

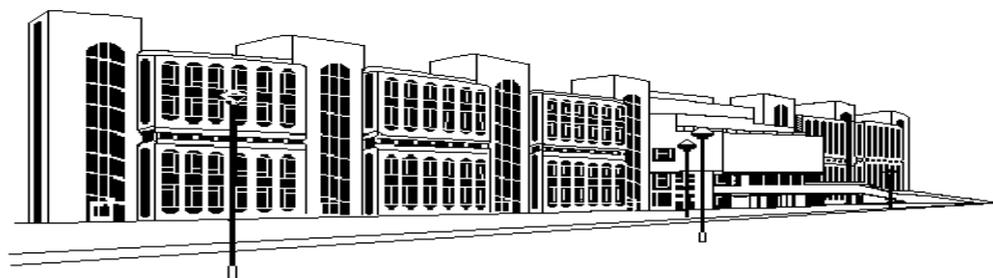


ISSN 2079-0619

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ  
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

# НАУЧНЫЙ ВЕСТНИК МГТУ ГА

№ 206



**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**

**№ 206 (08)**

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 (ENAC) Бруно Ламискарре (Тулуза, Франция);  
директор Межведомственного Центра промышленных исследований в авиации Франко Персиани (Болонский университет, Италия);  
профессор кафедры аэрокосмической техники Университета Севильи Дамиан Ривас (Испания)

### **Редакционная коллегия выпуска**

**Ответственный редактор выпуска** - д-р техн. наук, проф. В.М. Самойленко (МГТУ ГА)

**Ответственный секретарь выпуска** - вед. инженер. К.И. Грядунов (МГТУ ГА)

**Члены редакционной коллегии** - д-р техн. наук, проф. Е.А. Коняев (МГТУ ГА)

E-mail: rlaiad@mstuca.aero

тел. +7 (499) 459-07-52

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

---

---

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

---

---

№ 206 (8)

2014

**СОДЕРЖАНИЕ**

<b>Акимов А.Н., Воробьев В.В., Харламов А.С.</b> К вопросу об организации планирования воздушного движения .....	7
<b>Громов В.К., Громов С.В.</b> Математическое моделирование гидравлических расчетов при проектировании систем ЦЗС .....	12
<b>Агеева Н.Г., Громов С.В.</b> Передовые зарубежные методы управления программой разработки изделия в авиастроении .....	17
<b>Коняев Е.А., Грядунов К.И.</b> Влияние метода отбора проб масла на гранулометрический состав пробы .....	22
<b>Коняев Е.А., Грядунов К.И., Ардешери Ш., Джафари П.</b> Влияние метода отбора проб масла на диагностирование узла трения .....	28
<b>Лихтерова Н.М., Шаталов К.В., Кондратенко В.В., Баевский Д.Ф.</b> Проблема оценки противоизносных свойств современных отечественных реактивных топлив .....	37
<b>Морозов В.И., Овчинников В.В.</b> Математическое моделирование в задачах нелинейной аэроупругости .....	43
<b>Петрова М.А., Равилов Р.Г., Самойленко В.М., Тарасов А.И.</b> Влияние подготовки поверхности детали на долговечность теплозащитного покрытия .....	49
<b>Настас Г.Н., Пашенко Г.Н., Петрова М.А., Самойленко В.М.</b> Возможность оценки долговечности жаростойких покрытий .....	52
<b>Иванов Е.Г., Опокин В.Г., Равилов Р.Г., Самойленко В.М.</b> Оценка эксплуатационной эффективности диффузионных покрытий для лопаток турбины современных газотурбинных двигателей .....	56
<b>Иванов И.А., Богатырев А.А.</b> Использование метода сетевого планирования и управления в процессе формирования денежных потоков при совершенствовании механизмов обработки багажа на воздушном транспорте .....	59
<b>Железная И.П.</b> Взаимодействие авиаперевозчиков и топливозаправочных компаний .....	64
<b>Грасько Т.В., Маяцкий С.А.</b> Система автоматического управления регулируемой высокотемпературной основной камерой сгорания многорежимного газотурбинного двигателя маневренного летательного аппарата .....	68
<b>Сухих Н.Н., Ковалев А.Г., Рукавишников В.Л.</b> Предупреждение ошибок, обусловленных человеческим фактором, при использовании толерантных к отказам систем управления полетом .....	76
<b>Агеев А.С.</b> Методологические принципы оценки соответствия функциональных систем воздушных судов требованиям Норм летной годности .....	80

<b>Борисов Ю.А., Соловьёв Б.А.</b> К расчету диагностической математической модели гидравлического демпфера втулки несущего винта вертолёта .....	84
<b>Сыроедов Н.Е., Петухов В.Г., Шарыкин Ф.Е.</b> Воспламеняющая способность разрядов статического электричества при заправке воздушных судов топливом .....	91
<b>Карпенко О.Н., Олешко В.С., Попов А.В., Самойленко В.М.</b> Об оценке напряженно-деформированного состояния лопаток газотурбинного двигателя лазерным оптико-акустическим методом .....	96
<b>Зубов О.Е.</b> О возможности оценки минимального остаточного ресурса металлоконструкций по результатам пробного нагружения с контролем акустической эмиссии .....	103
<b>Рыбаков Ю.Н., Харламова О.Д., Чириков С.И.</b> Вопросы использования термопластичных рукавов для нефтепродуктов в условиях холодного климата.....	107
<b>Рыбаков Ю.Н., Чириков С.И., Кюннап Р.И.</b> Вопросы повышения эффективности учёта углеводородных топлив на полевых складах.....	111
<b>Рыбаков Ю.Н.</b> Особенности оценки и нормирования естественной убыли нефтепродуктов в эластичных резервуарах.....	116
<b>Рыбаков Ю.Н., Харламова О.Д., Кюннап Р.И., Чириков С.И., Плохой Д.С.</b> Перспективы развития полевых складов горючего.....	122
<b>Тимошенко А.Н., Грядунов К.И.</b> Критерии выбора параметров модельной частицы механических примесей для построения модели отстаивания авиатоплива и масел.....	127
<b>Коняев Е.А., Тимошенко А.Н.</b> Проблемы точности фиксированного норматива продолжительности отстаивания авиатоплива .....	131
<b>Коняев Е.А., Ардешири Ш., Банбан В.Ф., Джафари П.</b> Диагностические признаки загрязнения проточной части авиационных газотурбинных двигателей.....	137

*Повышение надежности деталей авиационной техники невозможно без проведения научных исследований, совершенствования системы их технической эксплуатации, разработки стратегии технического обслуживания и ремонта, а также применения математических моделей оптимизации процессов эксплуатации деталей ВС на протяжении всего жизненного цикла.*

*В настоящее время в гражданской авиации актуальным стал вопрос обеспечения качества авиатоплива и горюче-смазочных материалов, что непосредственно связано с надежной работой агрегатов топливных систем и двигателей ВС и, как следствие, обеспечением безопасности полетов. Решение данной проблемы требует новых подходов, привлечения к совместной работе подготовленных специалистов других организаций и предприятий. При этом необходимо более глубокое изучение правил хранения, очистки и заправки авиатоплива в баки ВС, содержащихся в документах ИКАО и РФ с целью обеспечения и соблюдения принципов сохранения летной годности ВС.*

*Проблемы обеспечения качества ГСМ, а также организации и выполнения ремонта ВС играют огромную роль в безопасности полетов, имеют комплексный и разносторонний характер. Решения данных проблем требуют объединения усилий авиационных властей, промышленности, науки и служб обеспечения качества ГСМ, эксплуатации и ремонта ВС.*

*Специалистам, занятым данной проблемой, необходимы знания Федеральных авиационных правил в области авиатопливообеспечения ВС, требований промышленной безопасности, правил и основных процедур государственного регулирования контроля качества ГСМ, а также умение применять современные методы ремонта к новым образцам авиационной техники, анализировать и оценивать конструктивные свойства ВС для осуществления их эффективного ремонта.*

*В Вестнике нашли отражение проблемные вопросы: моделирования методов ремонта, контроля качества ремонта, методов прогнозирования влияния показателей качества ГСМ на работоспособность агрегатов ВС и др.*

*Материалы Научного Вестника представляют интерес для ученых и специалистов, занимающихся решением научно-практических задач по дальнейшему развитию и повышению эффективности системы поддержания летной годности ВС.*

**Ответственный редактор -**

*доктор технических наук, профессор*

***В.М. Самойленко***

УДК 629.7.07

## К ВОПРОСУ ОБ ОРГАНИЗАЦИИ ПЛАНИРОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

А.Н. АКИМОВ, В.В. ВОРОБЬЕВ, А.С. ХАРЛАМОВ

В статье рассматривается проблема задержек рейсов самолетов гражданской авиации, обусловленная недостаточной эффективностью системы планирования воздушного движения. Как результат аэропорты и авиакомпании несут финансовые потери. В статье представлены результаты анализа задержек на аэродромах московского авиаузла и на аэродромах Тегель и Мюнхен (ФРГ). Описаны принципы организации системы планирования воздушного движения в Российской Федерации, а также приведены рекомендации, применение которых позволит повысить эффективность системы планирования воздушного движения в Российской Федерации.

**Ключевые слова:** планирование воздушного движения, пропускная способность органов ОВД, задержки рейсов.

### Введение

В связи с перегруженностью воздушного пространства московского узлового диспетчерского района воздушные суда вынуждены выполнять полеты в зонах ожидания аэродрома назначения или простаивать в очереди на земле, ожидая разрешения на взлет. Это приводит к задержкам, в результате которых авиакомпании несут излишние затраты из-за перерасхода топлива, а пассажиры могут опаздывать на стыковочные рейсы. Более 60% воздушного движения России приходится на московскую воздушную зону и интенсивность его постоянно увеличивается. Очевидно, что для уменьшения времени задержек необходимо совершенствовать систему организации воздушного движения (ОрВД).

