429 и направляют другим потребителям. Основными из них являются система индикации EIS (Electronic Instrument System) и система сигнализации FWS (Flight Warning System). Кроме того, вся информация также поступает на бортовые самописцы данных OBRM (On Board Replaceable Module). SDAC относится к системе Indicating/Recording System (ATA 31).

Для начала выполнения процедуры Troubleshooting необходимо ввести в модель виртуального самолёта отказ выбранного блока. Для этого на рабочей станции инструктора тренажера в меню состояния самолёта предусмотрено окно выбора интересующей процедуры. После активации следующей информации «ATA 31: SDAC1» происходит запуск симуляции данного отказа на виртуальном самолёте и далее необходимо действовать так же, как на реальном самолёте.



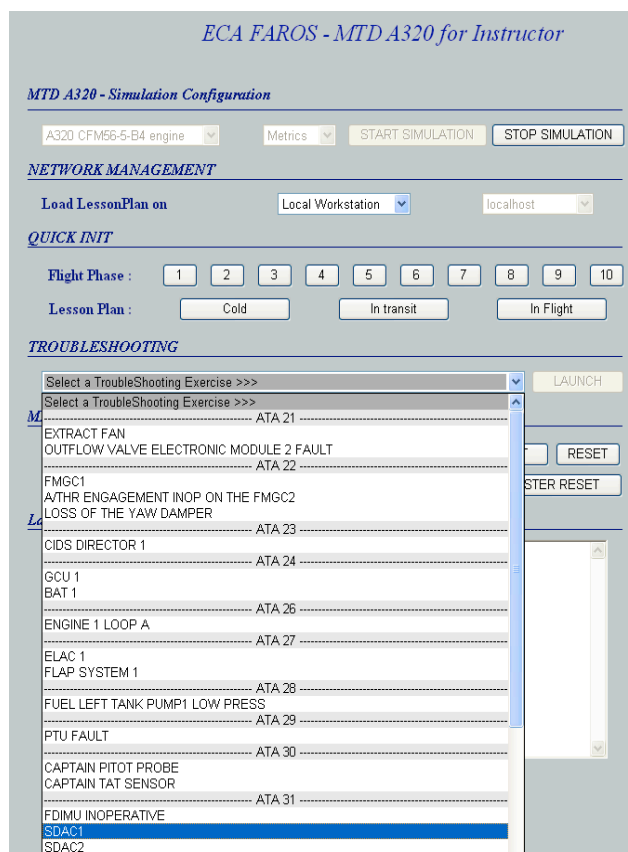


Рис. 1. Окно выбора процедуры Troubleshooting

Сначала необходимо обнаружить на самолёте проявления введённого отказа. Как правило, системы самотестирования BITE на самолётах семейства Airbus A320 выдают информацию по отказам и неисправностям либо на дисплеи системы EFIS (Electronic Flight Instrument System), либо на дисплеи системы ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitoring), либо на MCDU (Multipurpose Control and Display Unit), предварительно выполнив операцию POST FLIGHT/GROUND REPORT.

В нашем случае после постановки самолёта под ток от наземного источника питания и подождя некоторое время для отработки систем тестирования, видим на нижнем дисплее ECAM SD (System Display) выявленный отказ «FWC: SDAC1 FAULT».

Далее необходимо обратиться к электронной документационной базе Airbus «AirN@v». В первом окне раздела Troubleshooting необходимо указать дисплей, на котором было обнаружено сообщение об отказе. Выбрав «ECAM SD» в появившемся окне, вводим это сообщение «FWC: SDAC1 FAULT». При этом программа «AirN@v» выполняет поиск и подбор руководства для выполнения процедуры Troubleshooting конкретно для этого случая. По нашему запросу выдана ссылка «TASK 31-55-34». Перейдя по ней и ознакомившись с полученной документацией (в нашем случае это 8 страниц A4), можно начинать выполнять подготовительные работы.

Подготовительные работы для выполнения процедуры начинаются с постановки самолёта под ток, что мы уже выполнили, с соблюдения всех мер предосторожности и выполнения некоторых процедур проверки и включения (отключения) некоторых систем в кабине самолёта и панелях автоматов защиты сети СВ (Circuit Breaker). Перечень всех условий, входящих в список подготовительных работ, достаточно ёмкий и требует обязательного выполнения.

The screenshot displays the AirN@v maintenance database interface. The main window shows a task titled "TASK 31-55-34-000-001-A Removal of the SDAC". The interface includes a table of contents on the left, a task description, and several tables and diagrams.

**Task Description:**

FIN: [1WW1](#), [1WW2](#)

1. Reason for the Job  
Self explanatory

2. Job Set-up Information

A. Fixtures, Tools, Test and Support Equipment

REFERENCE	QTY	DESIGNATION
No specific	1	ACCESS PLATFORM 2M (6 FT) - ADJUSTABLE
No specific		AR CAP - BLANKING
No specific		AR SAFETY CLIP - CIRCUIT BREAKER

B. Work Zones and Access Panels

ZONE/ACCESS	ZONE DESCRIPTION
122	REAR AVIONIC COMPARTMENT
128	REAR AVIONIC COMPARTMENT
824	

C. Referenced Information

REFERENCE	DESIGNATION
<a href="#">31-32-00-860-000-A</a>	Procedure to Get Access to the SYSTEM REP
<a href="#">52-41-00-410-002-A</a>	Close the Avionics Compartment Doors after Air System Data Acquisition Concentrator (SDAC) SHEET 1.

3. Job Set-up

Subtask 31-55-34-810-050-A

A. Printing of Trouble Shooting Data (TSD)

NOTE: TSD are used for analysis and TSM (detailed troubleshooting)

(1) If available, you can print the TSD as follows:

- Get the SYSTEM REPORT/TEST/INST menu page ([Ref. AMM TASK 31-32-00-860-008](#)).
- On this page, push the line key adjacent to the ECAM 1 or ECAM 2 page.
- On the ECAM 1 or ECAM 2 page, push the line key adjacent to the LAST LEG REPORT page or PREVIOUS LEG REPORT page.
- Do a print of the TSD with the maintenance message and add the printed TSD sheet to the removed computer.

Subtask 31-55-34-065-055-A

B. Open, safety and tag this(these) circuit breaker(s):

PANEL	DESIGNATION	FIN	LOCATION

The interface also includes diagrams of the aircraft's rear avionics compartment, showing the location of the SDAC block (FR24A) and the access door (824). The diagrams are labeled with 'A' and 'B'.

Рис. 2. Окно документационной базы «AirN@v»

Следующим пунктом процедуры является ознакомительная информация о предстоящей работе – перечисление зон самолёта, где будут вестись работы (лючки, двери, отсеки и т.д.), перечисление оборудования, необходимого для их выполнения (стремянки, тестеры, струбцины и т.д.). Далее приступаем непосредственно к выполнению процедуры замены блока SDAC. Согласно TSM сначала следует пункт «Removal of the SDAC», а затем «Installation of the SDAC», что мы и выполняем. Сначала необходимо войти на виртуальном самолёте в технический отсек, где находится блок. В описании указано, что блок находится в «REAR AVIONIC COMPARTMENT», лючок 824. В этом отсеке находим отказавший блок SDAC1, находящийся на средней полке. Тренажер позволяет демонтировать его, что мы и делаем согласно руководству. Теперь переходим к следующему пункту TSM – установка нового блока. Для этого на тренажере обращаемся к ссылке «Maintenance shop», где с помощью поиска по ATA (ATA 31-55) можно найти интересующий блок. Перемещаем новый, заведомо исправный блок SDAC из «Maintenance shop» на высвобожденное для него место и завершаем установку. После установки необходимо в обратной последовательности выполнить процедуры, которые были выполнены при подготовительных работах. В результате на системном дисплее SD ECAM не наблюдается сообщение «FWC: SDAC1 FAULT», однако в устранении неисправности мы можем убедиться только лишь после проведения тестирования системы Indicating/Recording System, к которой относится блок SDAC посредством MCDU.

В ходе выполнения тестирования системы «GROUND TEST» отказов и неисправностей не выявлено, о чём свидетельствует сообщение «NO FAULTS». Это говорит об устранении неисправности и успешном завершении процедуры Troubleshooting.

С точки зрения технической эксплуатации ВС проведенная процедура оказалась крайне успешной из-за того, что отказ был устранен посредством замены блока на исправный. По статистике такой вид отказов встречается наиболее часто, именно поэтому в руководстве TSM при выявленной неисправности системы часто приходится менять блоки несмотря на то, что заменяемый блок является исправным. На тренажере также предусмотрены подобные операции для

многих других процедур, при которых замена блока не является причиной устранения неисправности. Например, после замены блока приходится проверять проводку, запайку штепсельных разъёмов, где тоже встречаются и моделируются тренажером неисправности. В случае выполнения процедуры Troubleshooting с отрицательным результатом в руководстве TSM имеются последующие указания по устранению неисправности.



**Рис. 3.** Выполнение процедуры на тренажере

Таким образом, процедурные тренажеры «FAROS» технического обслуживания воздушных судов семейства Airbus A320 могут дать полное представление и возможность выполнять процедуры Troubleshooting так же, как на реальном самолёте. Выполнение и отработка процедур Troubleshooting на подобном тренажере существенно сокращает время дальнейших работ по поиску и устранению неисправностей на реальном самолёте в условиях жестких временных рамок на техническое обслуживание ВС перед каждым взлётом.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Eca Faros «A320 ACT».
2. Airbus «A318/A319/A320/A321 AMM».
3. Lufthansa Technical Training «Training manual Airbus A318/A319/A320/A321 ATA 31».

#### USE OF PROCEDURAL SIMULATOR «FAROS» AIRCRAFT MAINTENANCE OF A320 FAMILY

Zasuhin A.S.

Procedural simulator "FAROS" allows to do a troubleshooting of aircraft A320 family systems. For example, replacing the SDAC unit of Indicating/Recording System (ATA 31). Implementation of troubleshooting on procedural simulators helps in future do maintenance for real aircraft quickly and accurately.

**Key words:** procedural simulator, aircraft of foreign manufacture, troubleshooting.

#### Сведения об авторе

**Засухин Александр Сергеевич**, 1989 г.р., окончил МГТУ ГА (2012), аспирант МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация ЛА, совершенствование систем подготовки, повышения квалификации и сертификации авиационного персонала.

УДК 629.735.45

## МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ТРАНСПОРТНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАГИСТРАЛЬНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

С.В. ЛЕВИЦКИЙ, Е.В. ЛЕВИЦКАЯ

В статье предложена методика оценки транспортной эффективности магистрального пассажирского самолета на основе математического моделирования всех типовых этапов полета для максимально точного определения затрат топлива с учетом влияния на них различных факторов.

**Ключевые слова:** магистральный пассажирский самолет, имитационная математическая модель, транспортная эффективность.

Для гражданской авиации основным требованием является обеспечение высокой экономической эффективности эксплуатации летательных аппаратов (ЛА). Поэтому все эксплуатационные процессы, в том числе и полет, оцениваются экономическими критериями при соблюдении заданных требований безопасности. Задачи улучшения экономических показателей и повышения конкурентоспособности ЛА решаются при её разработке путем оптимизации аэродинамических характеристик, конструкторских решений, параметров силовой установки и в процессе использования путем оптимизации режимов полета при заданных ограничениях и условиях эксплуатации.

Если не рассматривать вопросы надежности ЛА и связанные с этим затраты на обслуживание, ремонт и задержки рейсов, экономическая эффективность транспортного ЛА прежде всего будет определяться располагаемой коммерческой нагрузкой и потребными затратами топлива. Коммерческая нагрузка определяет размеры возможного дохода авиакомпании за рейс, а затраты топлива являются одной из основных статей расходов.

В качестве показателя экономической эффективности ( $\mathcal{E}$ ) ЛА рассматривается некий функционал, зависящий от шести групп факторов

$$\mathcal{E} = F(X_{ЛА}, X_{РП}, X_{СУ}, X_{СЛА}, X_{\mathcal{E}}, X_{ТЭ}),$$

где  $X_{ЛА}$  – совокупность аэродинамических и массовых характеристик ЛА;  $X_{РП}$  – совокупность параметров, характеризующих режим полета;  $X_{СУ}$  – совокупность высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателей;  $X_{СЛА}$  – совокупность характеристик комфорта и безопасности пассажиров;  $X_{\mathcal{E}}$  – совокупность эксплуатационных факторов;  $X_{ТЭ}$  – совокупность технико-экономических параметров.

Основной задачей исследований по повышению экономичности полета является нахождение оптимального сочетания параметров, обеспечивающих экстремальное значение целевой функции  $\mathcal{E}$ . Прежде чем приступить к решению оптимизационных задач, необходимо создать инструмент решения прямой задачи, т.е. оценки транспортной эффективности ЛА при известных или заданных параметрах, определяющих указанные группы факторов.

Для получения достоверной оценки целевой функции необходимо создать модель полета как основного технологического процесса на воздушном транспорте. Структурная блок-схема такой математической модели представлена на рис. 1.

Блок динамики математической модели включает динамические и кинематические уравнения движения центра масс, а также кинематические уравнения движения вокруг центра масс ЛА с вычислением статических моментов и балансировочного отклонения рулей в канале тангажа для учета потерь аэродинамического качества на балансировку [1]. Управление формируется в соответствии с параметрами этапов полета с учетом полетных и эксплуатационных огра-

ничений по специальным алгоритмам задания степени дросселирования силовой установки  $\bar{U}_p$  и угловых скоростей изменения углов атаки  $\alpha$  и крена  $\gamma$ .

Задание на рейс предполагает указание количества пассажиров, коммерческой нагрузки, предварительного баланса топлива, центровки ЛА, протяженности маршрута и высотного эшелона. Это позволяет рассчитать взлетную массу ЛА, определяемую коммерческой нагрузкой и блоковым топливом.

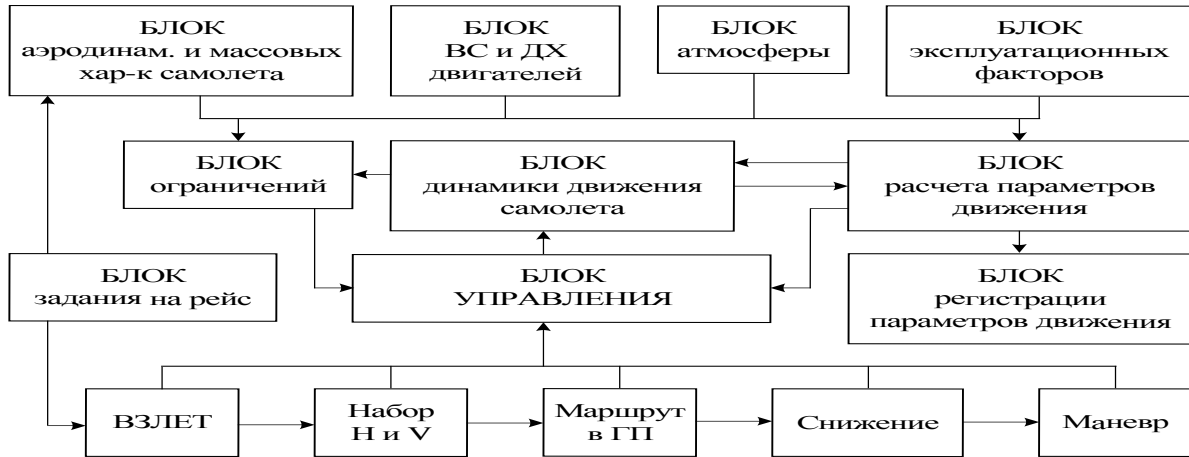


Рис. 1. Блок-схема математической модели полета

Выходными параметрами моделирования полета являются интегральные показатели затрат топлива, времени, пройденного пути за весь рейс и за отдельные его этапы от начала разбега по ВПП до захода на посадку. По полученным данным можно проводить технические и экономические оценки по любым критериям, устанавливая связь между совокупностями различных факторов и показателями эффективности ЛА.

В качестве оценки экономической эффективности ЛА может использоваться большой перечень количественных показателей [2]. В данной работе оценку эффективности ЛА как транспортного средства предлагается производить по четырем критериям. Два из них ( $k_{TЭ1}$  и  $k_{TЭ2}$ ) являются чисто техническими характеристиками, два ( $k_{КЭ}$  и  $R$ ) характеризуют ЛА как средство производства услуг по перевозке пассажиров и извлечения прибыли.

Показатели топливной эффективности  $k_{TЭ1}$  и  $k_{TЭ2}$  являются интегральными характеристиками совершенства системы «самолет – силовая установка». Первый критерий ( $k_{TЭ1}$ ) показывает потребный расход топлива для перевозки одного пассажира на расстояние, равное одному километру

$$k_{TЭ1} = \frac{m_T}{n_{П} L_{ПР}}, \left[ \frac{г}{П км} \right],$$

где  $m_T$  – масса блокового топлива, затрачиваемая на перелет из пункта "А" в пункт "Б", с учетом расхода топлива на земле;  $n_{П}$  – количество перевозимых пассажиров;  $L_{ПР}$  – практическая дальность полета из пункта "А" в пункт "Б".

Второй критерий ( $k_{TЭ2}$ ) показывает потребный расход топлива для перевозки одной тонны коммерческого груза на расстояние, равное одному километру

$$k_{TЭ2} = \frac{m_T}{m_K L_{ПР}}, \left[ \frac{г}{Т км} \right],$$

где  $m_K$  – масса коммерческого груза, включающая массу пассажиров, багажа, почты и других, оплачиваемых грузов.

Третий критерий – коэффициент коммерческой эффективности ( $k_{кЭ}$ ) показывает, какую прибыль получает авиакомпания от перевозки одного пассажира на расстояние, равное одному километру

$$k_{кЭ} = \frac{Pr}{n_{п}L_{пр}}, \left[ \frac{\text{руб}}{\text{п км}} \right],$$

где  $Pr$  – прибыль авиакомпании в одном рейсе по заданному маршруту.

Четвертый критерий характеризует рентабельность ( $R$ ) оказания транспортных услуг на заданном маршруте данным типом транспортного средства

$$R = \frac{D - C_T}{C_T} 100\%,$$

где  $D$  – доход, определяемый суммарной стоимостью проданных на рейс билетов, без учета стоимости перевозки почты и других попутных коммерческих грузов;  $C_T$  – стоимость топлива, расходуемого за рейс (расходы на зарплату экипажа, наземное и навигационное обслуживания рейса не учитывались).

Для примера демонстрации работоспособности методики оценки транспортной эффективности ЛА использованы характеристики гипотетического среднемагистрального пассажирского ЛА нормальной аэродинамической схемы с силовой установкой в составе двух ДТРД в стандартных атмосферных условиях. Исходные данные для расчета массы ЛА даны в табл. 1.

Топливо, используемое для расчета практической дальности полета, определяется массой блокового топлива  $m_{T \text{ расч.}} = m_T - m_{TЗ}$  и расходуется на следующие составляющие

$$m_{T \text{ расч.}} = m_{T \text{ ВЗ}} + m_{T \text{ НВ}} + m_{T \text{ Р}} + m_{T \text{ ГП}} + m_{T \text{ СН}} + m_{T \text{ ПМ}},$$

где  $m_T$  – масса блокового топлива;  $m_{TЗ}$  – масса топлива, расходуемого на земле;  $m_{T \text{ ВЗ}}$  – масса топлива, расходуемого на взлет;  $m_{T \text{ НВ}}$  – масса топлива, расходуемого на набор заданной высоты полета;  $m_{T \text{ Р}}$  – масса топлива, расходуемого на разгон до заданной скорости полета;  $m_{T \text{ ГП}}$  – масса топлива, расходуемого на участке горизонтального полета;  $m_{T \text{ СН}}$  – масса топлива, расходуемого на снижение для захода на посадку;  $m_{T \text{ ПМ}}$  – масса топлива, расходуемого на предпосадочное маневрирование;  $m_{T \text{ НЗ}}$  – масса резервного навигационного запаса топлива ( $0,05 m_{T \text{ расч.}}$ );  $m_{T \text{ ЗА}}$  – масса топлива, расходуемого для перелета на запасной аэродром;  $m_{T \text{ О}}$  – масса топлива, расходуемого в зоне ожидания запасного аэродрома;  $m_{T \text{ расч.}}$  – масса топлива для расчета дальности.

Таблица 1

Исходные данные для расчета массы ЛА

№ п/п	Расчетная масса	Значение, кг
1	Масса снаряженного самолета	44000
2	Масса топлива максимальная	20000
3	Масса коммерческой нагрузки максимальная	23000
4	Масса максимальная взлетная	80000

Взлетная масса самолета складывается из следующих составляющих

$$m_{\text{взл.}} = m_{\text{сн.}} + m_{\text{КН}} + m_{T \text{ ЗА}} + m_{T \text{ О}} + m_T - m_{TЗ},$$

где  $m_{\text{сн.}}$  – масса снаряженного самолета;  $m_{\text{КН}}$  – масса коммерческой нагрузки.

На первом этапе проведены оценочные моделирования по определению располагаемых транспортных возможностей самолета при средней коммерческой нагрузке (18000 кг – 120 пассажиров). Расчетные данные представлены в табл. 2 (здесь  $x_{\text{ц.т}}$  – центровка ЛА).

Таблица 2

## Исходные данные для моделирования полета

m <sub>взл.</sub> , кг	m <sub>кн.</sub> , кг	m <sub>т.</sub> , кг	x <sub>ц.т.</sub>	Режим крейсерского полета	
				H, м	M
78200	18000	14500	0,17	10500	0,78

На рис. 2 – 5 приведены результаты, иллюстрирующие способ получения оценки транспортной эффективности пассажирского ЛА, основанный на методе математического моделирования основных этапов полета путем интегрирования уравнений движения.

На рис. 2 показано изменение по времени взлета действующих на ЛА сил: подъемной силы –  $Y_a$ ; силы лобового сопротивления –  $X_a$ ; суммарной силы тяги на взлетном режиме –  $P_{взл.}$ ; силы трения колес шасси –  $F_{тр.}$ . На рис. 3 показаны параметры взлета: истинная скорость полета –  $V_{ист.}$  (км/ч); высота полета –  $H$  (м); масса затраченного топлива –  $m_{топл.}$  (кг).

На графиках (рис. 2, 3) в масштабе текущего времени отмечены этапы полного взлета:

- до 21 с ускоренное движение ЛА по ВПП на трех опорах шасси;
- на 21 с отрыв носовой стойки и плавное увеличение угла атаки до  $\alpha_{отр.} = 8^\circ$ ;
- на 30 с отрыв самолета от ВПП и переход в набор высоты с углом наклона  $\theta = 8^\circ$ ;
- при достижении высоты стандартного препятствия (дистанция взлета –  $L_{в.д.} = 1620$  м) начало уборки шасси;
- при достижении высоты 100 м начало перевода конфигурации из взлетной в крейсерскую;
- достижение высоты круга – 457 м (дистанция полного взлета –  $L_{в.д.} = 4900$  м).

На рис. 4 показаны параметры полета при разгоне и наборе высоты крейсерского полета: истинная скорость –  $V_{ист.}$  (км/ч); пройденный путь –  $L_{нв}$  (км); масса топлива –  $m_{топл.}$  (кг).

На рис. 5 показано изменение по времени текущей дальности горизонтального полета ( $L_{гп}$ , км) и остатка топлива ( $m_{т\ расч.}$ , кг), выделенного на крейсерский полет. Итоговые характеристики промоделированного полета представлены в табл. 3.

Таблица 3

## Итоговые результаты полета

$V_{отр.}$ , км/ч	$L_p$ , м	$L_{пр}$ , км	$t_{п}$ , ч	$k_{тэ 1}$ , г/П*км	$k_{тэ 2}$ , г/Т*км
285	1290	4780	5,9	23,51	156,74

Здесь  $V_{отр.}$  – скорость отрыва при взлете;  $L_p$  – длина разбега при взлете;  $L_{пр}$  – практическая дальность полета;  $t_{п}$  – время полета от взлета до снижения на высоту круга при заходе на посадку.

На втором этапе исследований проводилась оценка коммерческой и транспортной эффективности ЛА при полете по заданным маршрутам. Были рассмотрены два типовых рейса ЛА. Характеристики рейсов приведены в табл. 4. Данные по ценам одной тонны авиационного керосина ТС-1 или РТ (31000 руб.) и на билеты соответствуют их средним значениям на конец 2012 г.

Полеты по заданным рейсам моделировались при двух вариантах коммерческой нагрузки: полной (150 пассажиров) и частичной загрузках (120 пассажиров).

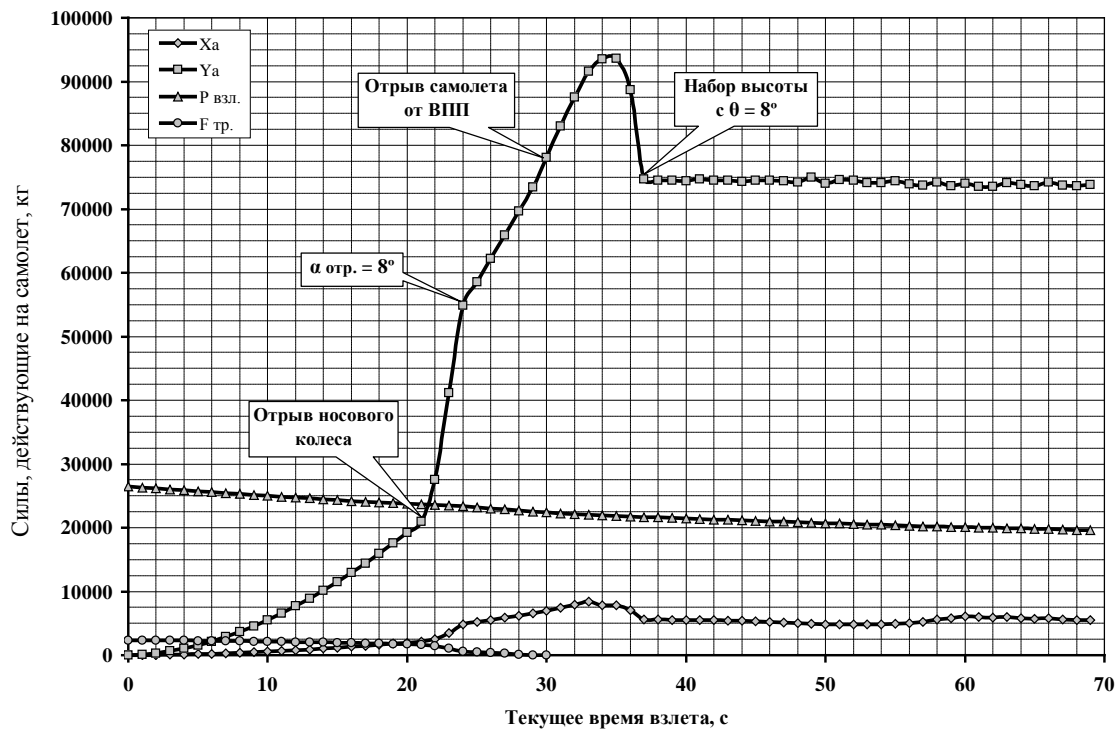


Рис. 2. Изменение по времени сил, действующих на ЛА в процессе взлета

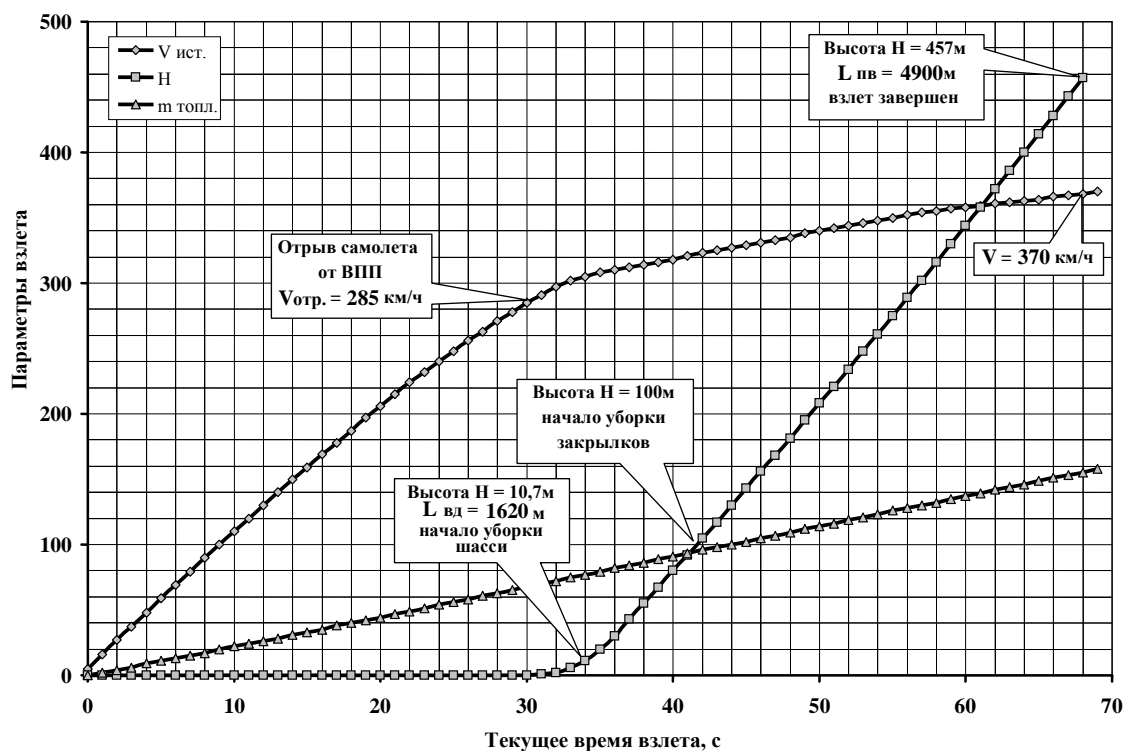


Рис. 3. Параметры движения ЛА в процессе взлета



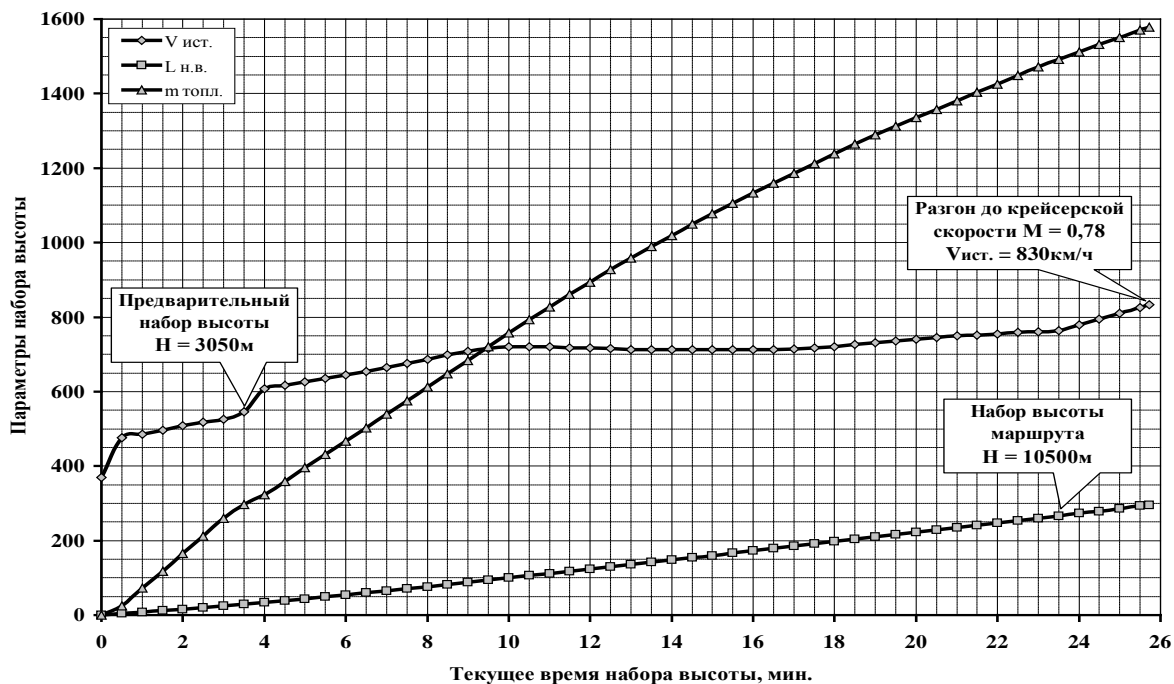


Рис. 4. Набор высоты и скорости крейсерского полета по маршруту

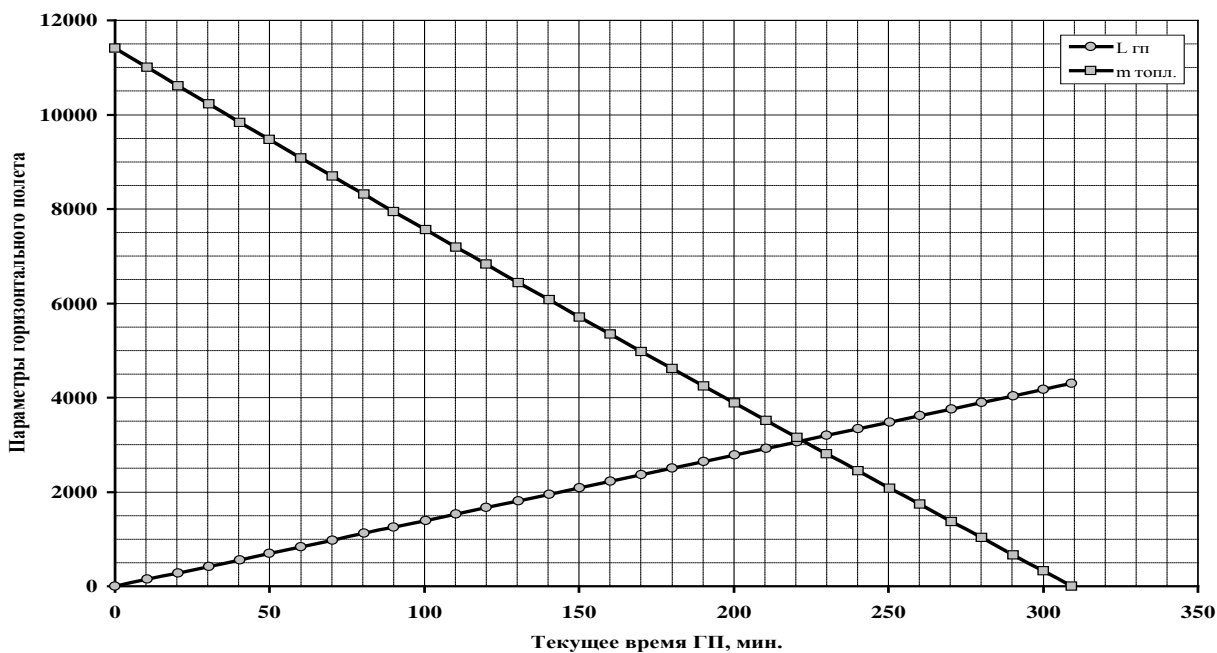


Рис. 5. Остаток топлива и дальность крейсерского полета

Таблица 4

Характеристики исследуемых рейсов

№ п/п	Маршрут полета	Дальность, км	Средняя цена билета, руб.
1	Москва – Сочи	1378	9700
2	Москва – Новосибирск	2795	11500

Результаты моделирования показывают, что для полета по маршруту Москва – Сочи требуется 5000 кг топлива при полной коммерческой нагрузке и 4300 кг при наличии на борту 120-и пассажиров. Взлетные характеристики самолета и показатели эффективности рейса приведены в табл. 5, 6.

При полной загрузке ЛА обеспечивается высокая топливная эффективность  $k_{ТЭ1} = 24,19$  г/П\*км и  $k_{ТЭ2} = 161,26$  г/Т\*км.

Таблица 5

## Взлетные характеристики ЛА

$m_{ВЗ}$ , кг	$n_{П}$ , чел.	$t_{ВЗ}$ , с	$L_{P}$ , м	$V_{ОТР}$ , км/ч	$m_{Т ВЗ}$ , кг
68000	120	56	900	260	128
73320	150	60	1090	270	137

Благодаря высокой стоимости билетов коммерческая эффективность является весьма высокой. Даже при 50%-й загрузке самолета рентабельность рейса значительно выше 100% ( $R = 773,2\%$ ). Каждый километр пройденного пути приносит авиакомпании от каждого пассажира 6 руб. 23 коп. прибыли ( $k_{КЭ} = 6,23$  руб./П\*км).

Таблица 6

## Показатели топливной и коммерческой эффективности рейса Москва – Сочи

Кол-во пассажиров	$m_{Т}$ , кг	$q_{ср.}$ , кг/км	$D$ , тыс.руб.	$C_{топл.}$ , тыс.руб.	$P_{г}$ , тыс.руб.	$R$ , %	$k_{КЭ}$ , руб./П*км	$k_{ТЭ1}$ , г/П*км	$k_{ТЭ2}$ , г/Т*км
120	4300	2,80	1164,0	133,3	1030,7	773,2	6,23	26,00	173,36
150	5000	3,31	1455,0	155,0	1300,0	838,7	6,29	24,19	161,26

Для полета по маршруту Москва – Новосибирск требуется 9350 кг топлива при полной коммерческой нагрузке (150 пассажиров) и 8550 кг при наличии 120-и пассажиров. Характеристики ЛА и показатели эффективности рейса приведены в табл. 7, 8.