Согласно документу ИКАО Doc9854 «Глобальная эксплуатационная концепция ОрВД» [1] система ОрВД состоит из 7 взаимосвязанных компонентов: структуризация и организация воздушного пространства, операции на аэродроме, согласование спроса и пропускной способности, синхронизация движения, управление конфликтными ситуациями, операции пользователей воздушного пространства и управление предоставлением услуг ОрВД. Данные компоненты перечислены не в порядке приоритета.

Компонент «согласование спроса и пропускной способности» предполагает стратегическую оценку потоков движения и пропускной способности аэродромов в разрезе системы, с тем чтобы дать возможность пользователям воздушного пространства определить время, место и формы выполнения полетов при одновременном сближении конфликтующих потребностей в воздушном пространстве и пропускной способности аэродрома.

Под компонентом «синхронизация движения» понимается тактическое установление и поддержание безопасного, упорядоченного и эффективного потока воздушного движения.

Исходя из этого, один из путей совершенствования ОрВД заключается в достижении максимально возможного соответствия между сформированными заранее планами (расписанием) и реальными полетами воздушных судов. Это относится в первую очередь к обеспечению соответствия между фактической траекторией полета и запланированной в расписании.

### Анализ соответствия расписания фактическому движению воздушных судов по прилету и вылету

Для оценки задержек рейсов в московском узловом диспетчерском районе в работе рассмотрены графики задержек по вылету (рис. 1) и прилету (рис. 2) в аэропортах Внуково, Домодедово и Шереметьево за ноябрь 2013 г. [2]. Для сравнения выбраны аэропорт Тегель, так как в нем расположение ВПП однотипно с Шереметьево (две ВПП, между осями которых 200 м), и аэропорт Мюнхен с высокой интенсивностью (более 1000 взлетно-посадочных операций в сутки).

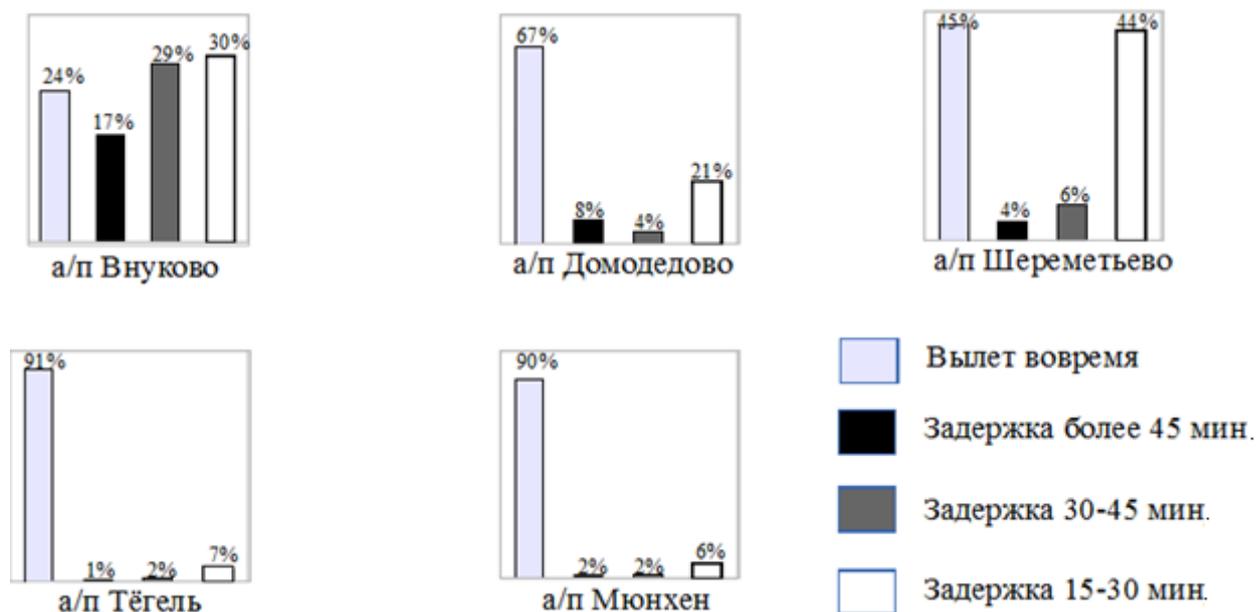


Рис. 1. Диаграммы задержек по вылету

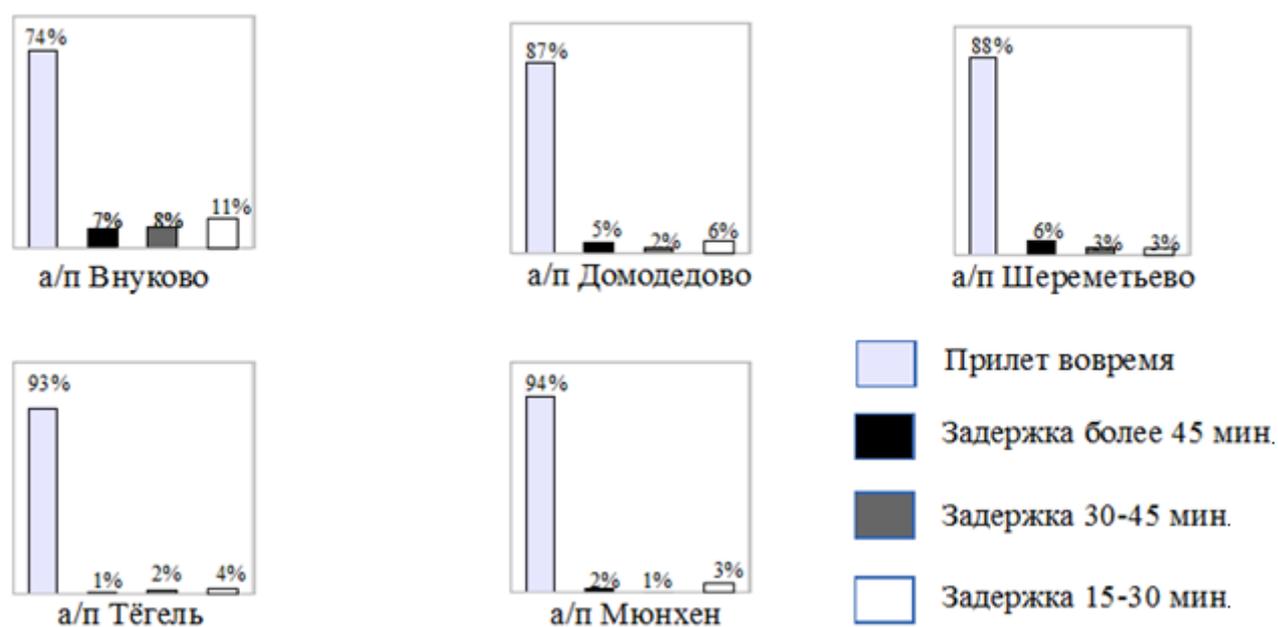


Рис. 2. Диаграммы задержек по прилету

Как видно из графиков, в аэропортах московского узлового диспетчерского района существуют проблемы задержек рейсов, особенно на вылет. В немецких аэропортах Тёгель и Мюнхен задержки существенно меньше.

Одна из причин сложившейся ситуации - это недостатки в планировании полетов, в результате чего количество фактически выполняемых рейсов превышает пропускную способность ВПП московских аэропортов.

### Организация планирования воздушного движения

Планирование воздушного движения является этапом функционирования систем управления воздушным движением, в значительной степени определяющим эффективность системы

ОрВД в целом. Процесс планирования разделяется на стратегическое, предтактическое и тактическое. Результатом стратегического планирования является расписание движения воздушных судов на длительный период (летний или зимний). Предтактическое планирование, использующее результаты предыдущего планирования, заключается в составлении планов воздушного движения на предстоящие сутки, а также с учетом дополнительных факторов, к которым относятся дополнительные заявки на полеты, ограничения на полеты. Тактическое планирование заключается в реализации суточного плана полета, его корректировке на основе поступающих сообщений об изменениях и дополнениях и принятии решений по созданию бесконфликтных пространственно-временных траекторий полетов.

Качество решения задачи планирования оценивается прежде всего эффективностью использования результатов предтактического и тактического планирования. Это проявляется во влиянии планирования на главные показатели эффективности функционирования системы ОрВД в целом, в том числе и на показатели безопасности полетов. При этом необходимо, чтобы при планировании воздушного движения не было превышения пропускной способности органов ОрВД. Пропускная способность для диспетчерских пунктов (секторов) выражается количеством воздушных судов в единицу времени, управление движением которых может безопасно обеспечиваться органами ОрВД.

В России действует система планирования воздушного движения, состоящая из трех уровней единой системы организации воздушного движения (ЕС ОрВД) [3]: главный центр, зональный центр и районный центр. В соответствии с Федеральными авиационными правилами об использовании воздушного пространства (ИВП) планирование использования воздушного пространства осуществляется:

- Главным центром ЕС ОрВД – в воздушном пространстве классов А и С на основании планов (расписаний, графиков) использования воздушного пространства, по которым Главный центр выдает разрешение на ИВП;
- зональным центром ЕС ОрВД – в воздушном пространстве классов А и С, а также в воздушном пространстве класса G в отношении полетов беспилотных летательных аппаратов своей зоны на основании планов (расписаний, графиков) использования воздушного пространства, по которым зональный центр выдает разрешение на ИВП;
- районным центром ЕС ОрВД – в воздушном пространстве классов А и С, а также в воздушном пространстве класса G в отношении полетов беспилотных летательных аппаратов и деятельности, не связанной с полетами воздушных судов своего района, на основании планов (расписаний, графиков) использования воздушного пространства, по которым районный центр выдает разрешение на ИВП.

При такой трехуровневой системе планирования возможны случаи, когда, например, в главном центре могут не учесть план, совершаемый в границах ответственности зонального центра. Поэтому предсказываемая им нагрузка может оказаться недостоверной.