Таблица 7

## Взлетные характеристики ЛА

$m_{ВЗ}$ , кг	$n_{П}$ , чел.	$t_{р}$ , с	$L_{P}$ , м	$V_{ОТР}$ , км/ч	$m_{Т ВЗ}$ , кг
72200	120	64	1020	267	145
77670	150	68	1250	280	156

Таблица 8

## Показатели эффективности рейса Москва – Новосибирск

Кол-во пассажиров	$m_{Т}$ , кг	$q_{ср.}$ , кг/км	$D$ , тыс.руб.	$C_{топл.}$ , тыс.руб.	$P_{г}$ , тыс.руб.	$R$ , %	$k_{КЭ}$ , руб./П*км	$k_{ТЭ1}$ , г/П*км	$k_{ТЭ2}$ , г/Т*км
120	8550	2,90	1380,0	265,05	1114,95	420,7	3,32	25,49	169,95
150	9350	3,19	1725,0	289,85	1435,15	495,1	3,42	22,30	148,68

## Выводы

1. Разработанная математическая модель движения ЛА на всех этапах полета ЛА позволяет с высокой степенью точности определять расход топлива, потребный для полета по заданному маршруту, и учитывать влияние на него эксплуатационных факторов.

2. Разработанная методика позволяет количественно оценивать влияние аэродинамических, массово-габаритных характеристик самолета, высотно-скоростных и дроссельных характери-

стик двигателя, режима полета на показатели топливной и коммерческой эффективности ЛА по критериям: топливной эффективности –  $k_{ТЭ1}$  и  $k_{ТЭ2}$ ; коммерческой эффективности –  $k_{КЭ}$ ; рентабельности –  $R$ ; практической дальности полета –  $L_{ДП}$ ; среднему километровому расходу топлива –  $q_{ср}$ .

3. Оптимальные дальности полета по объективным критериям топливной эффективности и субъективным критериям коммерческой эффективности не совпадают. По топливной эффективности рассмотренному ЛА целесообразно выполнять рейсы на дальность около 2500 км. По коммерческой эффективности наиболее прибыльными являются рейсы на дальность 1000 – 1500 км.

4. Доля стоимости топлива в цене на билет при полной загрузке ЛА составляет на рейсе Москва – Сочи - 10,7%, на рейсе Москва – Новосибирск - 16,8%.

5. Аэродинамическое качество и удельный расход топлива современных пассажирских лайнеров близки к совершенству. Повышение топливной и коммерческой эффективности воздушных перевозок возможно за счет увеличения относительной массы коммерческой нагрузки и снижения эксплуатационных затрат, а также иных расходов, не связанных с качеством АТ.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полета. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008.
2. Скрипниченко С.Ю. Оптимизация режимов полета по экономическим критериям. - М.: Машиностроение, 1988.

#### THE METHODS OF ASSESSMENT OF TRANSPORTATION EFFICIENCY OF A PASSENGER AIRCRAFT

Levickiy S.V., Levickaya E.V.

The methods of assessment of the transportation efficiency of a passenger aircraft based on mathematical modeling of all stages of flight for an accurate estimation of the fuel quantity taking into account different factors influencing the expenditure of the fuel are given.

**Key words:** a passenger aircraft, simulating mathematical model, transportation efficiency.

#### Сведения об авторах

**Левицкий Сергей Владимирович**, 1955 г.р., окончил РВВАИУ им. Я. Алксниса (1977), академик Академии наук авиации и воздухоплавания, профессор, доктор технических наук, ведущий инженер-конструктор НПК «Иркут», автор 115 научных работ, область научных интересов – оптимизация технических характеристик и режимов полета летательных аппаратов на основе математического моделирования динамики движения.

**Левицкая Елена Валерьевна**, окончила МГАВТ (1994), ведущий инженер кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – динамика полета летательных аппаратов, организация и методическое обеспечение учебного процесса.

УДК 629.735.067

## К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ И В ПРОЦЕССЕ СЖИГАНИЯ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ВИДОВ АВИАТОПЛИВА

Ю.С. КИРДЮШКИН

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Чинючиным Ю.М.**

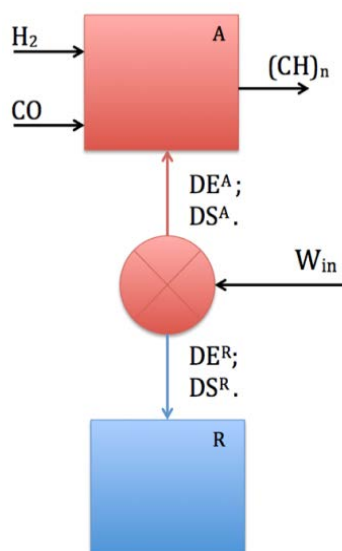
В данной статье приведены алгоритмы составления уравнений энергетического баланса процесса производства углеводородных соединений, а также дается оценка предпосылкам применения альтернативных авиатоплив. На основе предложенной модели расчета энергетического распределения процесса производства авиатоплив из возобновляемых источников энергии (биомассы) становится возможным обоснованный выбор наиболее приемлемых альтернативных видов авиатоплива.

**Ключевые слова:** альтернативные авиатоплива, уравнение энергетического распределения, углеводородные соединения, биотоплива для реактивных двигателей, устойчивое развитие авиации.

### Расчет количества энергии, необходимой для производства авиатопливных смесей

В общем случае расчет термодинамических параметров углеводородных смесей проводится по результатам анализа групп атомов, составляющих молекулы углеводорода, принятых за основу суррогатных (упрощенных) моделей альтернативных топливных смесей.

При этом расчет предусматривает составление уравнений энергетического баланса для описания химической реакции получения углеводородных соединений. Схематично данная реакция при производстве соединений углеводорода представлена на рис. 1.



**Рис. 1.** Энергетическое распределение процесса производства топлива по методу Фишера –Тропша: **A** – производственный реактор; **R** – система резервуара;  $W_{in}$  – работа, затраченная при производстве топлива

Работа, затраченная на производство углеводородного соединения, определяется путем составления уравнения энергетического баланса протекающей эндотермической реакции вида

$$W_{in} = DE^A + DE^R, \quad (1)$$

где  $DE^A$  – энергия, затраченная на производство углеводорода;  $DE^R$  – энергия, затраченная на поддержание «резервуара».

Уравнение энергетического баланса для процесса производства в терминах энтропии  $DS_{irr}$  процесса перехода энергии из тепловой в энергию химических связей с учетом необратимости процесса образования молекул углеводорода представляется как

$$DS_{irr} = DS^A + DS^R, \quad (2)$$

где  $DS^A$  – энтропия процесса производства углеводорода;  $DS^R$  – энтропия процесса поддержания «резервуара».

В общем случае значение энтропии выражается через отношение энергии системы к температуре, следовательно, для обеих систем **A** и **R**, как показано на рис. 1, энтропия выражается как:

$$DS^A = DE^A/T^A; \quad (3)$$

$$DS^R = DE^R/T^R, \quad (4)$$

где  $T^A$  и  $T^R$  – температуры протекания реакции и внешних условий (резервуара) соответственно.

Понятие **резервуара** вводится для более подробного описания процесса энергетического распределения, в котором также учитывается энтропия, вырабатываемая в связи с необратимостью энергетических процессов. Принимая во внимание задачу на сокращение значения энтропии, можно объединить формулы (3) и (4) и составить выражение для энергии, необходимой для поддержания условий протекания реакции  $DE^R$  в виде

$$DE^R = (DE^A/T^A) \cdot T^R, \quad (5)$$

где  $DE^A$  – количество энергии, затраченное при производстве молекулы углеводорода, которое определяется на основе выражения для химической реакции сдвига фаз «вода - газ».

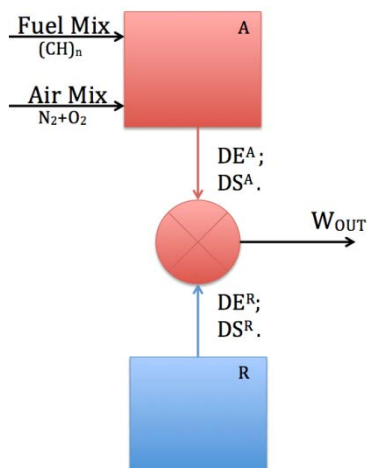
Таким образом, модель позволяет проводить сравнение видов топлива на основе термодинамических параметров, связанных с их производством и применением, исходя из приведенных показателей химического состава, устанавливаемых в нормативной документации (топливные спецификации).

### Теоретическая эффективность топлива

Понятие теоретической эффективности топлива подразумевает анализ и оценку распределения энергии в процессе его сжигания. В процессе сжигания топлива – переводе энергии из потенциальной (химической) в кинетическую – вырабатывается и энтропия (рис. 2).

В общем случае выражение теоретической эффективности выводится через выражения энергетического баланса и баланса энтропии:

$$DE^A + DE^R = W_{OUT}; DS^A + DS^R = DS_{irr}. \quad (6)$$



**Рис. 2.** Распределение энергии в процессе сжигания топлива:  $DE^A$  – энергия топлива, высвобождающаяся при сжигании;  $DE^R$  – энергия, затраченная на поддержание резервуара (системы с определенными термодинамическими условиями и границами);  $W_{OUT}$  – работа, затраченная в процессе сжигания топлива

В результате проведенного сравнительного анализа по предложенному алгоритму был сделан вывод о том, что с учетом энергетического распределения в процессе производства углеводородных соединений топливные смеси, произведенные на основе биомассы, являются наиболее приемлемой альтернативой традиционному керосину, так как в процессе их производства могут быть применены биокатализаторы. При применении биокатализаторов (ферментов, выделяемых бактериями) становится возможным сократить количество энергии, необходимой для переработки сырья в биотопливо. Кроме того, с учетом основных требований, предъявляемых к топливу для ГТД в современных условиях развития ГА, наиболее приемлемой опцией становятся биотоплива, являющиеся возобновляемыми.

### Экономические предпосылки применения альтернативных видов авиатоплива

Применение альтернативных видов авиатоплива в мировой гражданской авиации с момента первых успешных испытаний, проведенных еще в СССР в конце 1980-х гг., вновь стало реальностью. По итогам 2013 г. зарубежными авиакомпаниями было осуществлено более 1500 успешных полетов с применением биотоплив на современных авиалайнерах, оборудованных газотурбинными двигателями [3].

Как показывает статистика за период 2001-2013 гг., в авиации Российской Федерации, несмотря на экономическую ситуацию в целом, сохраняется стабильный рост пассажирооборота и грузооборота. Впервые с 1991 г. объемы пассажироперевозок достигли показателей, соответствующих прежним объемам авиаперевозок на внутренних рейсах в СССР (рис. 3). По итогам 2013 г. фактический пассажирооборот составил 225,2 млрд. пасс.-км [1; 2].

Обновление парка воздушных судов (ВС) в России в наибольшей мере происходит за счет внедрения современных лайнеров производства объединенных корпораций Airbus (A320, A330), Boeing (B-737, B-777), а также ряда отечественных лайнеров (Sukhoi Superjet-100, Ту-204).

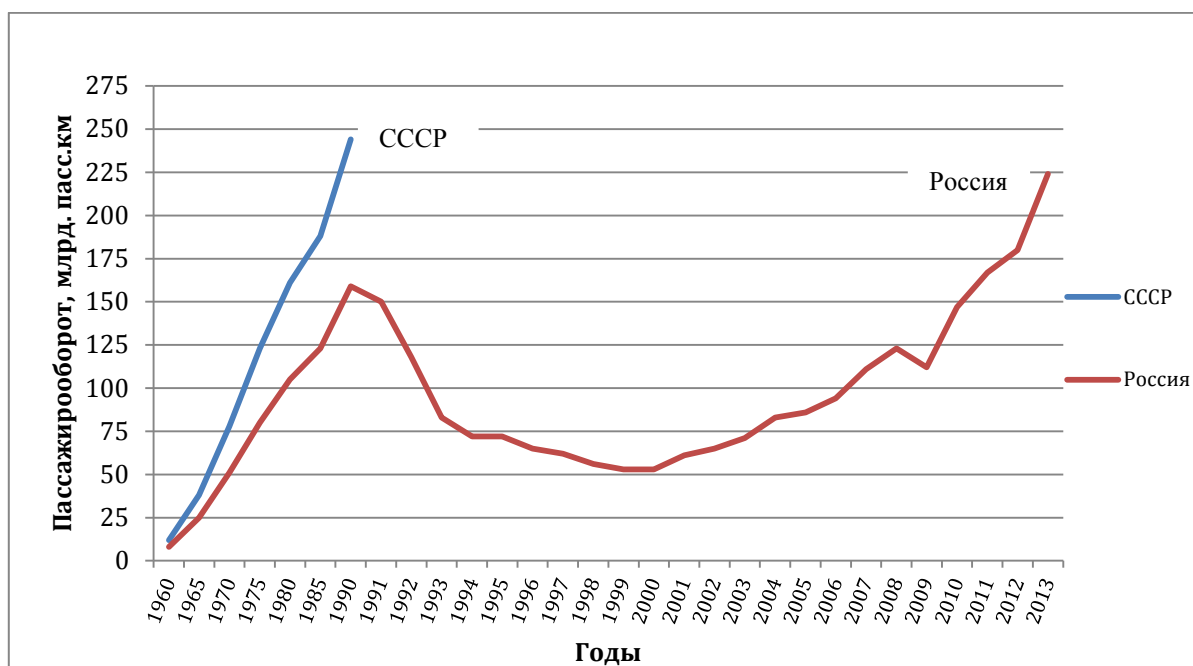


Рис. 3. Динамика пассажирооборота в России

Современные отечественные и зарубежные типы воздушных судов отвечают высоким требованиям по показателям аэродинамической и топливной эффективности (табл. 1).

Таблица 1

Показатели топливной эффективности современных воздушных судов

Тип ВС	A321	A320	B-757-200	Ty-154M	Ty-204	Ил-76M
Топливная эффективность, г/пасс.- км	16,8	17,8	23,4	27,5	19	47,4

Тем не менее для обеспечения дальнейшего развития авиации должны быть приняты во внимание факторы возрастания степени отрицательного воздействия на окружающую среду используемых первичных углеводородов, а также сокращения запасов ископаемого топливного сырья. В этой связи рядом зарубежных государств принимаются активные меры по разработке и применению альтернативных видов авиатоплива.

Высокую оценку заслуживает перспектива внедрения новых видов авиатоплива, так как преимущества от производства топлива, в частности, из возобновляемых источников (биомассы) выходят за рамки только авиации. Технология производства передовых видов авиатоплива - биотоплив представляет возможность обеспечить значительные положительные сдвиги для развития целых регионов страны, в том числе регионов, непригодных для ведения сельскохозяйственной деятельности по причинам наличия загрязненной воды или почвы (биотоплива 2-го и 3-го поколений).

Успешная практика применения альтернативных видов авиатоплива показала, что энергоресурс, приемлемый для заправки современных ВС, может быть произведен из животных и растительных жиров, сахаро- или крахмалосодержащих видов растений и целлюлозы. В процессе производства авиатоплива могут быть также использованы и промышленные отходы, в том числе от сельскохозяйственной деятельности.

## Общие выводы

Построенные модели являются универсальной базой для проведения сравнительного анализа, по результатам которого становится возможным выявление наиболее рациональной альтернативы традиционному авиатопливу – авиакеросину с учетом распределения энергии и энтропии в процессе его производства.

Рынок производства авиационных биотоплив имеет значительный потенциал для снижения глобальных выбросов углерода, создания большого количества дополнительных рабочих мест, развития так называемых чистых технологий, повышения энергетической безопасности государства и обеспечения устойчивого развития авиации в будущем.

В дополнение к программам субсидирования воздушных перевозок со стороны государства и заинтересованных коммерческих структур требуется выделение целевых средств на разработку проекта завода по производству биотоплива для нужд авиации Российской Федерации.

Принимая во внимание тот факт, что в себестоимости авиаперевозок доля затрат российских авиакомпаний на топливо в среднем составляет 30 – 40% и более, отдельного внимания требует детальная оценка экономической выгоды, зависящей от сроков окупаемости инвестиций в производство альтернативного топлива.

Потенциальную экономическую выгоду от применения биотоплива в условиях действующей торговли эмиссионными квотами могут иметь авиаперевозчики, осуществляющие полеты над территорией Европейского Союза, поскольку в этом случае они освобождаются от обложения квотами на эмиссию углекислого газа.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Шапкин В. Перспективы обновления парка воздушных судов гражданской авиации России отечественными ВС. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ato.ru/content/perspektivy-obnovleniya-parka-vozdushnyh-sudov-grazhdanskoj-aviacii-rossii-otechestvennymi>.
2. Чибирев Е. Обзор рынка авиаперевозок России в 2013г. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ato.ru/content/obzor-rynka-aviaperevozok-rossii-v-2013-godu>.
3. Отчет о деятельности инициативной группы по Устойчивой Авиации Среднего Запада США (MASBI). [Электронный ресурс]. URL: [http://www.masbi.org/content/assets/MASBI\\_Report.pdf](http://www.masbi.org/content/assets/MASBI_Report.pdf).

## ENERGY DISTRIBUTION IN THE ALTERNATIVE JET FUEL PRODUCTION AND COMBUSTION PROCESS

Kirdyushkin Y.S.

This article presents an algorithms to energy balance equations generation describing the process of hydrocarbon compounds production, as well as provides an assessment of alternative jet fuel application necessity. Based on the proposed model for calculating the energy distribution for jet fuel production process from renewable energy sources (biomass) a rational choice of the most suitable alternative types of aviation fuel becomes possible

**Key words:** alternative jetfuel, biojet fuel, biofuel for aircraft, sustainable aviation.

## Сведения об авторе

**Кирдюшкин Юрий Сергеевич**, 1985 г.р., окончил МГТУ ГА (2008), аспирант МГТУ ГА, автор 16 научных работ, область научных интересов – применение альтернативных видов авиатоплив в авиационной сфере.



УДК 378.147:681.3

## ИННОВАЦИОННАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ УЧЕБНО-МЕТОДИЧЕСКОГО ОБЪЕДИНЕНИЯ РОССИЙСКИХ ВУЗОВ ПО АВИАЦИОННЫМ НАПРАВЛЕНИЯМ И СПЕЦИАЛЬНОСТЯМ

Ю.М. ЧИНЮЧИН, Н.Я. БАМБАЕВА, А.С. БОРЗОВА

В статье приведены исторические сведения о создании учебно-методического объединения вузов по авиационным направлениям и специальностям, результаты его работы, основные направления модернизации образовательной деятельности.