Еще один недостаток - это отсутствие обратной связи, т.е. орган планирования не имеет инструментов воздействия на эксплуатантов в случае возникновения необходимости в корректировке заявок.

Также необходимо отметить, что значительно превосходя по интенсивности воздушного движения в европейских аэропортах, задержки там существенно меньше. В Евроконтроле планы полетов передаются в Центральную подсистему организации планирования воздушного движения [4] для организации планирования на этапах стратегического, предтактического и тактического планирования. Для расчета маршрутов полета и передачи их в автоматизированные центры управления воздушным движением используется система начальной обработки планов полетов IFPS (Initial Flight Plan Processing System).

Необходимо отметить, что в IFPS осуществляется корреляция информации планов полетов по данным радиолокационной обработки от авиационной телекоммуникационной сети ATN

(Aeronautical Telecommunication Network), а там, где она отсутствует, передается экипажам по линии передачи данных адресно-отчетной системы авиационной связи ACARS (Aircraft Communication Addressing and Reporting System). Таким образом автоматизированная система управления воздушным движением получает информацию высокой точности; по этой причине нет необходимости ее обработки в самом центре управления.

Также следует учитывать пропускную способность аэродрома, на которую влияет эффективность и скоординированность работы всех наземных служб, особенно в пиковые часы. Для оптимизации управления вылетающими и прилетающими потоками ВС используются технологии менеджера прилета AMAN (Arrival Manager) [5] и менеджера вылета DMAN (Departure Manager). Технология AMAN предназначена для автоматизированного создания потока воздушных судов на прилет и точного расчета времени прибытия с учетом технических характеристик прилетающих ВС, погодных условий, плановой и радиолокационной информации и других факторов. Технология DMAN является инструментом планирования для оптимизации вылетающего потока ВС в аэропортах путем расчета времени руления и отрыва от ВПП на основе одобренного времени запуска для каждого рейса, принимая во внимание ряд ограничений и предпочтений. В России данные технологии пока не применяются.

### **Заключение**

Уменьшения времени задержек можно достичь при проведении следующих мероприятий по модернизации в виде частичной или полной автоматизации системы планирования воздушного движения:

- алгоритмизация точного расчета маршрутов, выполняемого по точкам и эшелонам, без которого невозможно определить сектора пролета для оповещения;
- автоматическая корреляция планов полетов по данным радиолокационного поля;
- алгоритмизация определения периодов времени, когда планируемое воздушное движение равно или превышает пропускную способность элементов воздушного пространства, сектора, участков маршрутов, аэродромов;
- автоматизированная поддержка на рабочих местах диспетчеров по планированию использования воздушного пространства и информации о перегрузке по этапам планирования;
- автоматическая коррекция соответствующих планов и рассылка соответствующих сообщений авиакомпаниям, органам УВД;
- алгоритмизация формирования уточненного плана использования взлетно-посадочной полосы (ВПП);
- мониторинг выполнения заданного времени прилета-вылета. В каждом аэропорту должен быть организован контроль за прилетом-вылетом в назначенное время и разработаны мероприятия по их исполнению;
- автоматизированный мониторинг составленного расписания и выдача рекомендаций, обеспечивающих выдерживание времени посадки, выдача команд по скорости и курсу.

Проведение приведенных выше рекомендаций позволит снизить задержки и повысить уровень безопасности полетов.

### **ЛИТЕРАТУРА**

1. **Doc 9854- AN/458.** Глобальная эксплуатационная концепция ОрВД. - Монреаль: ИКАО, 2005.
2. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.flightstats.ru>.
3. **ФАП.** Организация планирования использования воздушного пространства Российской Федерации: утв. приказом Минтранса РФ от 16 января 2012 г. № 6.
4. Eurocontrol Capacity Assessment & Planning Guidance. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.eurocontrol.int>
5. **Мутовкин В.П., Бобряков В.Г.** Организация планирования воздушного движения в Европейском регионе и в России [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ato.ru>.

## THE ORGANIZATION OF AIR TRAFFIC PLANNING

**Akimov A.N., Vorobyev V.V., Kharlamov A.S.**

The article considers the problem of civil aviation aircraft flights delays, because of the lack of efficiency of the air traffic planning. As a result, airports and airlines have financial losses. Analysis of delays at Moscow aerodromes, Tegel and Munich aerodromes are given. The principles of organization of air traffic planning system in the Russian Federation are described, as well as recommendations the use of which will improve the efficiency of the air traffic planning system in the Russian Federation.

**Key words:** planning of air traffic, air traffic control system capacity, flight delays.

### Сведения об авторах

**Акимов Александр Николаевич**, 1952 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1981), доктор технических наук, профессор, заместитель директора дирекции по тренажерам ЗАО «Гражданские самолеты Сухого», автор более 120 научных работ, область научных интересов – безопасность полетов, методы математического моделирования в задачах управления динамическими системами.

**Воробьев Вадим Вадимович**, 1962 г.р., окончил Харьковское ВВАИУ (1985), доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, автор более 80 научных работ, область научных интересов – активное обеспечение безопасности полетов воздушных судов.

**Харламов Андрей Сергеевич**, 1985 г.р., окончил МГТУ ГА (2007), аспирант МГТУ ГА, ведущий инженер тренажерного центра Внуковского центра обслуживания воздушного движения, автор 3 научных работ, область научных интересов – безопасность полетов, управление воздушным движением.

УДК 629.7(05):517.001.2(820)

## МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СИСТЕМ ЦЗС

В.К. ГРОМОВ, С.В. ГРОМОВ

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Коняевым Е.А.**

В статье сформулирован закон управления системой ЦЗС и представлен метод построения математических моделей систем ЦЗС в линейно-узловой форме. Установившееся распределение потоков жидкости в трубопроводной сети моделируется системой уравнений, описывающей первый и второй законы Кирхгофа в узловой форме.

**Ключевые слова:** авиатопливообеспечение, системы централизованной заправки, математическое моделирование, проектирование, гидравлический расчет.

Система ЦЗС представляет собой замкнутую кольцевую трубопроводную сеть для подачи авиационного топлива к стоянкам воздушных судов на перроне аэровокзального комплекса (АВК) аэропорта для осуществления процесса заправки воздушных судов (ВС). Кольцевые системы ЦЗС имеют неоспоримое преимущество по надежности и бесперебойности эксплуатации перед разветвленными системами ЦЗС, поэтому эта конструктивная схема широко применяется в мировой практике проектирования аэропортов.

Основной из важных задач, стоящих перед проектировщиками систем ЦЗС, является проведение гидравлических расчетов для стохастических условий работы системы как базового условия проведения проектных работ. Для целей математического описания процесса примем следующие граничные условия:

а) поддержание потребного напора в трубопроводной системе для обеспечения текущего расхода  $Q$  топлива в системе ЦЗС при стохастическом изменении плана заправок воздушных судов;

б) поддержание нормированного давления  $P$  на входе в заправочные клапаны гидрантных колодцев перрона аэропорта при стохастическом изменении плана заправок воздушных судов.

Текущий расход в системе ЦЗС задается расходными характеристиками заправочных агрегатов и количеством одновременно заправляемых воздушных судов от системы ЦЗС. Нормированное давление в системе ЦЗС задается нормированным давлением (4,5 бар) регулировки обратных клапанов для заправочных горловин баков воздушных судов.

Следовательно, закон управления системой ЦЗС можно сформулировать как

$$\begin{cases} P = const; \\ Q = const, \end{cases} \quad (1)$$

где  $P$  – давление в трубопроводной системе ЦЗС;  $Q$  – текущий расход.

Для решения задачи (1) на основании уравнений характеристик узловых элементов строится расчетная математическая модель для сети замкнутых контуров кольцевых трубопроводов, имеющих точки схода для стационарных условий течения жидкости, из которой определяется потребный расход системы ЦЗС. Для математического моделирования принимаем следующие условия:

- расход фидерной линии (магистрального трубопровода) делится в узле А на расходы  $Q_1, Q_2 \dots Q_i$ ;

- в качестве графа принимаем линейно-узловую топологию, описывающую в графическом виде математическую модель трубопроводной сети проектируемой системы ЦЗС (рисунок);

- заданными величинами являются магистральный расход  $Q$  (расход фидерной линии), узловые расходы  $q_1, q_2, \dots, q_n$  (очевидно, что  $Q = q_1 + q_2 + \dots + q_n$ ) и геометрические элементы

системы ЦЗС (диаметры  $d_1, d_2, \dots, d_n$  и длины  $l_1, l_2, \dots, l_n$  кольцевых трубопроводов, а также  $D$  и  $L$  – для фидерной линии). Основной задачей является определение расходов по участкам кольцевого трубопровода и общей потери напора от начала фидерной линии (магистрального трубопровода) до точки схода.

Поскольку физически давление жидкости в трубопроводе есть функция напора, т.е.  $P = f(H)$ , то в уравнения для математической модели в узловой форме введем значение напора  $H$ .

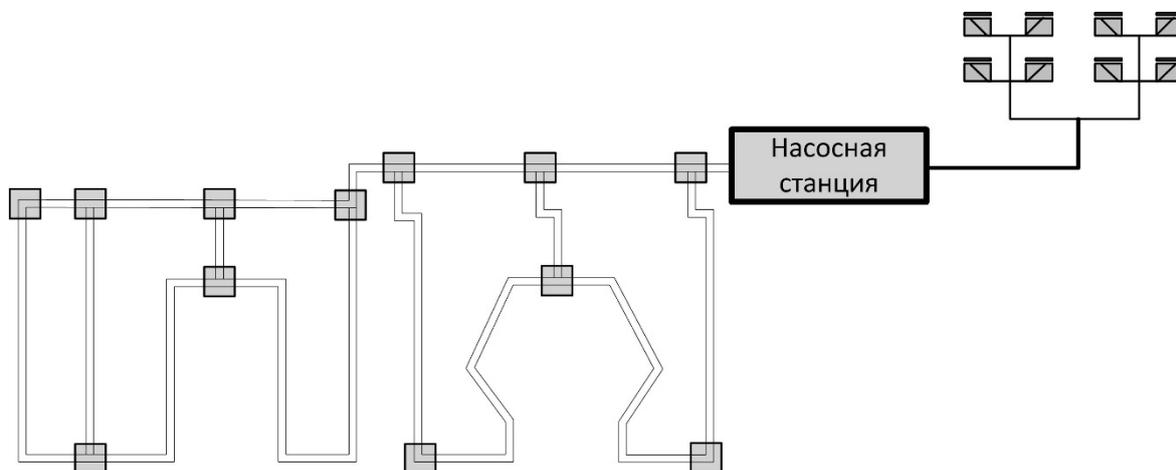


Рисунок. Граф математической модели системы ЦЗС аэропорта

Максимальный расход  $2000 \text{ м}^3/\text{ч}$ , суточный расход  $10\,000 \text{ м}^3/\text{сут}$ .