**Ключевые слова:** вузы России, учебно-методическое объединение (УМО), статус и задачи УМО, направления, специальности, модернизация.

### Историческая справка

Более 25 лет назад приказом Министерства высшего и среднего специального образования СССР от 18 сентября 1987 г. № 650 впервые были созданы 39 учебно-методических объединений (УМО) вузов, в том числе 23 УМО в области техники и технологий. Среди них было создано УМО вузов по специальностям гражданской авиации на базе КИИГА, в которое входил МИИГА (с 1993 г. – МГТУ ГА).

Перед УМО были поставлены следующие основные задачи:

- определение перспективных направлений подготовки и переподготовки кадров соответствующего профиля;
- постоянное совершенствование содержания образования в соответствии с потребностями отраслей народного хозяйства и основными тенденциями развития науки, техники и технологии;
- совершенствование научной организации и методического обеспечения учебно-воспитательного процесса; распространение передовых методов обучения, направленных на активизацию познавательной деятельности студентов, развитие их творческого мышления и самостоятельности, интенсификацию учебного процесса;
- углубление интеграции образования, науки и производства;
- изучение и распространение передового опыта в области учебной и воспитательной работы, совершенствование переподготовки и повышения квалификации научно-педагогических кадров и специалистов.

За прошедшие 25 лет со времени создания первых учебно-методических объединений вузов, когда государственные органы управления передали общественности ряд важных функций, произошло становление и развитие этих объединений, установилось рациональное распределение обязанностей между федеральными, региональными органами управления образованием и общественными профессиональными структурами. Был выработан также механизм совместной плодотворной работы, позволивший в условиях начавшихся в стране реформ добиться существенных достижений в преобразовании системы высшего профессионального образования, адаптации ее к условиям рыночной экономики.

Значение государственно-общественных форм управления образованием в настоящее время чрезвычайно велико и связано это в первую очередь с возросшими требованиями к качеству образования и необходимостью обновления его содержания в соответствии с последними достижениями развивающейся науки и техники, интеграцией российской и мировой образовательных систем.

В 1992 г. приказом Председателя Комитета по высшей школе Министерства науки, высшей школы и технической политики России от 14 августа 1992 г. № 531 на базе МИИГА было создано

учебно-методическое объединение вузов России по трем эксплуатационным специальностям 13.03, 19.04 и 23.04 и направлению Т20 – «Эксплуатация авиационной и космической техники». В состав совета УМО первоначально входили представители 15 вузов России, а также стран СНГ, в которых осуществлялась подготовка специалистов по названным специальностям и направлению. УМО осуществляло координацию образовательной деятельности вузов-членов УМО. Профессорско-преподавательский состав МИИГА проводил большой объем методической работы в рамках данного УМО, обеспечивая выполнение вузом роли базового вуза УМО.

В период с 1992 г. по 2013 г. в УМО вступали новые вузы России и стран СНГ (Беларусь, Азербайджан, Таджикистан, Казахстан, Узбекистан), изменялся перечень направлений и специальностей, изменялись шифры и названия специальностей. В связи с этим УМО на базе МИИГА – МГТУ ГА тоже изменяло свое название:

- приказом Госкомвуза России от 08.04.1994 г. № 352 утверждено новое название - «УМО вузов России по образованию в области гражданской авиации», и за УМО закреплены направления 552000 и специальности 130300, 131000 и 201300;

- приказом Минобрнауки России от 08.11.2000 г. № 3206 утверждено новое название – «УМО вузов России по образованию в области эксплуатации авиационной и космической техники», и за УМО закреплены направления 552000, 652700 и специальности 130300, 130900 и 131000.

Приказом Минобрнауки России от 04.12.2003 г. № 4482 введен новый перечень направлений и специальностей ВПО, который действует в настоящее время. В соответствии с этим перечнем за УМО на базе МГТУ ГА закреплено направление подготовки бакалавров и магистров 160900 (Т20, 552000) – «Эксплуатация и испытания авиационной и космической техники». В это направление входят также специальности:

160901 (13.03, 130300) – «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей»;

160903 (19.04, 131000) – «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов»;

160905 (23.04, 201300) – «Техническая эксплуатация транспортного радиооборудования»;

160906 (130600) – «Испытание летательных аппаратов».

В соответствии с Положением об УМО вузов Российской Федерации по образованию в области эксплуатации авиационной и космической техники (базовый вуз – МГТУ ГА), утвержденным заместителем министра образования Российской Федерации 28.06.2001 г., УМО является государственно-общественным объединением в системе высшего и послевузовского профессионального образования РФ, созданным с целью координации действий научно-педагогической общественности вузов, представителей предприятий, учреждений и организаций по обеспечению качества и развития содержания высшего и послевузовского профессионального образования.

В соответствии с указанным Положением основными задачами УМО являются:

- координация и участие в разработке проектов государственных образовательных стандартов и примерных учебных планов;

- разработка предложений по структуре высшего, послевузовского и соответствующего дополнительного профессионального образования в области эксплуатации авиационной и космической техники и содержанию основных образовательных программ;

- разработка и экспертиза учебно-методической документации, необходимой для обеспечения процесса подготовки специалистов в соответствии с потребностями личности, общества и основными тенденциями развития науки, техники и технологии.

### **УМО сегодняшнего дня**

В настоящее время в состав УМО входит 20 вузов РФ, в том числе Самарский государственный аэрокосмический университет, Иркутский государственный технический универси-

тет, Московский авиационный институт (государственный технический университет), Уфимский государственный авиационный технический университет, Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации и другие. 5 вузов стран СНГ входят в состав УМО в качестве ассоциированных членов.

В состав Совета УМО входят представители вузов-членов УМО, а также представители Росавиации и крупных отраслевых предприятий-работодателей (ОАО «Аэрофлот-РАЛ», ЗАО «АТБ Домодедово»; ФГУП «Госкорпорация по ОрВД», ООО «РОДЕ и ШВАРЦРУС», ЗАО «Нордавиа»).

За 25 лет своей деятельности УМО выполнило большой объем работы по созданию нормативно-методической документации и совершенствованию образовательной деятельности, в том числе:

- проведено 18 Пленумов совета УМО;
- разработаны проекты государственных стандартов по закрепленным направлениям подготовки и специальностям (1-го поколения – 5 стандартов, 2-го поколения – 3 стандарта, 3-го поколения (ФГОС) - 5 стандартов);
- примерные основные образовательные программы и учебные планы подготовки бакалавров, магистров и специалистов для вузов УМО;
- примерные программы учебных дисциплин общепрофессионального цикла и цикла специальных дисциплин для вузов УМО;
- диагностические и оценочные средства для итоговой государственной аттестации выпускников вузов УМО и методические рекомендации по ее проведению;
- требования к материально-техническому обеспечению направлений подготовки и специальностей УМО;
- нормативная документация по проведению конкурсов выпускных квалификационных работ среди выпускников вузов-членов УМО;
- нормативная и методическая документация системы менеджмента качества вуза и другие.

УМО вузов РФ фактически выполняет роль посредника между Минобрнауки РФ и вузами УМО по вопросам учебной и методической работы в соответствующей области образования и осуществляет методическое руководство деятельностью вузов-членов УМО по переходу к новым образовательным стандартам 3-го поколения.

УМО на базе МГТУ ГА имеет многолетний опыт применения двухуровневой системы ВПО по направлению подготовки 160900 «Эксплуатация и испытания авиационной и космической техники».

Подготовка бакалавров по направлению 160900 в университете проводится с 1992 г. В 1996 г. состоялся первый выпуск бакалавров и набор в магистратуру. В 1998 г. осуществлен первый выпуск магистров техники и технологии по данному направлению.

Двухуровневая система высшего профессионального образования функционирует в МГТУ ГА и по сегодняшний день. Ежегодно университет выпускает в среднем 25-30 бакалавров и 10-12 магистров техники и технологии. По нашему мнению, эта система оправдывает себя, т.к. позволяет формировать элитный отряд специалистов для отрасли. Как правило, выпускники-магистры работают на руководящих должностях в авиапредприятиях, зачисляются в аспирантуру и защищают кандидатские диссертации. Большим спросом эта система подготовки пользуется у студентов-иностранцев. При этом в МГТУ ГА реализуется и традиционная система подготовки специалиста по специальности 160901 для сферы производства.

С 01.01.2011 г. высшая школа России перешла на двухуровневую систему «бакалавр – магистр» и новые Федеральные государственные образовательные стандарты третьего поколения (ФГОС-3). В связи с этим создана новая структура подготовки авиационных кадров в вузах УМО, которая включает в себя следующие направления и специальности (табл. 1).

Таблица 1

Наименование профилей, специализаций и магистерских программ

<b>Направление подготовки 162300</b>
<b>«Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей»</b>
<b>Профиль 1.</b> Техническое обслуживание летательных аппаратов и двигателей
<b>Профиль 2.</b> Эксплуатация и обслуживание объектов и систем топливообеспечения аэропортов и воздушных судов гражданской авиации
<b>Профиль 3.</b> Техническая эксплуатация энергетических установок с авиационным газотурбинным приводом
<b>Магистерские программы</b>
1. Анализ и синтез эксплуатационно-технических характеристик летательных аппаратов
2. Технологические процессы и технические средства авиатопливообеспечения воздушных судов
3. Конструкция и техническая эксплуатация авиадвигателей
4. Системный анализ и управление процессами эксплуатации летательных аппаратов
5. Летно-техническая эксплуатация летательных аппаратов
6. Инженерно-авиационное обеспечение безопасности на воздушном транспорте
7. Контроль технического состояния и диагностика летательных аппаратов и их функциональных систем
8. Ремонт летательных аппаратов и авиационных двигателей, восстановление их объектов
<b>Специальность 162301 «Техническая эксплуатация и восстановление боевых летательных аппаратов и двигателей». Специализации</b>
<b>Направление подготовки 162500 «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов»</b>
<b>Профиль 1.</b> Техническое обслуживание и ремонт авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов
<b>Профиль 2.</b> Техническое обслуживание и ремонт авиационных электросистем
<b>Профиль 3.</b> Техническое обслуживание и ремонт авионики
<b>Магистерские программы</b>
1. Техническое обслуживание и ремонт авиационных электросистем и авионики
2. Сертификация и продление ресурсов авиационных электросистем и авионики
3. Контроль состояния и диагностирование неисправностей авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов
<b>Специальность 162501 «Техническая эксплуатация и восстановление электросистем и пилотажно-навигационных комплексов боевых летательных аппаратов». Специализации</b>
<b>Направление подготовки 162107 «Эксплуатация и испытания авиационной и космической техники»</b>
<b>Специальность 162107 «Техническая эксплуатация транспортного радиооборудования»</b>
<b>Специализация 1.</b> Техническая эксплуатация радиоэлектронного оборудования воздушных судов и аэропортов
<b>Специализация 2.</b> Международные информационные и телекоммуникационные системы на транспорте
<b>Специализация 3.</b> Техническая эксплуатация и ремонт радиооборудования промышленного флота
<b>Специализация 4.</b> Радиосвязь и электрорадионавигация морского флота
<b>Специальность 162110 «Испытание летательных аппаратов»</b>
<b>Специализация 1.</b> Экспериментальная отработка и эксплуатация летательных аппаратов
<b>Специализация 2.</b> Полигонные испытания летательных аппаратов и комплексов дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов
<b>Специализация 3.</b> Лётные испытания пилотируемых авиационных и воздушно-космических летательных аппаратов

В соответствии с частью 8 статьи 11 Федерального закона от 29 декабря 2012 г. № 273-ФЗ «Об образовании в Российской Федерации», Положением о Министерстве образования и науки Российской Федерации, утвержденным постановлением Правительства Российской Федерации от 3 июня 2013 г. № 466, Приказом Министерства образования и науки Российской Федерации от 12 сентября 2013 г. № 1061 введен новый Перечень специальностей и направлений подготовки высшего образования.

### **Программа модернизации образовательной деятельности**

Модернизация образовательной деятельности университета в современных условиях является актуальной задачей, включающей разработку новых образовательных программ и обновление существующих, а также внедрение в учебный процесс новых образовательных технологий.

Масштабные изменения в российском образовании предполагают, что оно будет непрерывным, повсеместным, человеко-ориентированным и представляемым множеством форм.

Модернизация образования позволит не только готовить конкурентоспособных специалистов, но и реализовывать принцип их обучения «в течение всей жизни» на основе преемственности различных уровней профессионального образования (среднего, высшего, дополнительно- и послевузовского) и формирования индивидуальных траекторий обучения.

Примерами решения подобных задач являются развитие технопарков, интеграция и внедрение мобильных и электронных технологий в образовательный процесс, введение прикладного бакалавриата, активное присутствие регионов и бизнеса как заказчиков. Некоторые технологии носят инновационный характер. К ним можно отнести новые форматы университетов, смешанные специальности, индивидуальные траектории, «электронный тьютор».

Для осуществления качественных изменений в образовательном процессе необходимо поменять подходы к обучению: реализовывать образовательный процесс с ориентацией на форматы мышления; рассматривать преподавателей как наставников; реализовывать практико-ориентированное обучение (формирование карьеры); переходить на компетентностную оценку знаний.

Стратегической целью модернизации образовательного процесса является приведение системы высшего профессионального образования в соответствие с современными требованиями динамично развивающегося рынка труда, расширением перечня новых технологий в отрасли. При этом основной задачей становится проведение комплекса взаимосогласованных мероприятий с реализацией пилотных проектов на всех факультетах университета по разработке и внедрению конкретных инновационных образовательных программ и технологий.

### **Выводы**

Основные задачи в университете в области создания, внедрения и использования новых образовательных технологий должны реализовываться по следующим направлениям:

- усиление фундаментальной подготовки студентов, начиная с 1-го курса обучения;
- практикоориентированность учебного процесса;
- модернизация магистерских программ;
- разработка ФГОС по подготовке специалистов по смешанным специальностям;
- внедрение индивидуальных образовательных траекторий;
- сетевая форма реализации образовательных программ;
- создание базовых кафедр на предприятиях отрасли;
- внедрение технологий электронного обучения в учебный процесс.

**INNOVATION ACTIVITY IN EDUCATIONAL AND METHODIC ASSOCIATION OF RUSSIAN UNIVERSITIES FOR AVIATION DIRECTIONS AND SPECIALTIES****Chinyuchin Yu.M., Bambaeva N.Y., Borzova A.S.**

In this article the historical background for establishment of educational and methodic association of universities in aviation dimension and specialties are described, results of its activity shown and further development of educational operation is proposed.

**Key words:** Russian universities, educational and methodic association (EMA), EMA status and objectives, dimensions, specialties, modernization.

**Сведения об авторах**

**Чинючин Юрий Михайлович**, 1941 г.р., окончил КуАИ (1965), профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, автор более 300 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация и поддержание летной годности воздушных судов, повышение эксплуатационно-технических свойств авиационной техники.

**Бамбаева Наталья Яковлевна**, окончила Новосибирский электротехнический институт (1987), кандидат экономических наук, доцент, заведующая кафедрой менеджмента МГТУ ГА, автор более 60 научных работ, область научных интересов – совершенствование и прикладное использование методологии статистического анализа, моделирование и прогнозирование социально-экономических явлений и процессов, использование эконометрического инструментария в экономических исследованиях.

**Борзова Анжела Сергеевна**, окончила Московский государственный университет экономики, статистики и информатики (МЭСИ) (1993), кандидат экономических наук, доцент кафедры экономики ГА МГТУ ГА, автор 20 научных работ, область научных интересов – экономика гражданской авиации.

УДК 621.396.6:82.629.004

## ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК РЕЗЕРВИРУЕМЫХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ С ДВУМЯ ТИПАМИ ОТКАЗОВ

В.Е. ЕМЕЛЬЯНОВ, А.П. КРУГЛОВ

В работе проводятся оценки процесса восстановления радиотехнических средств обеспечения полетов с двумя типами отказов при описании самого процесса восстановления путем использования свойств введенного полумарковского случайного процесса. Получены соотношения для среднего времени отказа систем в случае их резервирования, позволяющие вычислить значения вероятностей устойчивых состояний.

**Ключевые слова:** распределение времени безотказной работы, различные отказы, восстановление, среднее время простоя.

Средства радиотехнического обеспечения полетов (РТОП) и электросвязи являются основными источниками информационного обеспечения диспетчерского состава службы движения. От надежности, достоверности и точности этой информации в значительной степени зависит уровень безопасности полетов, пропускная способность зон УВД.

Отраслевые нормативно-регламентирующие документы строго ограничивают временные интервалы отсутствия тех или иных информационных сообщений. В связи с этим актуальной становится задача априорной оценки этих временных интервалов.

Не останавливаясь на уточнении высказываемого предположения об экспоненциальности закона распределения времени безотказной работы, будем считать возможным и другие законы распределения, в частности, нормальный. Вместе с тем отметим, что одним из доминирующих способов повышения эксплуатационной надежности средств РТПО является резервирование основных функциональных узлов радиотехнических систем (РТС).

Будем считать, что каждый из компонентов РТС в любой момент времени может находиться в одном из следующих состояний: 0 – рабочее; S – резервное;  $r_1$  – восстановление 1-го типа;  $r_2$  – восстановление 2-го типа;  $r_{1a}$  – продолжающиеся восстановление 1-го типа;  $r_{2a}$  – продолжающиеся восстановление 2-го типа;  $v_1$  – ожидание восстановления 1-го типа;  $v_2$  – ожидание восстановления 2-го типа. Различные типы восстановлений обусловлены возможностью проведения соответствующих работ либо силами оперативного инженерно-технического персонала объектов, либо силами специальных ремонтных бригад.

Очевидно, что для модели состояний рассматриваемой РТС будут:

$$\begin{aligned} S_0: (0, s); & \quad S_1: (0, r_1); & \quad S_2: (0, r_2); \\ S_3: (r_{1a}, v_1); & \quad S_4: (r_{1a}, v_2); & \quad S_5: (r_{2a}, v_1); \\ S_6: (r_{2a}, v_2). \end{aligned}$$

Переходы между состояниями иллюстрируем с помощью рис. 1.

Моменты, когда РТС вступают в состояния  $S_0, S_1, S_2$ , являются точками восстановления, в то время как моменты, когда наступают состояния  $S_3, S_4, S_5$  и  $S_6$ , являются точками невосстановления.

Поведение системы на интервале времени  $(0, \infty)$  может быть описано СП  $Z(t)$ , где пространство состояний  $D = \{\overline{0, 6}\}$ , а  $Z(t)$  означает состояние системы в момент времени  $t$ . Типичная реализация этого процесса представлена на рис. 2. Отметим, что этот процесс не является полумарковским (моменты времени, при которых наступают невосстанавливаемые состояния  $S_3, S_4, S_5$  и  $S_6$ ). Наряду с этим он обладает свойствами введенного полумарковского процесса с пространством рабочих состояний  $U = \{0, 1, 2\}$ .

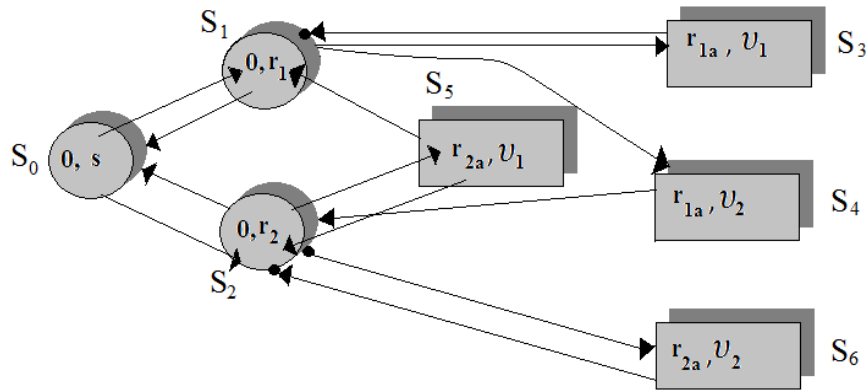


Рис. 1. Переходы между состояниями для резервируемой РТС:

● – рабочие состояния; ■ – состояние отказа; ● – точка восстановления

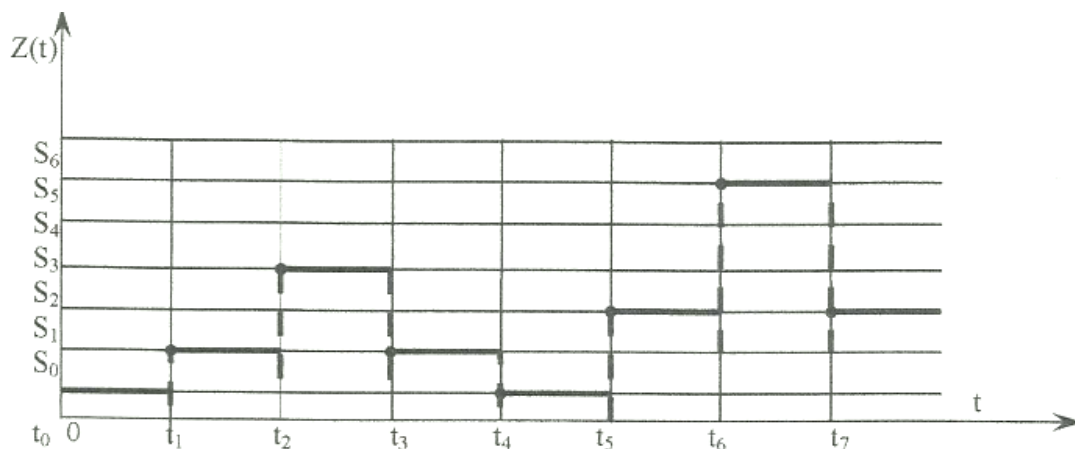


Рис. 2. Процесс восстановления резервируемой РЭС с двумя типами отказов:  
 $t_i$  – моменты времени переходов к состоянию восстановления;  
 переходами являются  $S_0 \rightarrow S_0 \rightarrow S_0 \rightarrow S_1 \rightarrow S_3 \rightarrow S_1 \rightarrow S_2 \rightarrow S_6 \rightarrow S_2 \rightarrow \dots$

Введем обозначения:  $\lambda_0$  и  $\lambda_p$  – интенсивности отказов основного и резервного комплектов и  $\lambda_p/\lambda_0 = \rho$ ;  $G_1(t)$  и  $G_2(t)$  – ФРВ времени восстановления для отказов 1-го и 2-го типов соответственно;  $u_1, u_2$  – средние времена для восстановления и для отказов 1-го и 2-го типов;  $B_i = \lambda \tau_i^*$ ,  $i^* = 1, 2$ ;  $\mu_i$  – среднее время нахождения РЭС в состоянии  $S_i$ ;  $x_1$  – время до отказа основного комплекса;  $x_2$  – время до отказа резервного комплекта;  $Y_1$  – время до полного восстановления по отказу 1-го типа;  $Y_2$  – время до полного восстановления по отказу 2-го типа;  $\mu^*$  – диагональ  $(\mu_0, \mu_1, \mu_2)$ ;  $E$  – единичный вектор-столбец;  $N_{ij}$  – полное время, затраченное в переходном состоянии  $S_i$ ;  $N^{(1)} = (N_{ij})$ ;  $t_i$  – полное время, затраченное в рабочем состоянии, показывающее, что РЭС начинает функционировать в  $S_i$ ;  $W_i = D(t_i)$ ;  $W^{(1)} = \lambda_1 W_i$ ;  $W^{(1)}$  – вектор-столбец  $(W_0, W_1, W_2)$ ;  $g_i(s)$  – преобразование Лапласа-Стилтьеса  $g(t)$ ,  $i = 1, 2$ .

Проанализируем рассматриваемую модель с помощью введенного полумарковского процесса  $u = \{0, 1, 2\}$ . Пусть  $t_0 = t_{n-1} - t_n$  ( $t_0 = 0 < t_1 < t_2$ ) будет последовательностью следующих один за одним интервалов вступления в состояние  $U$ . Считая, что  $L_n = Z(t_{n+0})$ ,  $n \geq 0$ , можно отметить, что пара случайных переменных  $\{t_n, L_n\}$  образует марковскую цепь с характеристиками

$$P(\tau_n < x, I_{n+1} = j \mid \tau_{n-1}, I_n = i) = P_{ij} F_{ij}(x), \quad (i, j \in U), \tag{1}$$

где  $P_{ij} = P(I_{n+1} = j \mid I_n = i)$ ;  $F_{ij} = P(\tau_n < x \mid I_n = i, I_{n+1} = j)$ .



$$\text{Обозначим:} \quad \Delta_{ij} = \int_0^{\infty} x dF_{ij}(x); \quad (2)$$

$$\Delta_i = M(\tau_n | l_n = i) = \sum_{j \in U} P_{ij} \Delta_{ij}, \quad (i \in U). \quad (3)$$

Кроме того, мы имеем  $P(\tau_0 < x, l_1 = 0 | l_0 = i) = P_{ij} F_{ij}(x)$ .

Определим переходные вероятности и вероятности времени пребывания  $\{P_{ij}(i, j \in U)\}$  в состоянии  $S_i (i \in U)$ , введя предварительно следующие обозначения:  $\pi_i$  – предельная вероятность того, что марковская цепь  $\{t_n, L_n\}$  существует в состоянии  $S_i$ ;  $L$  – вектор строки предельных вероятностей  $\pi_i$ ;  $H = 1 - P$ ;  $h_i$  – минор  $H$ , образованный вычеркиванием  $i$ -й строки  $i$ -го столбца  $H$ ;  $\Psi_i$  – предельная вероятность того, что система находится в состоянии  $S_i$ .

Очевидно, что  $\tilde{\pi}$  является решением уравнения  $\tilde{\pi}P = \tilde{\pi}$  при  $\sum_{i=1} \pi = 1$  и  $\pi = \frac{h_i}{\sum_i h_i}$ ,  $i \in U$ .

Отметим, что  $\Psi_i = \frac{\pi_i \mu_i}{\sum_i \pi_i \mu_i}$ ,  $i \in U$ .

С учетом вышесказанного искомые вероятности определяются в соответствии со следующей системой уравнений:

$$\left. \begin{aligned} P_{01} &= pP_r(X_1 < X_2) + P_r(X_1 > X_2) = p \int \lambda_0 e_0^{-\lambda t} e^{\lambda p t} dt + \int \lambda_{1p} e^{\lambda_1 p t} dt = 2p/(1+p); \\ P_{02} &= p\bar{P}_r(X_1 < X_2) = \bar{p} \int \lambda_0 e_0^{-\lambda t} e_0^{\lambda t} dt = p/(1+p); \\ P_{10} &= P_r(Y_1 < X_1) = p \int (1 - e_0^{-\lambda t}) dG_1(t) = g_1(\lambda_0); \\ P_{11} &= pP_r(Y_1 > X_1) = p \int (1 - e_0^{-\lambda t}) dG_1(t) = p\bar{g}_1(\lambda_0); \\ P_{12} &= \bar{p}P_r(Y_1 > X_1) = \bar{p} \int (1 - e_0^{-\lambda t}) dG_1(t) = \bar{p}\bar{g}_1(\lambda_0); \\ P_{20} &= P_r(Y_2 < X_1) = p \int e_0^{-\lambda t} dG_2(t) = g_2(\lambda_0); \\ P_{21} &= pP_r(Y_2 > X_1) = p \int (1 - e_0^{-\lambda t}) dG_2(t) = p\bar{g}_2(\lambda_0); \\ P_{22} &= \bar{p}P_r(Y_2 > X_1) = \bar{p} \int (1 - e_0^{-\lambda t}) dG_2(t) = \bar{p}\bar{g}_2(\lambda_0) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

где  $p$  – вероятность возникновения отказа 1-го типа.

Матрицу  $H$  найдем по формуле

$$H = \begin{matrix} & \begin{matrix} 0 & 1 & 2 \end{matrix} \\ \begin{matrix} 1 \\ 2 \\ 3 \end{matrix} & \begin{bmatrix} 1 & P_{01} & P_{02} \\ P_{10} & 1 - P_{11} & P_{12} \\ P_{20} & P_{21} & 1 - P_{22} \end{bmatrix} \end{matrix}. \quad (5)$$

Итак,  $h_i$  определяется путем решения соответствующих миноров, а именно:

$$\left. \begin{aligned} h_0 &= 1 - \bar{p}\bar{g}_1 - \bar{p}\bar{g}_2; \\ h_1 &= (p + p(1 - \bar{p}\bar{g}_2))/(1 + p); \\ h_2 &= \bar{p}(1 + p * \bar{p}\bar{g}_1)/(1 + p) \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

Следовательно,

$$\left. \begin{aligned} \mu_0 &= M\{\min(X_1, X_2)\} = 1/\lambda_0(1+p); \\ \mu_1 &= M\{\min(X_1, X_2)\} = P_{10}M\{Y_1|Y_1 < X_1\} + P_{11}M\{X_1|X_1 < Y_1\} + P_{12}M\{X_1|X_1 < Y_1\} = \\ &= \int \lambda_0 e_0^{-\lambda t} d\bar{G}_1(t) dt + \int t e_0^{-\lambda t} d\bar{G}_1(t) dt = g_1/\lambda'; \\ \mu_2 &= M\{\min(X_1, Y_2)\} = g_2/\lambda'; \\ \Delta_0 &= M\{\min(X_1, X_2)\} = \mu_0 = 1/\lambda_0(1+p); \\ \Delta_1 &= M\{Y_1\} = g_1/\lambda_0; \\ \Delta_2 &= M\{Y_2\} = g_2/\lambda_0 \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

Для вычисления стационарного состояния определяем вероятности  $\psi_i$ , используя выражение

$$\Psi_i = \pi \sum_i \pi_i \Delta_i = H_i \mu_i / \sum_i h_i \Delta_i, \quad i \in U. \quad (8)$$

Следовательно, подставляя требуемые значения в (8) и упрощая, получаем

$$A = \Psi_0 + \Psi_1 + \Psi_2 = X/V, \quad (9)$$

где

$$x \equiv 1 + \overline{pg}_1; \quad (10)$$

$$V = 1 + pg_1 - pg_2 + (p + p(1 - \overline{pg}_2))B_1 + \bar{p}(1 + \overline{pg}_1)B_2. \quad (11)$$

В соответствии с [1] среднее время возвращения в состояние  $S_i$  определяется соотношением

$$\gamma_{ii} = \sum_i \pi_i \Delta_i / \mu_i, \quad i \in U. \quad (12)$$

С учетом (12) ожидаемое число вхождений в состояние

$$\delta_i = 1/\gamma_{ii}, \quad i \in U.$$

Следовательно, мы имеем

$$\left. \begin{aligned} \delta_0 &= \lambda'(1 - \overline{pg}_1 - \overline{pg}_2)(1 + p)/V \\ \delta_1 &= \lambda'(p + p(1 - \overline{pg}_2))(1 + p)/V \\ \delta_2 &= \lambda\bar{p}(1 + \overline{pg}_1)(1 + p)/W \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

где  $V$  определяется уравнением (11).

Предположим, что состояние процесса  $Z(t)$  изменяется в случайные моменты  $y_0 = 0 < y_1 < y_2 < y_3 \dots$ . Случайные переменные  $Z_n = Z(y_n + 0)$  образуют введенную однородную марковскую цепь [2].

Чтобы найти среднее время до отказа системы, преобразуем состояния отказа системы в поглощающие состояния так, что вероятности перехода введенной однородной марковской цепи будут равны:

$$\left. \begin{aligned} P'_{01} &= p \int \lambda_0 e_0^{-\lambda t} e_{1p}^{\lambda t} dt + \int \lambda_{1p} e_{1p}^{-\lambda t} e_0^{-\lambda t} = (p + p)/(1 + p); \\ P'_{02} &= \bar{p} \int \lambda_0 e_0^{-\lambda t} e_{1p}^{\lambda t} dt = \bar{p}/(1 + p); \\ P'_{10} &= p \int e_0^{-\lambda t} dG_1(t) = g_1; \\ P'_{13} &= p \int \lambda_0 e_0^{-\lambda t} d\overline{G}_1(t) = p\overline{g}_1; \\ P'_{14} &= \bar{p} \int \lambda_0 e_0^{-\lambda t} d\overline{G}_1(t) = \bar{p}\overline{g}_1; \\ P'_{20} &= p \int \lambda_0 e_0^{-\lambda t} d\overline{G}_2(t) = g_2; \\ P'_{25} &= p \int \lambda_0 e_0^{-\lambda t} d\overline{G}_2(t) = p\overline{g}_2; \\ P'_{26} &= \bar{p} \int \lambda_0 e_0^{-\lambda t} d\overline{G}_1(t) = \bar{p}\overline{g}_2. \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

В матричной записи выражение (14) имеет вид

$$P_i = \begin{bmatrix} Q & R \\ 0 & I \end{bmatrix}, \quad (15)$$

причем

$$(I - Q) - 1 = \frac{1}{1 - p'_{01}p'_{10} - p'_{02}p'_{20}} \times \begin{bmatrix} 1 & P'_{10} & P'_{10} \\ P'_{10} & 1 - P'_{10}P'_{10} & P'_{10}P'_{10} \\ P'_{10} & P'_{10}P'_{10} & 1 - P'_{10}P'_{10} \end{bmatrix}. \quad (16)$$

Приведенная выше матрица вероятностей перехода позволит определить среднее время отказа системы. Далее находим:

$$N_1 = (I - Q)^{-1}B_1; \quad (17)$$

$$W_1 = N_1 E. \quad (18)$$

Матрица  $N_1$  позволяет вычислить интервалы времени переходных состояний.

Среднее время отказа системы определяется с помощью элементов  $W_1$ . Подставляя требуемые значения в (17) и (18), мы получаем:

$$N_1 = \frac{1}{1 - p'_{01}p'_{10} - p'_{02}p'_{20}} \times \begin{Bmatrix} \mu_0 & P'_{01}\mu_1 & P'_{02}\mu_2 \\ P'_{10}\mu_0 & (1 - P'_{02}P'_{20})\mu_1 & P'_{10}P'_{02}\mu_2 \\ P'_{20}\mu_0 & P'_{20}P'_{01} & (1 - P'_{01}P'_{10})\mu_2 \end{Bmatrix}; \quad (19)$$

$$W_1 = \frac{1}{1 - p'_{01}p'_{10} - p'_{02}p'_{20}} \times \begin{Bmatrix} \mu_0 & P'_{01}\mu_1 & P'_{02}\mu_2 \\ P'_{10}\mu_0 & (1 - P'_{02}P'_{20})\mu_1 & P'_{10}P'_{02}\mu_2 \\ P'_{20}\mu_0 & P'_{20}P'_{01} & (1 - P'_{01}P'_{10})\mu_2 \end{Bmatrix} \quad (20)$$

или

$$\left. \begin{aligned} w'_0 &= X_0/Y; \\ w'_1 &= X_1/Y; \\ w'_2 &= X_2/Y; \\ X_0 &\equiv 1 + (1 + p) - (\bar{p} + p)g_1 - pg_2; \\ X_1 &\equiv (1 + p) - (\bar{p} - p)g_1 - pg_2; \\ X_2 &\equiv (1 + p) - (\bar{p} + p)g_1 - pg_2; \\ Y &\equiv (1 + p) - (\bar{p} + p)g_1 - pg_2. \end{aligned} \right\}. \quad (21)$$

Окончательно, вероятности того, что процесс начинается с  $S_i$  ( $i \in U$ ) и включает поглощающее состояние  $S_j$  ( $j \in U$ ), определяются в виде матрицы  $A$

$$A = (I - Q)^{-1}R = \frac{1}{1 - p'_{01}p'_{10} - p'_{02}p'_{20}} \times \begin{bmatrix} P'_{01} & P'_{01}P'_{14} & P'_{02}P'_{25} & P'_{02}P'_{26} \\ (1 - P'_{02}P'_{20})P'_{13} & (1 - P'_{02}P'_{20})P'_{14} & P'_{10}P'_{02}P'_{25} & P'_{10}P'_{02}P'_{26} \\ P'_{20}P'_{01}P'_{13} & P'_{20}P'_{01}P'_{14} & (1 - P'_{01}P'_{10})P'_{25} & (1 - P'_{01}P'_{10})P'_{26} \end{bmatrix}. \quad (22)$$

Метод приводит к простому вычислению вероятностей наличия работоспособного устойчивого состояния благодаря предположению о том, что поведение РЭС между двумя соседними точками описывается введенным полумарковским процессом, что позволяет просто вычислить параметры  $\mu_i$ ,  $\Delta_i$  и  $\pi_i$  ( $i \in V$ ).

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Дынкин Е.Б., Юшкевич А.А. Управляемые марковские процессы и их приложения. - М.: Наука, 1975.
2. Тихонов В.И., Миронов М.А. Марковские процессы. - М.: Сов. радио, 1977.

#### CHARACTERISTICS ASSESSMENT OF THE REDUNTANT RADIO SYSTEMS FOR FLIGHTS WITH TWO TYPES OF FAILURES

Emelyanov V.E., Cruglov A.P.

The work presents the assessment of the recovery process of radio equipment for flights with two types of failures in the description of the recovery process by using the properties of the injected semi-Marcov random process. The relations for the average time for systems failure in case of their reservation, which allows to calculate the value of probability of stable states were obtained.