Математическая модель системы ЦЗС для стационарных условий течения жидкости используется для исследования напорно-расходных характеристик системы ЦЗС при обеспечении закона управления (1) с граничными условиями, заданными нормативной и конструкторской документацией.

Для математического описания работы системы ЦЗС в стационарных условиях течения жидкости примем систему дифференциальных уравнений, характеризующих расход топлива при заправке воздушных судов как многомерный случайный вектор с системой нелинейных уравнений для случая со стационарным течением жидкости. При этом распределение потока в трубопроводной сети носит стохастический характер.

Установившееся распределение потока авиатоплива в трубопроводной сети моделируется системой уравнений (2), которая описывает соответственно первый и второй законы Кирхгофа в узловой форме. В математическом описании будем использовать напорно-расходные характеристики насосно-фильтрационной станции и клапанов гидрантных колодцев системы ЦЗС аэропорта. При этом насосная станция (НС) моделируется узлами, а клапаны гидрантных колодцев соответственно участками.

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{p,n \in i} q_{pn} + Q_i \varphi_i(H_i) = 0, \quad i = l, \dots, m; \\ (Z_i + H_i) - (Z_j + H_j) - \text{sign}(q_{ij}) \cdot S_{ij} \cdot |q_{ij}|^\beta = 0, \quad i, j = l, \dots, m \in I - I_{\text{сп}} - I_{\text{зд}}; \\ H_j + h_{Bj} - H_{Hj} + \frac{S_{Hj}^2}{K_j^2} \cdot q_{Bj} \cdot |q_{Bj}| = 0, \quad j = 1, \dots, k; \\ H_{i2} - H_{i1} - H_{\text{сп}i} + \frac{S_{\text{сп}i}}{K_{\text{сп}i}^2} \cdot q_{iy} \cdot |q_{iy}| = 0, \quad iy \in I_{\text{сп}}; \\ H_{i1} - H_{i2} - \frac{8\xi_{iy}}{g \cdot \pi \cdot d_{iy}^4} \cdot q_{iy} \cdot |q_{iy}| = 0, \quad iy \in I_{\text{зд}}, \end{array} \right. \quad (2)$$

где  $Q_i$  – магистральный расход в  $i$ -м узле (л/с);  $\varphi(H)$  – функция, учитывающая изменение расхода в узле в зависимости от напора;  $H_i$  – напор в  $i$ -м узле (м);  $q_{pn}$  – расход на участке,

смежном с  $i$ -м узлом (л/с);  $q_{ij}$  – расход на участке (л/с), соединяющем узлы  $i$  и  $j$ ;  $m$  – количество узлов;  $I$  – множество участков системы ЦЗС ( $1..n$ );  $I_{сп}$  – множество участков насосной станции (насосных агрегатов);  $I_{зд}$  – множество участков - клапанов гидрантных колодцев;  $k$  – количество стоянок воздушных судов;  $S_{ij}$  – коэффициент гидравлического сопротивления участка, в том числе между узлами  $i$  и  $j$ ;  $k_j$  – число параллельно работающих насосов  $j$ -го насосного агрегата;  $Z_i$  – геодезическая высота  $i$ -го узла системы ЦЗС (м);  $q_{bj}$  – потребная производительность  $i$ -го насосного агрегата (л/с);  $H_{Hj}$ ,  $S_{Hj}$  – коэффициенты аналитического выражения характеристик насосных агрегатов (для резервуаров  $S_{Hj} = 0$ );  $H_{cni}$ ,  $S_{cni}$  – то же для частотного регулирования оборотов насосных агрегатов в  $i$ -м участке;  $H_{i1}$ ,  $H_{i2}$  – напор в начале и в конце участка - насосной станции и клапанов гидрантных колодцев (м);  $\xi_{iy}$ ,  $d_{iy}$  – коэффициент гидравлического сопротивления и диаметр на  $iy$ -м участке;  $h_{Bj}$  – высота кавитационного запаса  $j$ -го насосного агрегата (для резервуаров  $h_{Bj} = -z_{cm} + z_{нас} + q_{Bj}/q_{y0}$ ;  $z_{cm}$  – отметка статического уровня;  $q_{y0}$  – удельный дебит (л/с/м);  $z_{нас}$  – отметка насоса (м);  $sign(q_{ij})$  – кусочно-заданная функция узловых элементов.

Однако если вектор узловых расходов  $Q = (Q_1\varphi_1 \dots Q_m\varphi_m)$  является случайным вектором, то будем считать, что  $Q$  подчиняется нормальному закону распределения с ковариационной матрицей  $\tilde{K}_Q$  и его средним значением  $\bar{Q}$ .

В общем виде систему (2) можно записать

$$\bar{F}(x) = 0, \quad (3)$$

где  $\bar{F}(x) = (f_1(x) \dots f_r(x))^T$  – вектор-функция уравнений системы (2);  $r = n + m + k$  – размерность системы.

Вектор неизвестных  $X$  имеет следующую структуру

$$X = (q_1 \dots q_n H_1 \dots H_m q_{Hc1} \dots q_{Hck})^T. \quad (4)$$

Дополним вектор расхода  $Q$  до размерности системы, приписав к нему  $n+k$  нулей. Последние можно рассматривать как дисперсии и ковариации случайных величин, плотность распределения которых

$$f_i(x) = \delta(x); \quad i = m + 1, \dots, r, \quad (5)$$

где  $\delta(x)$  – дельта-функция Дирака.

Ковариационная матрица вектора  $Q$  будет иметь вид

$$K_Q = \begin{pmatrix} \tilde{K}_Q & m \times m & 0 \\ 0 & 0 & r \times r \end{pmatrix}. \quad (6)$$

Поскольку расход в узлах является вектором случайной величины, случайным будет и вектор решения  $x$ . Представим выражение (3) в виде

$$F(x) = Q. \quad (7)$$

Тогда решение системы (7) можно записать в виде

$$x = F^{-1}(Q). \quad (8)$$

Так как функция  $F(x)$  является нелинейной по  $x$  вектор-функции, тогда функция  $F^{-1}(Q)$  также будет нелинейной. Ввиду того, что определение распределения нелинейных функций случайных величин является достаточно сложной задачей, для определения характеристик вектора  $x$  воспользуемся методом линеаризации, суть которого состоит в замене нелинейных функций в окрестности решения достаточно близкими к ним линейными функциями. Для этого в операционной системе MATLAB 7.4.0 воспользуемся интерполяционным полиномом, построенным методом неопределенных коэффициентов. Расчет аппроксимирующих коэффициентов представлен в разделе Curve Fitting Toolbox. Тогда вектор  $x$  будет иметь многомерное нормальное распределение с математическим ожиданием

$$x \cong F^{-1}(Q) \quad (9)$$

и ковариационной матрицей

$$K_x \cong [F']^{-1} K_0 [F']^{-1*}, \quad (10)$$

где звездочкой обозначена операция транспонирования, а матрица приобретает вид

$$F' = \begin{pmatrix} \frac{\partial x_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_r} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial f_r}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_r}{\partial x_r} \end{pmatrix}_{x=\bar{x}} \quad (11)$$

В узлах трубопроводной сети системы ЦЗС должен поддерживаться напор, обеспечивающий заданную вероятность отклонения напора в системе ЦЗС аэропорта  $P_{oi}$ , т.е.

$$P(H_i < H_{oi}) \leq P_{oi} \quad (12)$$

При работе насосной станции вероятность превышения напора  $H_{ei}$  над предельно допустимым значением  $H_{doni}$ , определяемым из условий прочности трубопроводов, запорной арматуры и оборудования, не должна превышать некоторого заданного значения  $P_{ei}$

$$P(H_{ei} > H_{doni}) \leq P_{ei} \quad (13)$$

Выполнить эти требования можно с помощью метода линейного программирования. В таком случае в функцию цели и систему ограничений должны входить элементы вышеуказанной ковариационной матрицы для стохастического расчета.

Современное математическое моделирование сложных технических систем, к которым относятся системы ЦЗС, основано на применении дифференциальных уравнений классической математики, а также новейшей компьютерной математики. Системы компьютерной математики (СКМ) ориентированы на выполнение комплекса вычислительных процессов на основе интеллектуальных баз знаний по различным областям науки и техники – физики, математики, химии, гидравлики, электротехники и ряда других отраслей. В настоящее время созданы специализированные системы блочного имитационного математического моделирования Simulink, позволяющие производить автоматизированную подготовку моделей и уравнений их состояний на базе матричных методов и теории графов. Применение СКМ MATLAB + Simulink позволяет производить многофакторный и многовариантный анализ системы дифференциальных уравнений математического описания и решать задачи оптимизации параметров.

Дальнейшим развитием системы MATLAB + Simulink является широко используемая в самолетостроении программа LMS Imagine.Lab AMESim. Она включает в себя 29 многодисциплинарных библиотек, содержащих 3300 физических моделей.

Библиотеки достоверно валидированы и документированы, позволяют решать задачи всех вовлеченных физических дисциплин, включая гидравлику, термогидравлику, пневматику, электротехнику, механику и системы управления и контроля.