**Key words:** distribution of uptime, various failures, restoration, average waiting time.

#### **Сведения об авторах**

**Емельянов Владимир Евгеньевич**, 1951 г.р., окончил КИИГА (1974), доцент, доктор технических наук, профессор кафедры основ радиотехники и защиты информации МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация радиоэлектронных систем, функционирующих в сложной электромагнитной обстановке.

**Круглов Алексей Петрович**, 1959 г.р., окончил МИИГА (1981), начальник отдела «Евроазия», автор 4 научных работ, область научных интересов – безопасность и достоверность информационного обеспечения УВД.

УДК 621.369.6:82.629.004

## МОДЕЛЬ ОЦЕНКИ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО СОСТОЯНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ УВД С УЧЕТОМ ИЗМЕНЕНИЯ УСЛОВИЙ

В.Е. ЕМЕЛЬЯНОВ

В работе представлена модель оценки характеристик безопасности радиолокационных станций (РЛС), функционирующих в различных эксплуатационных условиях, обусловленных влиянием различных внешних возмущающих воздействий. Показана возможность оценки уровня эксплуатационных расходов по величине дисконтируемой стоимости, зависящей от выбросов полезного сигнала, определяемых внешними воздействиями.

**Ключевые слова:** восстановление, внешние воздействия, функционирование в различных средах, дисконтируемая стоимость, вероятностные метрики.

В процессе технической эксплуатации радиолокационных станций (РЛС) УВД зачастую возникают ситуации, когда тип восстановления аппаратуры зависит от фиксируемого функционального состояния системы. Такие восстановления не всегда могут считаться совершенными ввиду воздействия внешней среды, носящего случайный характер, т.е. после них РЛС возвращается в нормальное состояние с некоторой вероятностью. Кроме этого, частичная потеря работоспособности (вырожденное состояние) не всегда устраняется путем профилактических мероприятий (ПМ) или аварийных ремонтов (АР). В этом случае важной представляется оценка временных интервалов нахождения РЛС в различных состояниях, оцениваемая как фактор, максимизирующий среднюю прибыль от использования системы [1].

Представляется возможным использование аппарата марковских процессов для оценки функционального состояния РЛС. Предположим, что число градаций внешней среды равно  $S$ , а пространство состояния РЛС описывается вектором  $P$ , являющимся вероятностной метрикой случайного процесса (СП)  $X(t)$ .

Интересующие нас показатели безотказной РЛС можно записать с помощью системы дифференциальных уравнений, имеющих векторную запись вида

$$\dot{P} = SP, \quad (1)$$

где  $S$  – матрица, состоящая из  $S^2$  подматриц  $S_{ij}$ . При условии, что РЛС имеет  $\eta$  состояний в каждой внешней среде, общее число состояний системы равно  $\eta_k = S\eta$ . В свою очередь  $S_{ij}$  является подматрицей, у которой все элементы представляются интенсивностями переходов из внешней среды  $I$  во внешнюю среду  $j$ .

Для определения функционального состояния РЛС введем подматрицу  $S_i$ , в которой элемент  $j|q$  ( $j \in \overline{1, q}$ ) представляет собой интенсивность перехода из состояния  $q$  в состояние  $j$  во внешней среде  $i$ . Элемент  $a_{ij}$  этой матрицы определяется соотношением  $a_{ij} = \sum_{j=1}^{\eta_k} a_{ji}$ .

Для первичных РЛС ГА третьего поколения (типа «Сокол–М») особенностями построения являются:

- применение двух приемопередающих каналов с разносом частот;
- применение двухлучевой диаграммы направленности антенны в вертикальной плоскости;
- применение истинно-когерентного метода СДЦ;
- резервирование каждого из полуконструктивных элементов.

Изменение условий эксплуатации, вызванное, например, изменением электромагнитной обстановки (ЭМО), ошибками при выполнении ПМ и др., естественно влияет на состояние оборудования и его эксплуатационные характеристики.

Исследуем состояние РЛС, функционирующую в пространстве состояний  $O_s = \{1, 2\}$ . Динамику изменения состояния изобразим на рис. 1.

Очевидно, что для состояния среды функционирования РТС справедливы следующие условия: отказов нет – 1,5; отказ 1-го полукомплекта – 2,6; 2-го – 3,7; отказ всей системы – 4,8.

В данном случае справедливо выполнение следующей системы равенств:

$$\left. \begin{aligned} \lambda^1_{12} = \lambda^1_{34} = \lambda^1_1; & \quad \lambda^1_{13} = \lambda^1_{24} = \lambda^1_2; \\ \mu^1_{21} = \mu^1_{43} = \mu^1_1; & \quad \mu^1_{31} = \mu^1_{42} = \mu^1_2; \\ \lambda^2_{56} = \lambda^2_{78} = \lambda^2_1; & \quad \lambda^2_{57} = \lambda^2_{68} = \lambda^2_2; \\ \mu^2_{65} = \mu^2_{87} = \mu^2_1; & \quad \mu^2_{75} = \mu^2_{86} = \mu^2_2; \\ \xi_{15} = \xi_{26} = \xi_{17} = \xi_{48} = \xi_{12}; & \quad \xi_{51} = \xi_{62} = \xi_{73} = \xi_{84} = \xi_{21} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

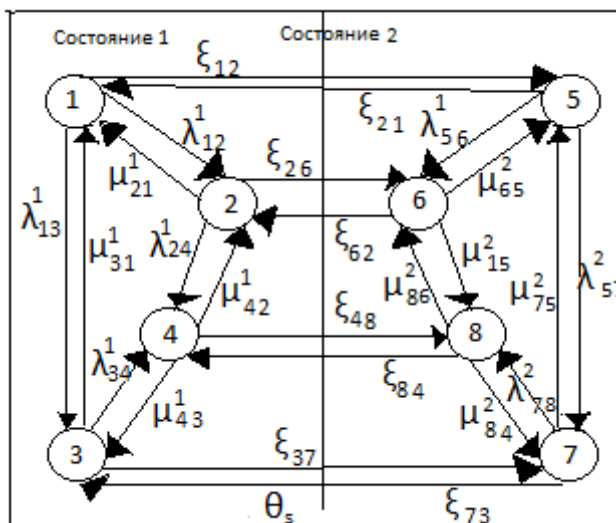


Рис. 1. Диаграмма переходов полукомплектов РТС

При этом имеем:

$$S_{11} - S_{21} = \begin{pmatrix} -(\lambda^1_1 + \lambda^1_2) & \mu^1_1 & \mu^1_2 & 0 \\ \lambda^1_1 & -(\mu^1_1 + \lambda^1_2) & 0 & \mu^1_1 \\ \lambda^1_2 & 0 & -(\mu^1_2 + \lambda^1_1) & \mu^1_1 \\ 0 & \lambda^1_2 & \lambda^1_2 & -(\mu^1_2 + \mu^1_1) \end{pmatrix}; \quad (3)$$

$$S_{21} = \text{diag}(\xi_{12}, \xi_{12}, \xi_{12}, \xi_{12}). \quad (4)$$

$$= S_{22} - S_{12} \begin{pmatrix} -(\lambda^2_1 + \lambda^2_2) & \mu^2_1 & \mu^2_2 & 0 \\ \lambda^2_1 & -(\mu^2_1 + \lambda^2_2) & 0 & \mu^2_1 \\ \lambda^2_2 & 0 & -(\mu^2_2 + \lambda^2_1) & \mu^2_1 \\ 0 & \lambda^2_2 & \lambda^2_2 & -(\mu^2_2 + \mu^2_1) \end{pmatrix}; \quad (5)$$

$$S_{12} = \text{diag}(\xi_{21}, \xi_{21}, \xi_{21}, \xi_{21}). \quad (6)$$

В выражениях (2)-(6) значения  $\xi_j^t$  представляют собой частоту перехода из состояния  $j$  в состояние  $t$ , а  $\lambda_i^t$  и  $\mu_i^t$  – интенсивности отказов и восстановления первого и второго полуккомплектов РТС.

Предположим, что в пространстве  $\theta_s = \{1, 2\}$  состояние 1 означает стандартные внешние условия, а состояние 2 – любые неблагоприятные в каком-либо смысле внешние условия. Результаты обработки статистических данных, полученных автором, позволяют считать, что во втором состоянии и надежность функционирования РЛС подчиняется распределению Вейбулла с возвращающей интенсивностью отказов [2]. Если параметр масштаба обозначить через  $\alpha$ , а параметр состояния через  $\beta$ , то в соответствии с [3] интенсивность отказов выразится формулой

$$Z_s(t) = \alpha^s \beta_s t^{\lambda_s - 1}, \lambda_i > 1. \quad (7)$$

Соответственно для марковского процесса  $\{W_s(t)\}$  в  $\theta_s$  при переходе во второе (неблагоприятное) состояние внешней среды имеем

$$Z_s(t) = C_s(t) \alpha^s \beta^{\lambda_s} t^{\lambda_s - 1}, \quad (8)$$

где коэффициент  $C_s$  определяется соотношением

$$C_s = \begin{cases} C_{1s} = 1 & \forall W_s(t) \in \theta_{s1}; \\ C_{2s} = 1 & \forall W_s(t) \in \theta_{s2}. \end{cases}$$

Надежность любого из полуккомплектов РЛС при отсутствии обслуживания определяется формулой

$$R_s(t) = P\{x_s(\tau) = 1, 0 \leq \tau \leq t\} = \exp \left[ - \int_0^t \alpha^s \beta^{\lambda_s} \tau^{\lambda_s - 1} C_s(\tau) d\tau \right]. \quad (9)$$

Надежность РТС при выполнении функциональной задачи запишем как

$$H = M \langle P\{1 - \prod_{i=1}^k [1 - p_i(t)]\} \rangle, 0 \leq t \leq T. \quad (10)$$

где  $M \langle \dots \rangle$  означает математическое ожидание.

Определим надежность при выполнении задачи любым из полуккомплектов. Обозначим  $V_i(t)$

$$V_i(t) = M \left\langle \left\{ 1 - \exp \left[ - \int_t^T c(\tau) \psi(\tau) d(\tau) \right] \right\} \right\rangle, \quad (11)$$

где

$$\psi(\tau) = \begin{cases} \alpha \beta^\alpha \tau^{\alpha - 1}, & 0 \leq \tau \leq t_1; \\ \alpha \beta^\alpha (\tau - t_1)^{\alpha - 1}, & t_1 \leq \tau \leq t_2; \\ \alpha \beta^\alpha (\tau - t_n)^{\alpha - 1}, & t_n \leq \tau \leq T. \end{cases} \quad (12)$$

Опуская промежуточные выкладки, окончательно получим

$$H = 1 - \prod_{s \in n} \{ \sum_{i \in m} P_{is} \exp[ - \sum_{k \in n_s + 1} (t_{ki} - t_{ks} - 1)^{2s} ] \}. \quad (13)$$

В выражении (8) коэффициент  $C_{is}$  имеет смысл дисконтированной стоимости замены любого полуккомплекта РЭС, определяемой интервалом времени  $\Delta t = t_{ki} - t_{ks}$ , и, следовательно, позволяет определить изменение уровня эксплуатационных расходов для  $\theta_s = \{1, 2\}$ .

Модель позволяет оценить величину отличия эксплуатационных расходов для различных условий функционирования РЭС, на основании которой, в свою очередь, возможна разработка рекомендаций по оптимизации мероприятий по ТО радиолокаторов.

Заметим, что значения  $\xi^t$  при известном уровне (допустимых значениях) параметров полезного сигнала  $Y$  могут быть найдены с помощью оценок среднего числа выбросов  $N(Y, T)$  за время  $T$ . Если известна совместная функция распределения вероятности (ФРВ) для случайной функции и ее производной  $F(Y(t), \dot{Y}(t))$ , то

$$N(Y, T) = \int_0^T \int_0^\infty \dot{y} F(Y, j) dj dt. \quad (14)$$

Вероятность выполнения условия  $y \leq y_n$ , где  $y$  – измеряемый параметр, а  $y_n$  – заданный пороговый уровень, определим, воспользовавшись разложением негаусовского закона распределения вероятностей случайной величины (СВ) по полиномам  $H_m$  Эрмита [4], вычисляемым через производные гаусовского закона распределения

$$P(Y < y) = F(y) = \Phi(y - m/\delta) + \varphi(y - m/\delta) \sum_{n=3}^\infty \frac{(-1)^n C_n}{n!} H_{n-1}(y - m/\delta), \quad (15)$$

где  $\Phi(x)$  – интеграл Лапласа;  $\varphi(x)$  – плотность распределения вероятности (ПРВ) нормально распределенной СВ ( $x$ ) с нулевым математическим ожиданием и единичной дисперсией;  $C_n$  – коэффициент разложения;  $M, \delta$  – математическое ожидание и СКО СВ ( $y$ ) соответственно.

На практике обычно используются статистические моменты до четвертого порядка. Тогда, подставляя в (15) известные выражения [4] для коэффициентов разложения  $C_n$  и полиномов Эрмита  $H_n$ , а также ограничиваясь первыми тремя членами в (15), получим

$$\hat{P}(y < y_n) \approx \Phi(x_n) - \left[ \frac{\beta_3}{3! (x_n^2 - 1)} + \frac{\beta_4}{4! (x_n^3 - 3x_n)} \right] \varphi(x_n), \quad (16)$$

где  $\hat{P}$  – оценка СВ  $P$ ;  $\beta_3$  и  $\beta_4$  – коэффициенты асимметрии и эксцесса соответственно.

По известным  $m, \delta, \beta_3, \beta_4$  с помощью (16) можно получить оценку вероятности непривышения уровнем  $y$  заданного порогового значения  $y_n$ . Для оценки относительной погрешности  $\Delta P$  значений  $S$ , получаемых по формуле (16), можно получить оценку вероятности для негаусовских законов распределения, используемых для описания технических параметров РЭС: логарифмически нормального  $F_1(y, \mu, \delta)$ , гамма-распределения  $F_2(y, a)$  и распределения Вейбулла  $F_3(y, B)$ , где  $\mu, \delta, a, b$  – параметры распределения.

Указанные законы распределения охватывают широкий класс известных законов распределения:  $\chi$  – квадрат, распределение Вейбулла и распределение Релея.

Соответствующие значения оценок  $\hat{P}_1, \hat{P}_2, \hat{P}_3$  и относительных погрешностей определяются с помощью (15) и имеют вид

$$\Delta P_i = |F_i(y_n) - \hat{P}_i(y_n)| / F_i(y_n), \quad i=1,3.$$

Отметим, что для оценки безотказности РЛС, определяемой, например, по отношению (10), необходимо учитывать время превышения порогового уровня.

Предложенная модель позволяет произвести квалиметрию функционального состояния РЛС, на основе которой, в свою очередь, можно выработать рекомендации процесса технической эксплуатации рассматриваемых средств.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Lakner A., Anderson R. An analytical approach to determining optimum reliability and maintainability requirement // Radio elect. 1978, v 18, № 7/8, p.p. 355...368.
2. Байхельт Ф., Франкен П. Надежность и техническое обслуживание. - М.: Радио и связь, 1988.
3. Левин Б.Р., Шварц В.Г. Вероятностные модели и методы в системах связи и управления. - М.: Радио и связь, 1985.



4. Королук В.С., Портенко Н.И., Скороход А.В., Тюрбин А.Ф. Справочник по теории вероятности и математической статистике. - М.: Наука, 1985.

#### **EVALAUTION MODEL OF THE FUNCTIONAL CONDITION OF THE RADAR STATIONS ATC, CONSIDERING EXTERNAL CHANGES**

**Emelyanov V.E.**

The article deals with specification evaluation model of radars reliability which operate in different working conditions, resulting from exposure to various external disturbances. The assessment possibility of the operating expenses level according to the value which depends on the emission efficiency of the signal which is determined by external influences is also shown.

**Key words:** restoration, external influences, functioning in different environments, discounted price, probability of metrics.

#### **Сведения об авторе**

**Емельянов Владимир Евгеньевич**, 1951 г.р., окончил КИИГА (1974), доцент, доктор технических наук, профессор кафедры основ радиотехники и защиты информации МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – техническая эксплуатация радиоэлектронных систем, функционирующих в сложной электромагнитной обстановке.

УДК 629.7.05

## РАЗРАБОТКА УНИВЕРСАЛЬНОГО АЛГОРИТМА РАЗРЕШЕНИЯ КОНФЛИКТНЫХ СИТУАЦИЙ В ВОЗДУШНОМ ПРОСТРАНСТВЕ ПРИ ПОЛЕТЕ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

Н.А. ПЕТРОВ

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Чинючиным Ю.М.**

В статье рассмотрены постановка и решение задачи управления траекторией полета магистрального самолета при динамическом изменении условий полета. Обоснована физико-математическая постановка задачи и предложены алгоритмы решения с использованием современных автоматизированных технологий.

**Ключевые слова:** динамика условий полета, траектории полета, конфликтные ситуации в воздушном пространстве, алгоритмы и модели разрешения конфликтов.

Постоянный рост объема воздушных перевозок требует увеличения емкости воздушного пространства наряду с необходимостью обеспечения приемлемого уровня безопасности полетов, что в значительной степени связано с регламентацией выполнения полетов в международной и отечественной гражданской авиации. Такие требования обуславливают необходимость совершенствования бортовых средств самолетовождения, которые на современных самолетах являются высокоавтоматизированными интегрированными аппаратно-программными комплексами. Программные средства указанных комплексов основаны на алгоритмическом обеспечении, которое подлежит оптимизации в интересах сокращения потребностей в вычислительных ресурсах и повышения эффективности решения задач траекторного управления.

Существуют различные подходы к решению задачи предупреждения конфликтов, включающие вероятностные оценки различных факторов полета [1], использование теории графов, сетей и ES-алгоритмов (Event-step algorithm) [2]. В настоящей статье применяется предложенный в работе [3] единый подход к формированию траекторий облета опасных областей как стационарных, так и перемещающихся. В последнем случае это могут быть перемещающиеся области нелетной погоды или зоны опасного сближения с другими самолетами. Однако в [3] нахождение траекторий облета выполняется в декартовой системе. В этом случае для бортовой реализации необходимо перевести все данные об окружающей обстановке из географической в декартову систему, определить в ней безопасную траекторию, а затем перевести последнюю в географическую. Кроме существенного увеличения вычислительных операций такие переводы могут приводить к заметным погрешностям результатов, особенно на маршрутах большой протяженности. Особенностью рассматриваемого в настоящей статье подхода является нахождение траектории непосредственно в географической системе координат, т.е. в той же системе координат, в которой задаются представляющие потенциальную опасность объекты.

### Постановка задачи

Частной, но весьма важной, задачей самолетовождения является предупреждение конфликтов в воздушном пространстве, включающих недопустимое сближение:

- с опасными погодными условиями;
- с зонами ограничения полетов;
- с другими самолетами.