Расширенный инструментарий, анализ и оптимизация компонентов на детальном геометрическом уровне для гидравлики и пневматики позволяют использовать этот продукт для систем с ЦЗС. Математическое моделирование системы подачи топлива в систему ЦЗС выполняется с использованием уравнений напорных характеристик системы резервуарный парк – насосная станция. При этом становится очевидным, что может быть достигнуто уменьшение энергетических затрат на подачу топлива в систему ЦЗС и раскочку топлива из резервуаров при выполнении технологических операций между или внутри складских перекачек.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Безручко Б.П., Смирнов Д.А. Математическое моделирование и хаотические временные ряды. - Саратов: ГосУНЦ "Колледж", 2005.
2. Введение в математическое моделирование: учеб. пособие / под ред. П.В. Трусова. - М.: Логос, 2004.
3. Мышкис А.Д. Элементы теории математических моделей. - 3-е изд., испр. - М.: КомКнига, 2007.

4. Самарский А.А., Михайлов А.П. Математическое моделирование. Идеи. Методы. Примеры. - 2-е изд., испр. - М.: Физматлит, 2001.
5. Островский Г.М., Волин Ю.В. Технические системы в условиях неопределенности. Анализ гибкости и оптимизации. - М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2008.
6. Строгалев В.П., Толкачева И.О. Имитационное моделирование. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008.
7. Штовба С.Д. Моделирование нечетких систем средствами MATLAB. - М.: Горячая линия - Телеком, 2007.
8. Aris Rutherford. Mathematical Modelling Techniques, 1994, New York: Dover.
9. Lin C.C. & Segel L.A. Mathematics Applied to Deterministic Problems in the Natural Sciences, 1988, Philadelphia: SIAM.
10. Gershenfeld N. The Nature of Mathematical Modelling, Cambridge University Press, 1998.
11. Yang X.-S. Mathematical Modelling for Earth Sciences, Dudedin Academic, 2008.

## MATHEMATICAL MODELING OF HYDRAULIC CALCULATIONS IN DESIGNING FHC SYSTEMS

**Gromov V.K., Gromov S.V.**

The law of Hydrant Systems control is formulated in the article. The method of construction of Hydrant Susters mathematical models in the linearly-nodal form is presented. The distribution of liquid in a pipeline network is simulated by a system of equations describing Kirchhoff's first and second laws in the nodal form.

**Key words:** aviation fuel supply, refueling Hydrant Systems, mathematical modeling, design, hydraulic calculation.

### Сведения об авторах

**Громов Владимир Константинович**, 1945 г.р., окончил КИИГА (1976), руководитель проектов фирмы «Месс-унд Фордтехник» (Германия), автор 11 научных работ, область научных интересов – авиатопливообеспечение аэропортов ГА, моделирование технологических процессов и управления топливозаправочными комплексами.

**Громов Сергей Владимирович**, 1974 г.р., окончил МАТИ (1997), аспирант МАИ, заместитель начальника отделения систем самолета ОАО "Корпорация "Иркут", автор 2 научных работ, область научных интересов – гидравлические и топливные системы, проектирование самолетов.

УДК 339.1

## ПЕРЕДОВЫЕ ЗАРУБЕЖНЫЕ МЕТОДЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРОГРАММОЙ РАЗРАБОТКИ ИЗДЕЛИЯ В АВИАСТРОЕНИИ

Н.Г. АГЕЕВА, С.В. ГРОМОВ

Рассмотрены состояние и перспективы развития методов управления программой разработки изделия в авиастроении. Предложена современная W-модель процесса проектирования жизненного цикла. Описаны современные технологии проектирования изделия в авиастроении.

**Ключевые слова:** модель жизненного цикла, процессы управления, системный инжиниринг, W-процесс проектирования, стратегия, организация, технология проектирования.

Подход к разработке систем организации и управления при проектировании авиационных систем традиционно рассматривался как серия последовательных этапов по созданию нового продукта или технологии, включающих планирование, анализ требований, проектирование, разработку, интеграцию и тестирование, а также внедрение и эксплуатацию. Подход к разработке систем в виде каскадной модели жизненного цикла системы рассмотрен на рис. 1.

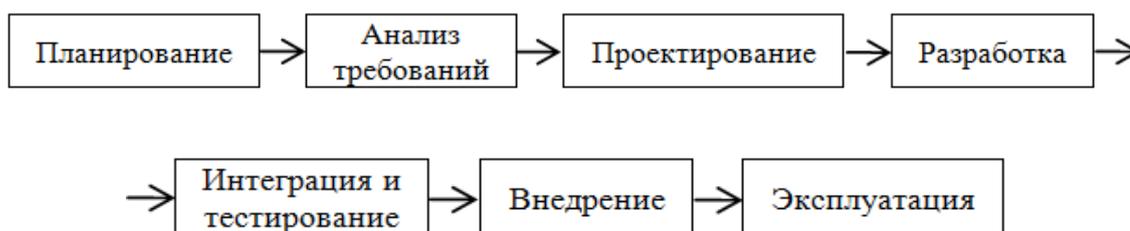


Рис. 1. Каскадная модель жизненного цикла системы

Как показали исследования, основные проблемы были связаны с плановыми сроками и бюджетом. В срок выпускалось только около 30% проектов, что приводило к прямым убыткам. Выпуск изделия на рынок всего на 6 месяцев позже может стоить компании трети планового пятилетнего показателя возврата инвестиций. Кроме того, на исправления и переделки уходило более 45% бюджета на разработку, а на исправление ошибок в дизайне тратилось от 35% до 50% общего объема работ. Инновационная деятельность имела небольшое отношение или вовсе не была связана с деятельностью основных подразделений компании. Важным становилось выявление возможности обнаружения и исправления ошибок на этапах проектирования, а не эксплуатации.

Анализ состояния процессов проектирования в условиях поставленных задач в ряде ведущих авиационных компаний мира, а также анализ управления исследованиями и разработками в российских компаниях [1; 2] показали, что возрастающая комплексность авиационных изделий вместе с растущей важностью сокращения сроков проектирования делает традиционные инжиниринговые процессы неработающими и приводящими к задержкам и, как следствие, к непредвиденным затратам.

Были выявлены следующие недостатки:

- нестабильный процесс разработки с неудовлетворительной надежностью;
- незрелость принятия решений по основным этапам жизненного цикла;
- позднее подключение поставщиков к разработкам и поставкам, а также слабый контроль соблюдения сроков поставок;

- низкий процент принятия концептуальных управленческих решений на ранних этапах проектирования;
- отсутствие общих процессов по этапам жизненного цикла, включая испытания и эксплуатацию, а также методов и инструментов демонстрационного процесса;
- отсутствие стандартных продуктов/технологий;
- большое количество поставщиков;
- только локальная спецификация под запросы клиентов;
- низкий вклад внешних источников в исследованиях и технологиях.

Так корпорация AIRBUS при создании самолета A380 понесла убытки, которые оценивались в 6 млрд. евро потерянной и недополученной выгоды, потребность в дополнительных финансах, чтобы завершить работы.

Поэтому AIRBUS была нужна программа, которая нашла бы решения для 3 наиболее горячих вопросов, а именно ускорить цикл разработки, максимизировать финансовую эффективность и сократить цену разработки. Таким образом, в программе POWER8 были сформулированы 8 инициатив для решения вышеотмеченных вопросов, которые сгруппированы в две группы, фокусирующиеся на процессах (быстрая разработка, совершенная система закупок, экономичное производство, снижение накладных расходов, максимизация денежных потоков) и структурных модернизациях (промышленная реструктуризация и т.д.). Первая инициатива касается ускорения процесса разработки, т.е. сокращения временного цикла разработок новых самолетов, повышения качества результатов инжиниринга, расширения внешних источников для научных исследований, отработки технологий и их подготовки к инженерному прорыву.

Ключевые элементы намеченных изменений [2; 3]:

- сокращение времени освоения новых развивающихся технологий с точки зрения конкурентоспособности процесса;
- перестроение полного процесса (нестабильный процесс разработки с неудовлетворительной надежностью);
- интегрированный план разработки (незрелость принятия решений);
- раннее вовлечение в процесс цепочки поставщиков (позднее подключение поставщиков и слабый контроль);
- внедрение через все предприятие виртуального инжиниринга и конструирования (низкий процент решений с первого раза);
- безупречный демонстрационный процесс дисциплины испытаний (отсутствие общих процессов, методов и инструментов);
- активная стандартизация и политика кастомизации (отсутствие стандартных продуктов);
- консолидация шаблонов и инструментов управления;
- консолидация поставщиков (множество поставщиков);
- стандартизация запросов (локальная спецификация).

Необходимость удовлетворения постоянно возрастающих потребностей рынка, таких как повышение безопасности, топливная экономичность, снижение выбросов и удешевление операций заставляет авиационных инженеров рисовать в своем воображении новые концепции изделий и технологий. Выходом из сложившейся ситуации является применение системности решения вопроса.

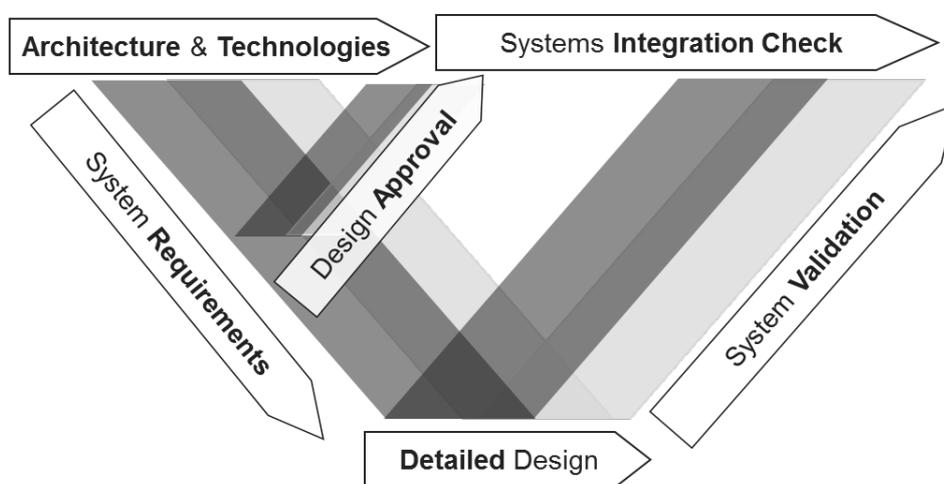
Исследование проблем с разработкой современных самолетов показывает, что все они относятся к вопросам интеграции конструкции и систем. Действительно, разработка всех индивидуальных систем и компонентов конструкции находится под контролем. Однако главные проблемы возникают, когда системы и компоненты конструкции интегрируются в состав изделия и иногда оказывают главный вклад в финансовую стоимость и задержку программ.

То же самое справедливо для самолета Airbus A380, который пострадал от задержки, причиной которой была система электрических проводов, усугубленная большим числом предлага-

емых конфигураций самолета. Также А400М пострадал от множества задержек, связанных с интеграцией двигателя, редуктора и системы управления.

Хорошо известный V-процесс проектирования может быть условно интерпретирован как процесс с декомпозицией и конструированием при ходе вниз и интеграцией и проверкой при ходе вверх. В условиях возрастания интегрированности и комплексности современных изделий возникает необходимость следить за функциональными характеристиками разрабатываемых систем уже на начальных стадиях разработки аван- и эскизного этапов для контроля функционала самого изделия. На процесс разработки интеграции физических систем: гидравлики, электрики, воздушной и т.д., накладываются также вопросы их интеграции с контроллерами этих систем. Таким образом, от традиционной V-схемы процесса мы приходим к W-схеме, где одна V отвечает за физические системы, а другая - за электронные.

Теперь охарактеризуем задачи или подпроцессы, которые представлены стрелками на схеме W-процесса (рис. 2).



**Рис. 2.** W-процесс проектирования

Итак, на самом раннем этапе, используя принцип инжиниринга, построенный не на документообороте, а на обмене данными через имитационные модели составляющих изделие подсистем головной разработчик - авиационное ОКБ строит интегральную функциональную модель изделия (VIA), на которой отрабатывает архитектуру и технологию изделия (Architecture & Technology), разрабатывая интерфейсы подсистем. Эта модель служит инструментом для определения требований к подсистемам (System Requirements) и одновременно как бы «заготовкой», которая вместе с техническим заданием передается разработчику подсистемы для проработки. Далее следует очень важный и, пожалуй, ключевой момент данного подхода, а именно по завершении каждого этапа проектирования (аванпроект, эскизный проект) интегратор собирает от разработчиков созданные ими имитационные модели систем и интегрирует их в модель изделия как для анализа их работы (контроль требований), так и для проверки работоспособности самого изделия (Design Approval). Вместе с этой задачей головной разработчик может осуществлять сравнение между решениями разных поставщиков (выбор поставщиков). Что наиболее ценно - это возможность ставить и решать совершенно новые междисциплинарные и многокритериальные оптимизационные задачи и создавать новые архитектуры изделий (System Integration Check). Уже на этих этапах в процесс отработки могут быть подключены поставщики электроники. Они имеют возможность и от головного разработчика, и от поставщиков систем получать модели устройств и изделий для отработки систем управления. На ранних этапах это технологии MIL (Model-In-the-Loop), SIL (Software-In-the-Loop) и на завершающем HIL (Hardware-In-the-Loop). Начиная с этапа рабочего проектирования (Detailed Design), наряду с виртуальными уточненными моделями уже начинают создаваться модели систем реального времени.

Для разработчиков и интеграторов железной птицы (VIB) появляется возможность разработки контроллера железной птицы, используя в качестве объектов управления виртуальные имитационные модели подсистем в реальном времени, модели алгоритмов управления, электроники в варианте SIL. И наконец, на завершающей стадии разработки и сертификации изделия – опять интеграция систем самолета для их валидации (System Validation) и строительства IB (полунатурного стенда самолета) через плавный переход VIB и организация ускоренного процесса сертификации с предварительной отработкой зачетных испытаний на стенде.

Описанная таким образом технология инжиниринга систем самолета может заменить традиционный, основанный на документах и физических испытаниях, процесс разработки изделий, который, как мы уже видели, имеет характерные задержки реализации программ как минимум в 2 года со значительными финансовыми потерями (как прямыми потерями, так и неиспользованными выгодами).

Ни для кого не секрет, что разработка конструкции тесно связана с ее прочностным обеспечением, которое определяет ее вес, жесткость, прочность, долговечность и т.д. Вместе с этим это все связано с накопленными десятилетиями в ОКБ методиками, ноу-хау и результатами гигантского числа экспериментов, главным образом, находящимися в головах конкретных исполнителей. В условиях цифрового проектирования эта информация продолжала оставаться опять же в 100 документах и нормативных инструкциях. Задача капитализации этих бесценных знаний, преобразование их в форму электронных руководств или еще лучше автоматизированных процедур, объединяющих инструменты, данные и процессы, является ключевой с точки зрения сокращения сроков и повышения эффективности разработки конструкции.

Прочностное сопровождение разработки конструкции планера заключается в двух задачах: подбор исходных параметров силовой схемы планера (сечений стрингеров, толщин панелей, распределения и укладки слоев для композиционных узлов и т.д.) на этапах аван- или эскизного проекта и поверочный прочностной расчет конструкции с выходом на сертификацию по результатам рабочего проектирования. Немалую важность имеет тот факт, что если изделие разрабатывается поагрегатно несколькими группами разработчиков, то анализ прочности должен выполняться по единой нормативной расчетной базе того, кто отвечает за ресурс изделия. В противном случае вопросы сертификации и в дальнейшем определения и продления ресурса становятся неразрешимыми. В России такой нормативной базой в прошлом веке была рабоче-конструкторская документация (РКД).

В Европе наглядным примером этой проблемы является кооперация корпорации Airbus, где для того, чтобы минимизировать риски появления ошибок в сертификационных прочностных расчетах, 10 лет назад были инициированы работы по созданию единой компьютерной платформы для обеспечения расчета на прочность (на разработку была приглашена компания SAMTECH, теперь LMS – Samtech). На основе этой платформы были созданы программные комплексы PRESTO и ISAMI, которые обеспечили унификацию и рационализацию процессов, методов и инструментов анализа и сертификации внутри подразделений распределенного предприятия AIRBUS во Франции, Германии, Великобритании и Испании. За 5 лет система использована в программах A350, A400M, A320NEO, A350-1000 главным образом на этапе сертификации. В программе A350XWB система задействована в подразделениях Airbus и 37 его партнеров по кооперации. С помощью PRESTO работа по подбору начальных толщин КСС сократилась с 2 месяцев работы 3 специалистов до 1 недели одного «практиканта», а с ISAMI 5 оптимизационных итераций по конструкции – с недели до дня. Суммарно был сэкономлен 1 год из 5 от начала стадии детального проектирования до завершения сертификационных расчетов. Так или иначе, но эти разработки являлись элементами программы POWER8 по модернизации инжиниринга Airbus в плане ускорения процесса разработки изделий и сокращения затрат. Одна из задач, которые решаются подобными системами, – это проблема дефицита высококвалифицированных кадров. Методический и информационный материал, заложенный экспертами ОКБ в этот инструмент, позволил использовать для выполнения достаточно ответственных расчетов

по сути дела практикантов, которые по технологической карте выполняли последовательно требуемые расчеты.

Отдельно следует отметить стратегию институтов китайской авиационной промышленности. Их институты, например, COMAC, взяв за основу базовые процедуры Airbus, начали создавать свои собственные инструменты, которые учитывают свой сортмент материалов и типовых элементов конструкций и крепежа, наполнения соответствующих библиотек характеристик материалов, включая композиты, ресурсных характеристик типовых элементов и т.д., тем самым создавая основу для ускоренной сертификации изделий и унификации будущих проектов. Выступая на конференции Samtech 2011, представитель COMAC заявил, «что они с нетерпением ожидают увидеть, что становящийся все более совершенным и мощным продуктом ISAP будет одним из передовых инструментов, который поможет COMAC конкурировать с компаниями Airbus и Boeing». Аналогичные работы проводят AVIC-FAI (программа STRENBOX) и Исследовательский вертолетный институт AVIC 602 (программа HELISADAS).

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Управление исследованиями и разработками в российских компаниях: национальный доклад. - М.: Ассоциация менеджеров, 2011.
2. **Nobelius D.** Towards the sixth generation of R&D management// International Journal of Project Management, 2004, vol.22, pp. 369-375.
3. **Maximilian von Zedtwitz, Oliver Gassmannb, Roman Boutellier.** Organizing global R&D: challenges and dilemmas // Journal of International Management, 2004.,vol.10, pp. 21-49.

#### ADVANCED FOREIGN METHODS OF PRODUCT DEVELOPMENT PROGRAM IN THE AIRCRAFT INDUSTRY

Ageeva N.G., Gromov S.V.

The state and development prospects of administration methods of production program of product development in the aircraft industry is considered. The modern W model of the design process of life cycle is offered. The modern design technology of construction in the aircraft industry is described.

**Key words:** life cycle model, management processes, system engineering, W design process, strategy, organization, design technology.

#### Сведения об авторах

**Агеева Наталья Георгиевна**, окончила МАИ (1969), доктор экономических наук, профессор МАИ, автор более 100 научных работ, область научных интересов – стратегический маркетинг, стратегия развития предприятия.

**Громов Сергей Владимирович**, 1974 г.р., окончил МАТИ (1997), аспирант МАИ, заместитель начальника отделения систем самолета ОАО "Корпорация "Иркут", автор 2 научных работ, область научных интересов – гидравлические и топливные системы, проектирование самолетов.