Для решения этой задачи бортовыми средствами самолетовождения необходимо создание эффективных алгоритмов, обеспечивающих разрешение таких конфликтов в режиме реального времени при полете по маршруту. Рассматриваемый в статье алгоритм предназначен для идентификации и разрешения конфликтных ситуаций для самолета на крейсерском участке полета. Предполагается, что самолет АС1 движется на постоянном заданном эшелоне с постоянной на каждом сегменте между промежуточными пунктами маршрута (ППМ) скоростью. Другие самолеты, с которыми потенциально может произойти опасное сближение, летят на том же эшелоне.

Информация о воздушном движении и метеорологическая информация могут быть получены от других самолетов и иных источников с помощью средств автоматического зависимого наблюдения и от бортового метеорадиолокатора.

Опасные/запрещенные для полетов области задаются на сетке размером 5550 на 3550 точек, покрывающей территорию Европы с шагом  $0,01^\circ$ . Ограничений на форму опасных/запрещенных для полетов областей не накладывается в отличие от [2], где запрещенные области задаются в виде выпуклых полигонов. Сетка покрывает пространство между параллелями  $35^\circ$  и  $65^\circ$  северной широты и меридианами  $15^\circ$  западной долготы и  $40^\circ$  восточной долготы. В памяти вычислителя сетка представляется двумерным массивом, т.е. каждый узел сетки определяется двумя индексами этого массива. Узлам сетки, попадающим в опасные/запрещенные для полета зоны, присваивается 1, остальным узлам – 0. Далее первые из них будем называть запрещенными областями.

После обнаружения конфликта определяются варианты его разрешения и на навигационном дисплее отображаются альтернативные маршруты облета в горизонтальной плоскости (без изменения заданного эшелона полета).

Особенностью применяемого в работе метода является универсальный подход к решению задачи. Алгоритм управления траекторией, обеспечивающий разрешение конфликтных ситуаций, формируется вне зависимости от физической природы конфликта: метеоусловия, административное ограничение полетов, другой самолет. В последнем случае объект перемещается, поэтому приходится рассчитывать прогнозируемое положение области, где потенциально возможно опасное сближение.

Зона опасного сближения с другим самолетом, назовем его АС2, в горизонтальной плоскости задается кругом радиусом 5 морских миль [4]. В расчетах граница зоны опасного сближе-

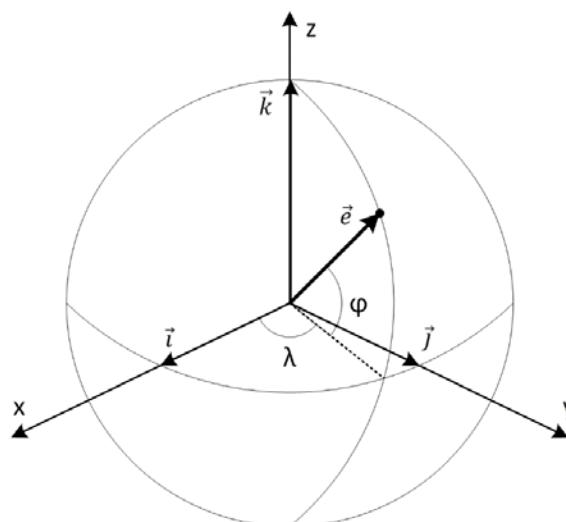


Рис. 1. Определение единичного вектора  $\vec{e}$

ния аппроксимируется многоугольником. Расчеты проводятся в геоцентрической сферической системе координат с базисом  $\{\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}\}$  (рис. 1).

Положение любой точки в системе координат можно определить вектором  $(R_z + H)\vec{e}$ , где  $R_z$  – радиус Земли;  $H$  – высота полета;  $\vec{e}$  – единичный вектор, который при известных значениях широты  $\varphi$  и долготы  $\lambda$  рассчитывается согласно формуле

$$\vec{e} = \{\cos \varphi \cos \lambda; \cos \varphi \sin \lambda; \sin \varphi\}. \quad (1)$$

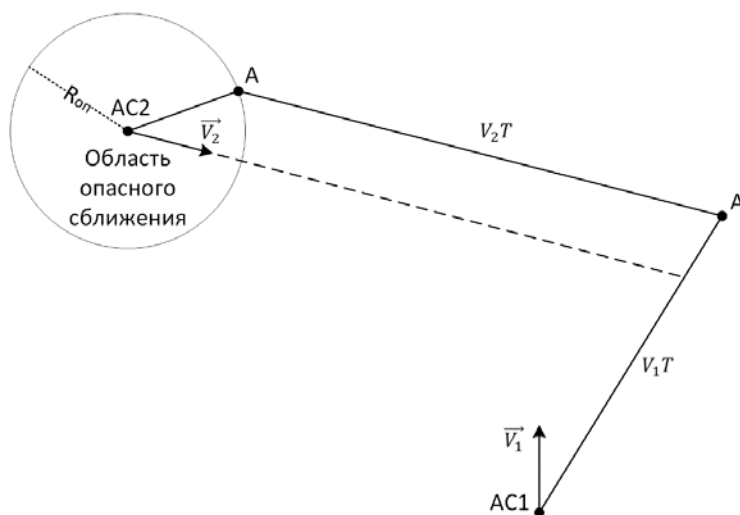
Географические координаты для рассматриваемой области воздушного пространства определяются по компонентам вектора  $\vec{e}$  следующим образом:

$$\begin{aligned} \lambda &= \tan^{-1} \left( \frac{e_y}{e_x} \right); \\ \varphi &= \sin^{-1} e_z. \end{aligned} \quad (2)$$

### Прогнозирование области опасного сближения с другим самолетом

В настоящей работе область опасного сближения с другими самолетами аппроксимируется многоугольником с 16 вершинами. Прогнозируемое положение каждой вершины определяется из условия, что при прогнозируемом движении самолетов эта вершина и самолет АС1 оказываются в этом положении одновременно.

Движение каждой вершины многоугольника жестко связано с движением самолета АС2. Если самолет АС2 движется по прямой, то и вершина будет смещаться прямолинейно, если самолет АС2 выполняет разворот, то и весь многоугольник, т.е. каждая его вершина, будет выполнять разворот.



**Рис. 2.** Схема возможного сближения самолетов в горизонтальной плоскости

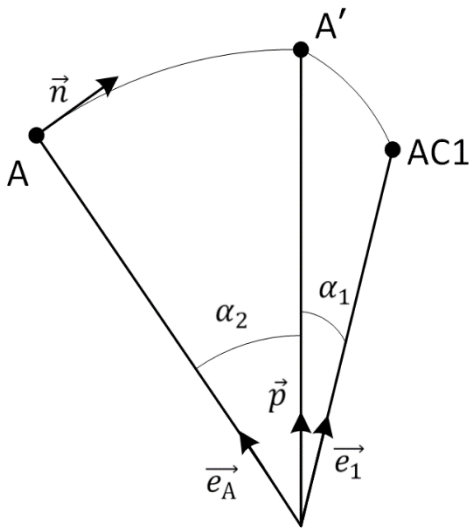
Координаты вершин многоугольника, аппроксимирующего область опасного сближения, при текущем положении самолета АС2 можно найти по формулам:

$$\begin{aligned} \varphi_i &= \sin^{-1} \left( \sin \varphi_{AC2} \cos \left( \frac{R_{оп}}{R_3 + H} \right) + \cos \varphi_{AC2} \sin \left( \frac{R_{оп}}{R_3 + H} \right) \cos \theta_i \right); \\ \lambda_i &= \lambda_{AC2} + \tan^{-1} \left( \frac{\sin \theta_i \sin \left( \frac{R_{оп}}{R_3 + H} \right) \cos \varphi_{AC2}}{\cos \left( \frac{R_{оп}}{R_3 + H} \right) - \sin \varphi_{AC2} \sin \varphi_2} \right), \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\theta_i$  – угол между направлением на север и направлением на  $i$ -ю вершину;  $\varphi_{AC2}$  и  $\lambda_{AC2}$  – широта и долгота самолета AC2 соответственно;  $R_{оп}$  – радиус области опасного сближения.

Здесь формирование зоны опасного сближения производится в предположении, что самолет AC2 выполняет прямолинейный полет с постоянной скоростью, величина скорости самолета AC1 также постоянна (рис. 2).

Определение географических координат точки  $A'$  выполняется в векторной форме, находится единичный вектор  $\vec{p}$ , по компонентам которого рассчитываются её географические координаты согласно формулам (2). Единичные векторы  $\vec{e}_1$  и  $\vec{e}_A$ , соответствующие положениям самолета AC1 и точки A, рассчитываются по формуле (1).



Полагаем, что вектор  $\vec{p}$  находится в плоскости ортодромии и равен

$$\vec{p} = \vec{e}_A \cos \alpha_2 + \vec{n} \sin \alpha_2, \quad (4)$$

где  $\vec{n}$  – единичный вектор, лежащий в плоскости ортодромии;

$$\alpha_2 = \frac{V_2 T}{R_3 + H} \quad (5)$$

– угол, на который перемещается точка A в геоцентрической системе координат при прогнозе на время T.

За время T самолет AC1 в этой же системе координат перемещается на угол

$$\alpha_1 = \frac{V_1 T}{R_H}. \quad (6)$$

**Рис. 3.** Нахождение координат точки  $A'$

Этот угол может быть также определен из соотношения

$$\cos \alpha_1 = (\vec{p}, \vec{e}_1). \quad (7)$$

Подставив в это соотношение выражения (4), (5), (6), получим

$$(\vec{e}_1, \vec{e}_2) \cos \frac{V_2 T}{R_H} + (\vec{e}_1, \vec{n}) \sin \frac{V_2 T}{R_H} = \cos \frac{V_1 T}{R_H}. \quad (8)$$

Углы  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$  малы, поэтому с достаточной точностью (с точностью до  $\left(\frac{VT}{R_H}\right)^3$ ) справедливо соотношение

$$(\vec{e}_1, \vec{e}_A) \left( 1 - \frac{V_2^2 T^2}{2R_H^2} \right) + (\vec{e}_1, \vec{n}) \frac{V_2 T}{R_H} = 1 - \frac{V_1^2 T^2}{2R_H^2}. \quad (9)$$

После приведения подобных получим канонический вид квадратного уравнения

$$\frac{V_1^2 - V_2^2 (\vec{e}_1, \vec{e}_A)}{R_H^2} T^2 + 2(\vec{e}_1, \vec{n}) \frac{V_2}{R_H} T + 2((\vec{e}_1, \vec{e}_A) - 1) = 0. \quad (10)$$

Решением данного уравнения является момент времени  $T$ , соответствующий одновременному достижению точки  $A'$  самолетом AC1 и точкой  $A$

$$T = \frac{-\langle \vec{e}_1, \vec{n} \rangle \frac{V_2}{R_H} + \sqrt{\left(\langle \vec{e}_1, \vec{n} \rangle \frac{V_2}{R_H}\right)^2 + 2 \frac{V_1^2 - V_2^2 \langle \vec{e}_1, \vec{e}_A \rangle}{R_H^2} (1 - \langle \vec{e}_1, \vec{e}_A \rangle)}}{\frac{V_1^2 - V_2^2 \langle \vec{e}_1, \vec{e}_A \rangle}{R_H^2}}. \tag{11}$$

В предположении, что самолет AC2 движется по ортодромии, вектор  $\vec{n}$  направлен по касательной к этой ортодромии и однозначно определяется углом курса  $\psi_2$  самолета AC2 относительно вектора  $\vec{m}$ , лежащего в меридиональной плоскости и направленного на север (рис. 4). Единичный вектор  $\vec{m}$  можно определить через векторы  $\vec{k}$  и  $\vec{e}_A$  по формуле

$$\vec{m} = \frac{\vec{k} - \vec{e}_A \sin \varphi_2}{\cos \varphi_2}. \tag{12}$$

Для нахождения вектора  $\vec{n}$  также используется перпендикулярный меридиональной плоскости вектор  $\vec{n}_2$ , равный

$$\vec{n}_2 = (-\sin \lambda_2, \cos \lambda_2, 0). \tag{13}$$

Вектор  $\vec{n}$  определяется по формуле

$$\vec{n} = \vec{m} \cos \psi_2 + \vec{n}_2 \sin \psi_2. \tag{14}$$

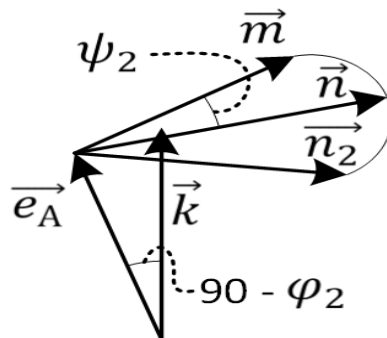


Рис. 4. Определение вектора  $\vec{n}$

Для нахождения вектора  $\vec{r}$ , определяющего положение точки  $A'$ , подставляем момент времени  $T$  из уравнения (11) в уравнение (4). Расчет координат (широты и долготы) этой точки производится по уравнениям (3).

В результате нахождения координат всех 16 вершин многогранника и их соединения прямолинейными отрезками получим прогнозируемое положение многогранника, внутренность которого представляет собой прогнозируемую область опасного сближения.

Получены результаты построения прогнозируемых областей опасного сближения при разных скоростях движения самолета AC2 и одинаковых остальных начальных условиях. На рис. 5 показана конфликтная ситуация, в которой запланированная траектория самолета AC1 пересекает прогнозируемую область опасного сближения с самолетом AC2. Ситуация требует разрешения конфликта путем изменения плана полета самолетом AC1.

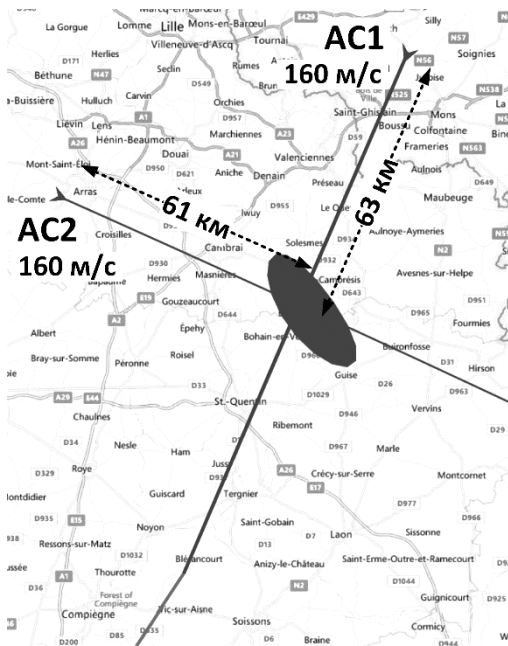


Рис. 5. Прогнозируемая область опасного сближения при  $V_2 = V_1$

Для идентификации прогнозируемых областей опасного сближения попадающие в них узлы сетки маркируются цифрой 1, т.е. так же как это делается и для других запрещенных областей.

### Облет запрещенных зон

На сетке строится цифровая карта, аналогичная описанной в [3] цифровой «карте безопасности», которая определяет, насколько далеко от запрещенных областей находится каждый узел сетки, лежащий вне этих областей. Карта позволяет также объединять отдельные близлежащие области, не допускающие пролета между ними, в одну запрещенную область.

Каждая запрещенная область маркируется и строится граница безопасности для облета, которая сохраняется в памяти вычислителя. Граница безопасности определяется как некоторая равноудаленная от запрещенной области кривая. В расчетах она задается в виде списка индексов двумерного массива узлов сетки, которым присваивается число, указывающее на расстояние до запрещенной области.

Для нахождения границ используется модифицированный алгоритм трассировки Мура (Moore-Neighbor tracing). Благодаря этому в дальнейших расчетах запрещенную область и её границу можно идентифицировать по одной точке.

Разрешение используемой сетки составляет  $0,01^\circ$  и, поскольку размеры одной ячейки малы по сравнению с размерами запрещенных областей, справедливо предположение, что самолет пересечет границу безопасности в узле сетки, лежащем наиболее близко к точке пересечения запланированной траектории полета с этой границей.

Данное предположение позволяет заметно ускорить процесс идентификации конфликтной ситуации. На схеме (рис. 6) показана привязка запланированной траектории полета к узлам сетки (например, точка  $i$  траектории переходит в точку  $j$  ломаной кривой, представляющей траекторию на сетке). Так траектория анализируется с целью определения точки ее пересечения с границей безопасности, если пересечение имеет место. Надо заметить, что при решении задачи используются не все точки запланированной траектории, а только некоторые с учетом рассматриваемых узлов.

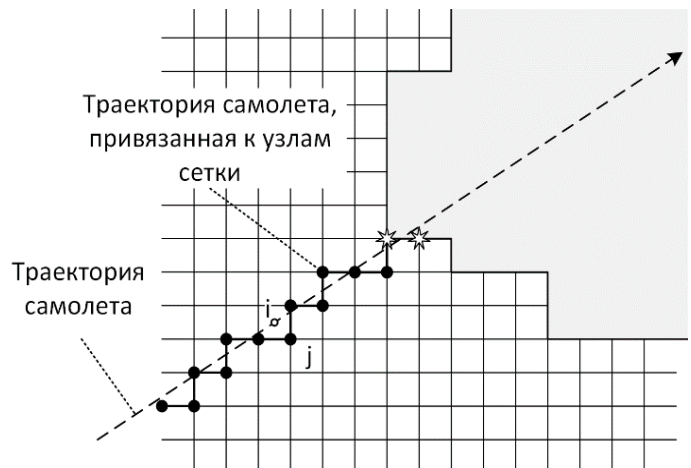


Рис. 6. Определение точки пересечения границы безопасности запрещенной области



Пусть самолет летит по запланированному маршруту. Рассмотрим крейсерский участок полета между ППМ 5 и ППМ 6, на котором обнаружена запрещенная область (рис. 7). С использованием вышеописанного алгоритма идентификации конфликтной ситуации получаем точку  $S$  границы безопасности, в которой запланированная траектория полета самолета пересекает эту границу.