УДК 621.89+665.6

## ВЛИЯНИЕ МЕТОДА ОТБОРА ПРОБ МАСЛА НА ГРАНУЛОМЕТРИЧЕСКИЙ СОСТАВ ПРОБЫ

Е.А. КОНЯЕВ, К.И. ГРЯДУНОВ

Представлены результаты экспериментов, показывающие влияние метода отбора проб масла из узла трения на результаты гранулометрического анализа пробы.

**Ключевые слова:** ГРАН, гранулометрический анализ, четырехшариковая машина трения (ЧМТ-1), диагностирование, изнашивание, отбор проб, масло МС-20.

На данный момент времени не решена задача эффективного определения состояния деталей и узлов двигателей и систем самолетов средствами раннего диагностирования по качественному и количественному анализу рабочих жидкостей на содержание в них механических примесей [1; 2; 3].

Авторы статьи связывают это явление с недостоверностью информации, содержащейся в отбираемой современными методами пробе масла.

Актуально провести эксперимент, позволяющий оценить влияние отбора проб масла на диагностирование модельного узла трения гранулометрическим методом.

Гранулометрический анализ масла, отобранного из узла трения, проводился при следующих условиях:

- при полном вымывании частиц изнашивания из узла трения;
- при верхнем отборе пробы масла;
- при нижнем отборе пробы масла.

Гранулометрический анализ проводился на автоматическом приборе ГРАН 152. Моделирование изнашивания осуществлялось на четырехшариковой машине трения (ЧМТ-1). Оборудование находится в лаборатории «Химмотология» МГТУ ГА.

### 1. Определение возможности распознавания состояния узла трения по результатам гранулометрического состава пробы при полном вымывании частиц изнашивания

В данном эксперименте поставлена задача исследовать наиболее полную информацию по гранулометрическому составу частиц изнашивания узла трения, поэтому каждый раз с корпуса для зажима шариков ЧМТ-1 смывались керосином практически все металлические частицы, которыми дополняли слитое из узла трения масло и далее проводили анализ на приборе ГРАН 152-1. После каждого эксперимента зажим промывался керосином, т.е. минимизировалась возможность увеличения содержания от добавления остатков металлов предыдущих испытаний, шарики для испытаний менялись после каждого нагружения.

Результаты эксперимента представлены в табл. 1 и на рис. 1, 2.

Полученные результаты показывают, что при полном вымывании частиц изнашивания из узла трения возможно диагностирование его состояния по параметру «количество частиц». При этом, начиная с критической нагрузки (38 кг (значение для масла МС-20 получено ранее)), количество мелких частиц (5-10 мкм) уменьшается, а количество крупных частиц (более 25 мкм) резко возрастает. Количество частиц размером 10-25 мкм начинает уменьшаться при высоких (закритических) нагрузках. Характер изменения количества частиц более 25 мкм идентичен (рис. 2).

Таблица 1

Результаты эксперимента

Нагрузка, кг	Количество частиц различных размеров, мкм				
	5-10	10-25	25-50	50-100	> 100
0	21016	4790	32	26	18
10	80940	22564	588	68	25
20	77916	24160	480	172	18
30	89788	18580	768	136	24
36	82280	25392	2512	388	114
38	79392	32152	3100	660	140
40	74588	42696	3280	940	196
54	73768	56144	6396	1452	232
60	67548	49332	7576	2752	624

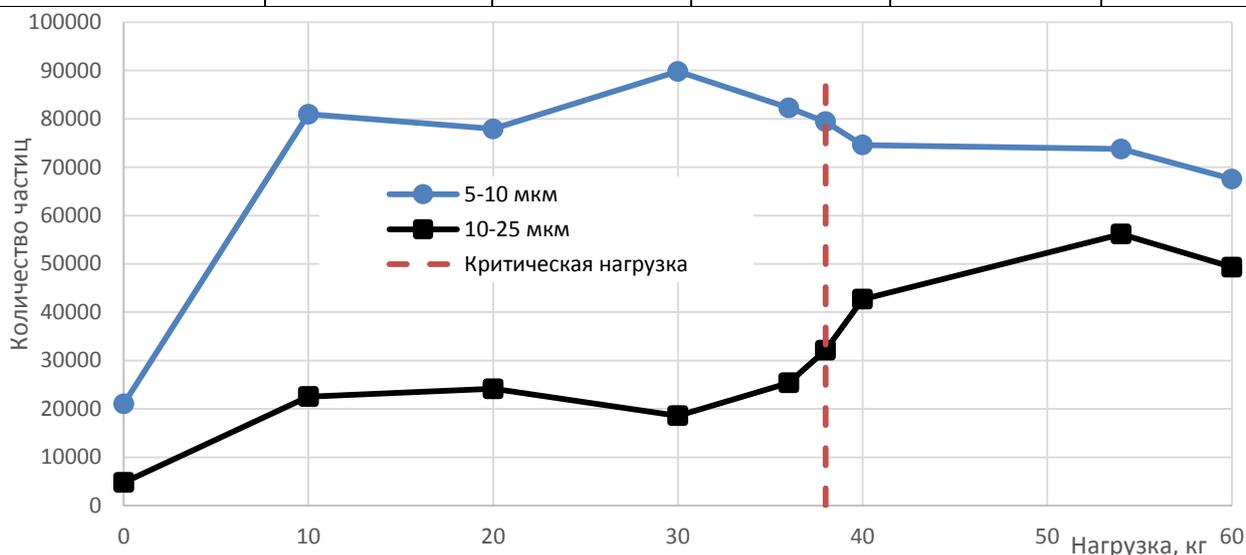


Рис. 1. Зависимость количества частиц размером 5-25 мкм от нагрузки

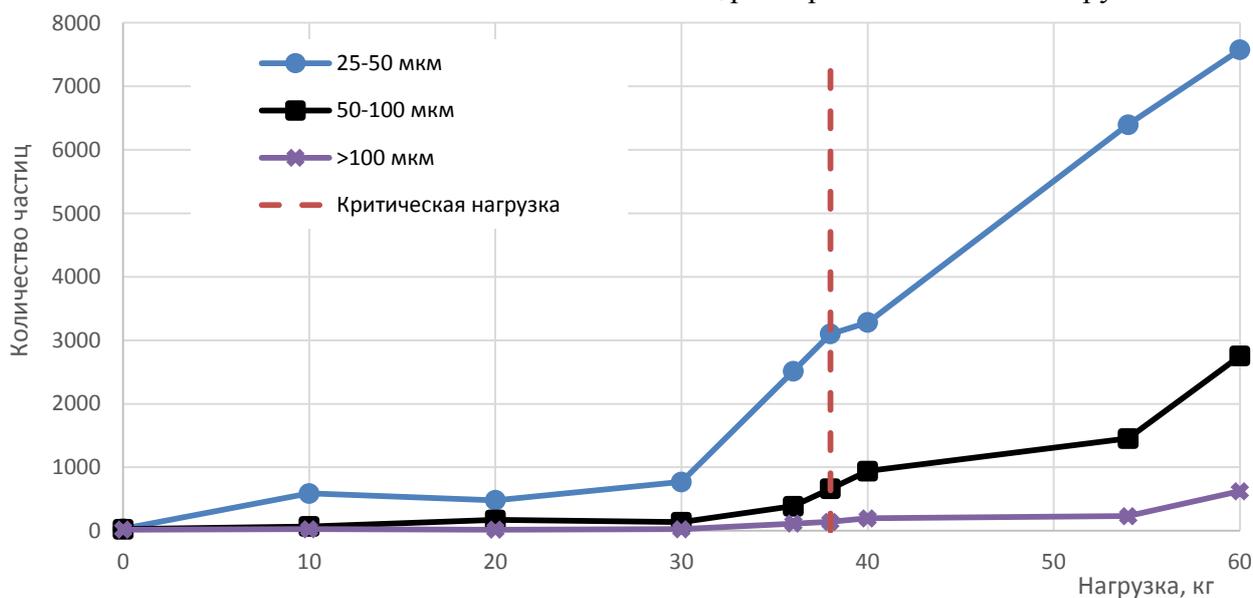


Рис. 2. Зависимость количества частиц размером 25 мкм и более от нагрузки

## 2. Определение возможности распознавания состояния узла трения по результатам гранулометрического состава пробы при верхнем отборе пробы масла

В данном эксперименте после десятисекундных нагружений зажим для шариков не разбирается, масло сливается полностью самотеком путём переворачивания зажима. С малой долей погрешности можно считать данный вид отбора пробы идентичным верхнему отбору проб специальными приспособлениями.

В ходе эксперимента для большего разрушения шариков они ни разу не меняются (в том числе верхний шарик). После каждого испытания масло полностью сливается, заливается свежее, шарики и зажим не промываются, т.е. происходит постоянное накапливание частиц изнашивания. Проба масла разбавляется керосином и в объеме 25 мл анализируется на приборе ГРАН для определения гранулометрического состава частиц изнашивания, попавших в отбираемую пробу.

Слив масла осуществляется через 5-7 с после останова двигателя ЧМТ. При сливе зажим находится в перевернутом состоянии 4-5 с. Шарики и масло идентичны предыдущим экспериментам.

После последнего нагружения полностью разбирается и промывается зажим и производится оценка реального содержания металлов.

Результаты эксперимента представлены в табл. 2 и на рис. 3, 4.

**Таблица 2**

Результаты эксперимента

Нагрузка, кг	Количество частиц различных размеров, мкм				
	5-10	10-25	25-50	50-100	> 100
10	41002	2852	262	28	0
20	39932	2464	60	30	6
30	50806	2692	34	18	2
40	49654	2238	10	2	0
50	39572	1568	10	0	0
60	41480	2156	6	0	0
Все смыто	64560	55024	6871	2910	610

Результаты эксперимента в табл. 2 показывают, что если не вымывать частицы изнашивания из зажима, то анализ слива масла сверху на ГРАН не несет в себе достоверной информации о состоянии узла трения. В табл. 2 и на рис. 3, 4 нет возможности выделить границы, полученные в предыдущем эксперименте. На рис. 3, 4 обозначены значения критической нагрузки (получены ранее).