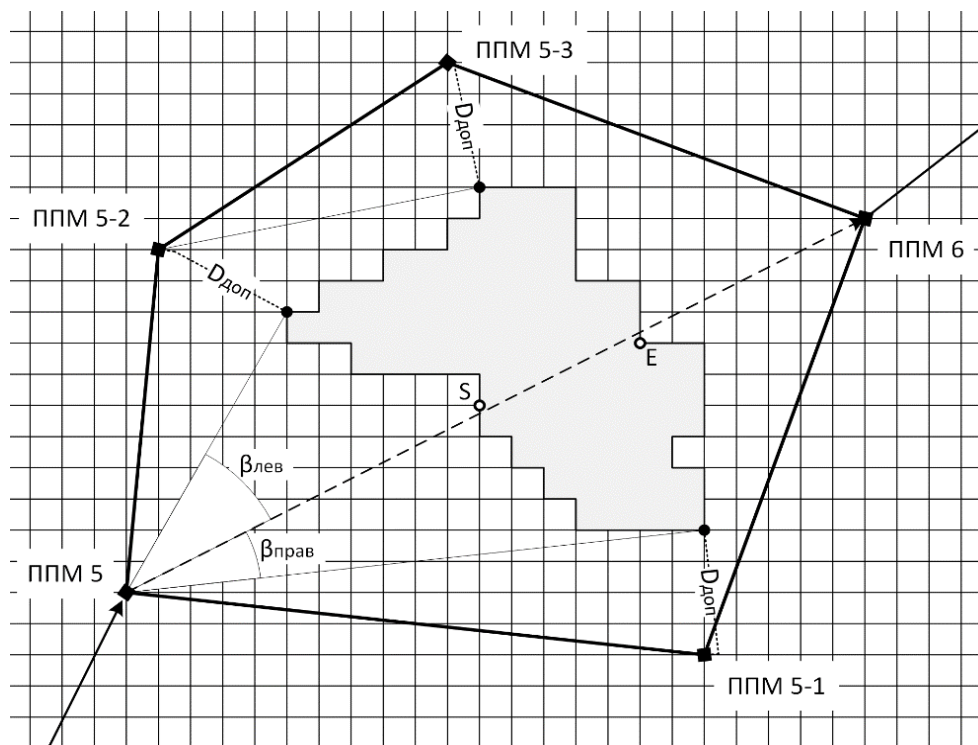


Рис. 7. Построение альтернативных траекторий полета

Далее определяется точка  $E$  пересечения запланированной траектории с границей безопасности, но уже за запрещенной областью. Для этого используется тот же частный алгоритм, что и для нахождения точки  $S$ .

Для построения возможных траекторий облета определяются крайние точки границы безопасности относительно точки начала облета (ППМ 5). Для этого осуществляется перебор всех точек границы безопасности запрещенной области от точки  $S$  до точки  $E$  по часовой и против часовой стрелки и расчет углов  $\beta_{\text{лев}}$  и  $\beta_{\text{прав}}$  соответственно. Для возможного облета запрещенной области слева и справа будет найдено по одной точке, соответствующей максимальному углу  $\beta$ . Поскольку вычисления для левой и правой ветвей не зависят друг от друга, их можно выполнять одновременно, что значительно ускоряет процесс нахождения крайних точек.

Новая точка маршрута для облета запрещенной области задается на некотором удалении  $D_{\text{доп}}$  от крайней точки запрещенной области (рис. 7). Все полученные при расчете ППМ привязываются к ближайшему узлу сетки. Эти новые точки маршрута (в данном примере ППМ 5-1 и ППМ 5-2) напрямую соединяются с точкой завершения облета (ППМ 6). Если на траекториях облета вновь происходит пересечение границы безопасности какой-либо запрещенной зоны, то для построения траектории облета повторяется весь вышеописанный алгоритм (в примере таким образом был добавлен новый ППМ 5-3).



## ЛИТЕРАТУРА

1. **Wanke C., Greenbaum D.** Incremental, Probabilistic Decision Making for En Route Traffic Management // 7<sup>th</sup> ATM Seminar, Barcelona, Spain. – July 2007.
2. **Silbert M.** Comparison of the Event-Step Algorithm to Other Path Planning Methods to Avoid Dynamic 3D Obstacles // AGARD Conf. Proceedings "Air Vehicle Mission Control and Management". – 1992. – No. 504. – 9 p.
3. **Grevtsov N.M., Dymchenko A.A.** Design of Fly-around of Dangerous/Forbidden Zones with Using Digital "Safety Map" // 2<sup>nd</sup> Intl. Conf. on Interdisciplinary Science for Innovative Air Traffic Management Proceedings, Toulouse, France. – 8-10 July 2013.
4. **Canton R., Refai M., Johnson W., Battiste V.** Development and Integration of Human-Centered Conflict Detection and Resolution Tools for Airborne Autonomous Operations. – 2005.

**DEVELOPMENT OF THE UNIVERSAL ALGORITHM FOR THE AIRSPACE CONFLICTS  
RESOLUTION WITH AN AIRPLANE EN-ROUTE****Petrov N.A.**

The paper outlines the formulation and solution of the problem of an airplane trajectory control within dynamically changing flight conditions. Physical and mathematical formulation of the problem was justified and algorithms were proposed to solve it using modern automated technologies.

**Key words:** flight conditions dynamics, flight trajectory, conflict situations in air space, algorithms and models of conflicts resolution.

**Сведения об авторе**

**Петров Никита Андреевич**, 1990 г.р., окончил МФТИ (2013), аспирант МФТИ, младший научный сотрудник ФГУП "ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского", область научных интересов – перспективные методы и технологии самолетовождения и организации воздушного движения.

УДК 656.7:658

## К ВОПРОСУ О РАЗВИТИИ РЕГИОНАЛЬНОЙ АВИАЦИИ В РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

И.П. ЖЕЛЕЗНАЯ

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Воробьевым В.В.**

В статье описываются задачи развития региональных авиационных перевозок в Российской Федерации, отличительные особенности воздушного транспорта от других видов транспорта, причины, приведшие к разрушению существовавшей системы региональных рейсов, основные функции региональных аэропортов, представлены предложения по развитию региональной авиации.

**Ключевые слова:** транспортная система России, воздушный транспорт, аэропорт, региональные и местные авиационные перевозки, региональные аэропорты, региональные воздушные линии.

Сегодня авиационный транспорт играет важную роль для социального и экономического развития России. Наличие развитой наземной инфраструктуры гражданской авиации является необходимым условием экономического роста, социального и политического развития страны и регионов.

Развитие транспортной системы страны в целом и системы воздушного транспорта в частности становится не только необходимым условием реализации инновационной модели экономического роста Российской Федерации, но и фактором повышения качества жизни населения и конкурентоспособности национальной экономики.

Воздушный транспорт имеет особое значение для Российской Федерации как средство обеспечения дальних магистральных пассажирских сообщений и конкурирует с железнодорожным транспортом на дальних и средних пассажирских перевозках.

Воздушный транспорт отличается от других видов транспорта рядом специфических особенностей, среди которых можно выделить:

- высокую скорость перевозки в сочетании с практически абсолютной проходимостью воздушных судов по сравнению с наземными видами транспорта;
- высокую регулярность полетов в сочетании с большим выбором альтернативных маршрутов, разнообразием рейсов и возможностями пересадок (стыковок), ориентированных на удобство потребителей;
- безопасность полетов;
- высокую способность реагирования и быструю приспособляемость к изменяющейся конъюнктуре рынка, неожиданным колебаниям объемов пассажиро- и грузопотоков.

Аэропорты как часть транспортной системы являются важнейшим компонентом национальной, региональной и местной инфраструктуры. Аэропорт – не просто поставщик авиационных услуг, чья деятельность регулируется государством, но и самостоятельный коммерческий комплекс с собственными бизнес-целями и стратегией развития, направленной на рост и экономическую эффективность функционирования.

В течение последнего десятилетия воздушный транспорт России сохраняет высокие темпы роста объемов авиaperезовок, которые опережают темпы роста объемов перевозок мировой гражданской авиации. В 2012 г. по данным международной ассоциации воздушного транспорта (ИАТА) спрос на пассажирские перевозки в мире вырос на 5,3%, в том числе на международных воздушных линиях – на 6% и внутренних воздушных линиях – на 4%.

Ситуация на внутренних (региональных и местных) воздушных линиях осложнена проблемами в области инфраструктуры перевозок: численность аэродромов сегодня в 1,5 раза меньше,

чем была в 2000 г. К концу прошлого десятилетия ценой значительных бюджетных инвестиций негативная тенденция сжатия аэропортовой сети была приостановлена, но возрождения утерянной её части пока не произошло. В последнее время в вопросе модернизации аэропортового хозяйства государство основной упор делает на объединение местных аэродромов и посадочных площадок в федеральные казённые предприятия.

Региональные аэропорты выполняют три главные функции:

- обслуживают местное производство/промышленность;
- выполняют рейсы, доставляющие пассажиров в центральный аэропорт региона для совершения транзита;
- выполняют сельскохозяйственные работы.

Это обусловлено тем, что региональные аэропорты, зачастую, не имеют возможности принимать и обслуживать среднемагистральные и дальнемагистральные воздушные суда, обладающие соответствующей для большинства авиаперевозок дальностью полета.

В течение 1991-2012 гг. доля региональных авиалиний в структуре внутрироссийских перевозок сократилась с 75% до 25%, доля местных – с 27% до 3%. За этот период количество прямых авиационных связей между регионами Российской Федерации сократилось в несколько раз, а пассажиропотоки переориентировались на Москву, ставшую единственным полноценным центром внутреннего транзита.

В настоящее время 75% всех пассажиров, перевозимых авиакомпаниями внутри страны, прилетают в Москву или вылетают из нее, 61,5% пассажирооборота перевозок на расстояния до 1000 км приходится на воздушные линии, пунктом отправления или прибытия в которых является Москва. Для перевозок на этих воздушных линиях в 75% случаев используются среднемагистральные узкофюзеляжные самолеты. Такие линии обладают устойчивым всепогодным пассажиропотоком и не требуют субсидирования со стороны государства.

Существующая маршрутная сеть внутренних воздушных линий отражает сложившуюся модель социально-экономического развития Российской Федерации с Москвой в качестве основного экономического центра.

В то же время многие экономисты отмечают, что дальнейшее развитие страны требует повышения роли регионов в экономике и создания новых центров активного роста. Для решения этой задачи необходимо повышение мобильности населения и формирование устойчивых межрегиональных транспортных связей. Сложившаяся модель перевозок сдерживает развитие не только гражданской авиации, но и экономики многих регионов.

Основными причинами, приведшими к разрушению существовавшей системы региональных рейсов, являются:

- существенное падение в 1991-2000 гг. реальных доходов населения и уровня платежеспособного спроса на перевозки;
- отсутствие в 1991-2000 гг. инвестиций в модернизацию и развитие аэропортовой инфраструктуры;
- конкуренция со стороны субсидируемого железнодорожного транспорта (в настоящее время из средств федерального бюджета Российской Федерации компенсируется 30% стоимости перевозки в общих вагонах поездов дальнего следования);
- дефицит парка современных региональных самолетов и самолетов для местных линий, отсутствие в продуктовой линейке отечественных авиапроизводителей серийно производимых реактивных и винтовых самолетов вместимостью до 50 кресел.

В числе основных причин негативного развития экономики региональных перевозок следует назвать неблагоприятные институциональные условия их деятельности наряду с низким платежеспособным спросом населения. Кроме того, в России так и не была выработана эффективная схема взаимодействия магистральных (сетевых) и региональных (фидерных) перевозчиков. Всё это в конечном итоге привело к упадку парка региональной и местной авиации, состоящего в основном из самолётов советской постройки. Средств на его обновление у авиакомпаний не

было, отсутствовали и надёжные бизнес-модели, которые были бы способны привлечь внешнее финансирование.

Сокращение количества местных и региональных воздушных линий приводило до недавнего времени к разрушению единого экономического пространства внутри Российской Федерации и входящих в ее состав федеральных округов. Последствиями этого процесса являются:

- разрушение системы внутри- и межрегиональных экономических связей;
- замедление темпов роста валового регионального продукта субъектов федерации;
- сложное финансовое положение региональных авиакомпаний и аэропортов, не имеющих достаточных объемов работы в условиях низкого платежеспособного спроса на перевозки.

Таким образом, для создания единого транспортного пространства внутри Российской Федерации и входящих в ее состав федеральных округов, учитывая значимую роль воздушного транспорта, требуется формирование эффективных вариантов моделей маршрутной сети региональных авиаперевозок, разработка и реализация эффективных механизмов государственной поддержки.

В 2012 -2013 гг. Правительством РФ были предприняты беспрецедентные меры по оживлению и стимулированию развития региональной авиации. С 1 января 2012 г. стартовала программа субсидирования лизинга воздушных судов. Размер субсидии - от 15% до 30% стоимости самолета в зависимости от типа, года выпуска и характеристик. На реализацию программы в 2012 г. выделено около 2 млрд. руб., в 2013 г. направлено 2,15 млрд. руб. и в 2014 г. предполагается выделить 2,4 млрд. руб. В рамках программы уже поступили заявки на приобретение 50 самолетов, общая сумма субсидий составила 1,2 млрд. руб.

Опубликованный Минтрансом РФ обновлённый проект изменений в постановление правительства (№ 1212 от 31 декабря 2011 г.) о возмещении затрат на уплату лизинговых платежей за региональные самолёты расширяет спектр субсидируемых воздушных судов. Теперь под субсидирование попадают не только турбовинтовые самолёты, закупаемые за рубежом для эксплуатации на региональных и местных авиалиниях, но и реактивные региональные машины - Ан-148 и SSJ 100 (на эти цели выделяется не более 30% заложенных в бюджете средств), что отвечает интересам отечественного авиапрома. При этом авиакомпании вероятно пока не смогут рассчитывать на субсидирование сделок по приобретению бразильских и канадских аналогов российских самолётов, поскольку одним из условий для предоставления субсидии является регистрация воздушных судов в России, а лизингодатели предпочитают регистрировать западные самолёты на Бермудах.

С 1 апреля 2013 г. вступила в действие программа субсидирования региональных авиаперевозок в Приволжском федеральном округе, которая была продлена до 20 ноября 2013 г. и предполагает субсидирование 57 маршрутов между всеми крупными городами округа. В рамках программы, на реализацию которой выделяется 600 млн. руб. (в равных долях из федерального бюджета и бюджета регионов), стоимость тарифа на 25% субсидируется за счёт федерального и на 25% за счёт регионального бюджетов.

За первые 2 месяца действия программы открыто 20 новых маршрутов, авиакомпании приобрели и ввели в эксплуатацию 7 региональных самолётов (иностранного производства). Однако у программы есть и узкие места. Это, в первую очередь, невысокий спрос со стороны населения на авиаперевозки, с которыми конкурируют железнодорожный и автомобильный транспорт. Во-вторых, большинство авиакомпаний (а у них фактически отсутствует свободный парк малых самолётов) не может предоставить гарантии банку на пять лет в силу собственного нестабильного финансового состояния. Кроме того, дополнительные риски возникают из-за короткого (менее года) срока действия программы, поэтому её, по мнению ряда участников авиарынка, необходимо откорректировать. Значительная доля рейсов, например, запланирована между теми аэропортами, которые и так не испытывают проблем с количеством выполняемых рейсов. С другой стороны, ряд перспективных маршрутов не вошел в сетку рейсов. По некото-

рым оценкам, для того чтобы сохранить конфигурацию маршрутной сети, потребуется дополнительное финансирование в размере около 260 млн. руб.

Предложения развития региональной авиации сводятся к следующему:

1. Необходимо совершенствование налогового законодательства. Налоговое законодательство применительно к региональным авиаперевозчикам характеризуется: а) высокими ставками арендной платы за пользование земельными участками, предоставленными для размещения аэропортов, аэродромов, взлетно-посадочных полос. Разработанная Минэкономразвития РФ и применяемая с марта 2012 г. методика расчета арендной платы предусматривает регрессивную шкалу арендной платы в зависимости от объема пассажиропотока с сокращением ставок арендной платы на 40-50% для магистральных аэропортов, для местных аэродромов – в несколько раз; б) необходимостью введения в субъектах РФ единой методики экономически обоснованного расчета транспортного налога на воздушные суда, отсутствие которой приводит к установлению непомерно высоких налогов для малой авиации.

2. Необходимы государственные субсидии для развития региональной авиации.

3. Необходима программа подготовки кадров для нужд региональной авиации. Имеет место острая нехватка обслуживающего персонала: летчиков, диспетчеров, механиков для местных воздушных линий.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Авиатранспортное обозрение. - 2013. - № 136. - С. 4.
2. Аралов Г. Когда региональная авиация встанет на крыло? // Aviation Explorer. - 2012. - 19 сентября [Электронный ресурс]. URL: <http://www.aex.ru/docs/2/2012/9/19/1634>.
3. Семенова Е.А. О развитии региональной авиации в России // Российский институт стратегических исследований. - 2013. - 25 июня.

#### THE DEVELOPMENT OF REGIONAL AVIATION IN THE RUSSIAN FEDERATION

**Zheleznaia I.P.**

The article describes the problems of development of regional air transportation in the Russian Federation, the main difference of air transport from other transport modes, the reasons that led to the destruction of the existing system of regional flights, the basic functions of regional airports, proposals on the development of regional aviation.

**Key words:** transport system of Russia, air transport, airport, regional and local air transportation, regional airports, regional air lines.

#### Сведения об авторе

**Железная Ирина Петровна**, окончила МГТУ ГА (2002), кандидат технических наук, доцент кафедры организации перевозок на воздушном транспорте МГТУ ГА, автор 22 научных работ, область научных интересов – организация перевозок и коммерческая работа авиакомпаний.

**Editor-in-chief**

Boris Eliseev, Rector, MSTU CA.

**Deputy Editor-in-chief**

Vadim Vorobyev, Vice Rector for Research and Innovations, MSTU CA.

**Executive Secretary**

Oksana Feoktistova, Professor, Chair of Safety and Life Activities, MSTU CA.

**Member of the chief editorial Board**

Olga Garanina, Professor, Chair of Humanitarian and Social-Political Sciences, MSTU CA, Moscow, Russia.

Anatoly Kozlov, Professor, Chair of Technical Operation of Radio/Electronic Systems in Air Transport, MSTU CA, Moscow, Russia.

Vladimir Tchipenko, Head of Chair of Aircraft Aerodynamics, Design and Strength, MSTU CA, Moscow, Russia.

Vladimir Kalugin, Dean, Department of Special Machine Design, Bauman University, Moscow, Russia.

Dmitry Lukin, Professor, Chair of Wave Processes, Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia.

Vacily Shapkin, General Director, State Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Bruno Lamiscarre, Deputy Dean, French Civil Aviation University (ENAC), France.

Franco Persiani, Director, Interdepartmental Centre of Industrial Research in Aeronautics, University of Bologna, Italy.

Damian Rivas, Professor, Department of Aerospace Engineering, University of Seville, Spain.

ББК 05  
Н 34  
Св. план 2014 г.

Научный Вестник МГТУ ГА  
№ 205

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Редакторы И.В. Вилкова, Е.В. Гаранина  
Компьютерная верстка Т.Н. Котиковой

---

Подписано в печать 25.07.14 г.

Печать офсетная  
17,75 усл. печ. л.

Формат 60x90/8  
Заказ № 1833/

15,02 уч.-изд. л.  
Тираж 100 экз.

---

*Московский государственный технический университет ГА*  
125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20  
*Редакционно-издательский отдел*  
125493 Москва, ул. Пулковская, д. 6а

Подписной индекс в каталоге Роспечати 84254  
© Московский государственный  
технический университет ГА, 2014