Показательны последние две строки табл. 2. Видно существенное отличие в анализах масла при нагрузке в 60 кгс и анализе масла после того, как частицы изнашивания были максимально смыты и помещены в пробу.

На рис. 3, 4 показаны настоящие значения количества частиц металлов в конце эксперимента, когда все частицы тщательно смывались с кюветы. Видно, что они принципиально отличаются от полученных путем недостоверного (верхнего) отбора проб.

Значения количества частиц при данном виде отбора проб не отличаются при увеличении нагрузок на узел трения и приводят к пропуску дефекта.

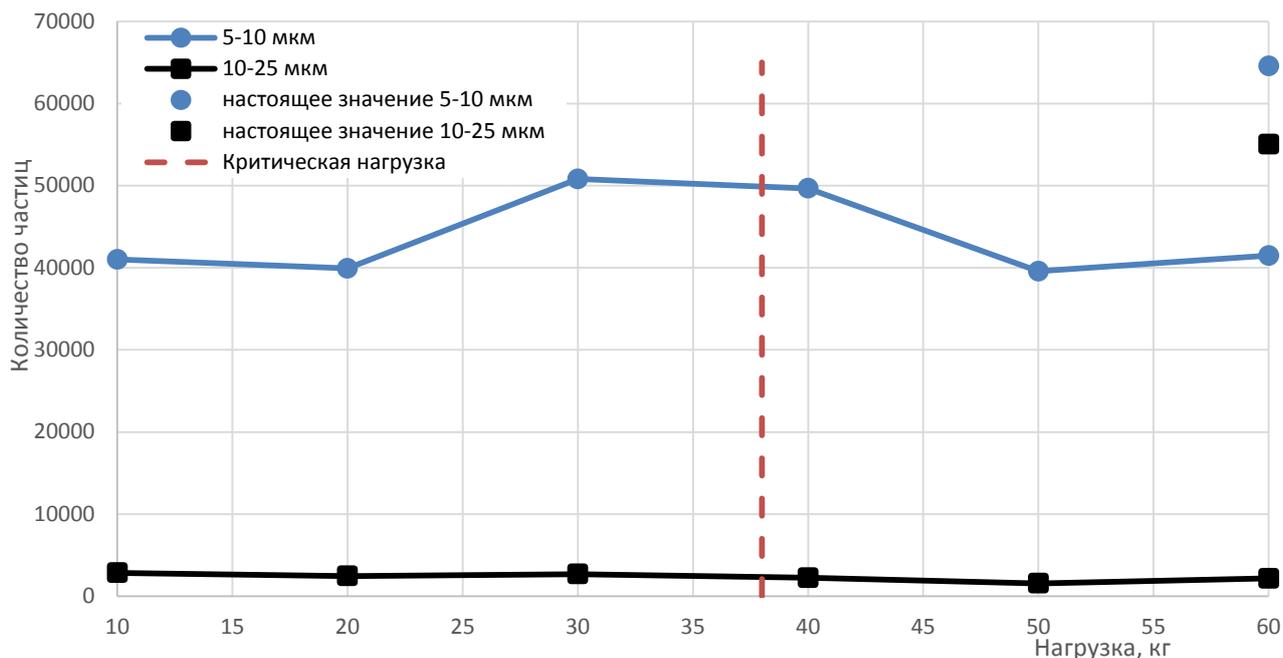


Рис. 3. Зависимость количества частиц размером 5-25 мкм от нагрузки при верхнем отборе пробы

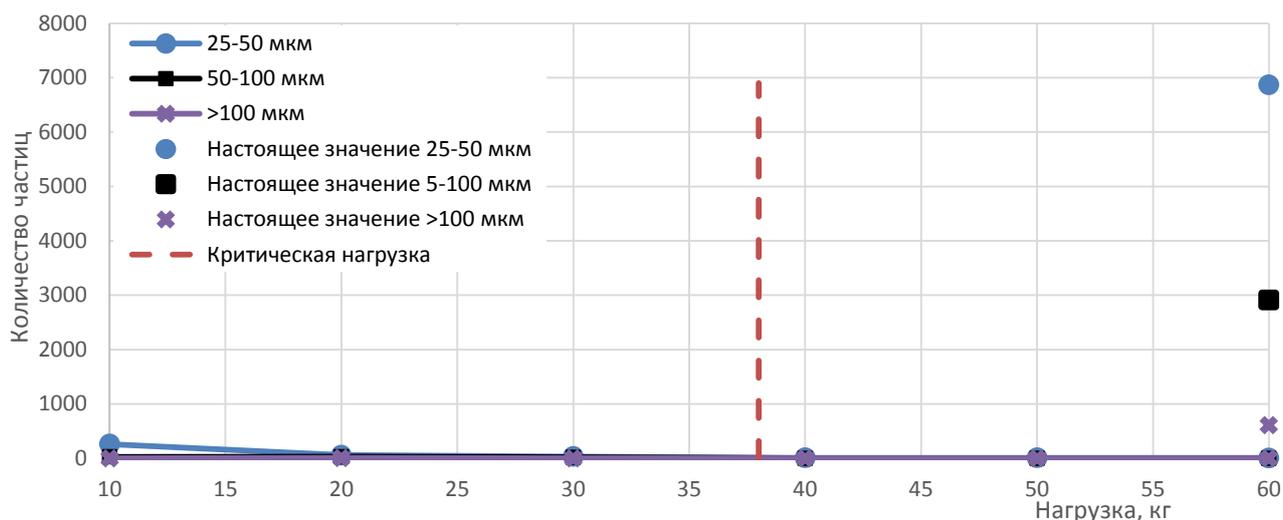


Рис. 4. Зависимость количества частиц размером более 25 мкм от нагрузки при верхнем отборе пробы

Таким образом, проба масла, отбираемая сверху и поступающая на анализ, не несет в себе информации, достаточной для определения состояния узла трения.

### 3. Определение возможности распознавания состояния узла трения по результатам гранулометрического состава пробы при нижнем отборе пробы масла

Нижний отбор масла в эксперименте осуществляется из специально просверленного отверстия в центре зажима для шариков ЧМТ-1. Отверстие располагается точно в плоскости вертикального сечения верхнего вращающегося шарика. Можно утверждать, что максимальное количество частиц изнашивания будет концентрироваться точно над точкой слива.

После каждого нагружения масло полностью сливается через данную точку слива, разбавляется маслом и в объеме 25 мл анализируется на приборе ГРАН для определения гранулометрического состава частиц изнашивания, попавших в отбираемую пробу.

После последнего нагружения полностью разбирается и промывается зажим и производится оценка реального количества частиц изнашивания.

Результаты эксперимента представлены в табл. 3 и на рис. 5, 6.

Таблица 3

## Результаты эксперимента

Нагрузка, кг	Количество частиц различных размеров, мкм				
	5-10	10-25	25-50	50-100	> 100
10	66576	3608	24	0	0
20	49236	3588	52	4	0
30	51308	932	0	0	0
40	55840	1052	16	52	3
50	52712	904	16	104	64
60	42250	2311	6	21	5
Все смыто	75524	62068	8252	2836	552

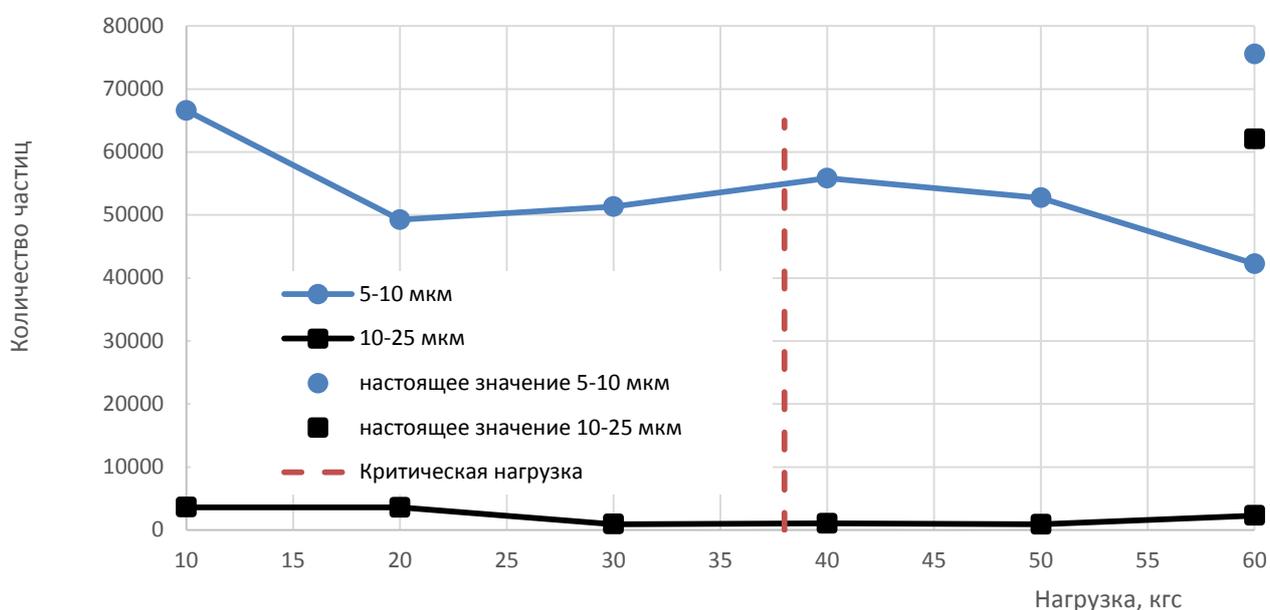


Рис. 5. Зависимость количества частиц размером 5-25 мкм от нагрузки при нижнем отборе пробы

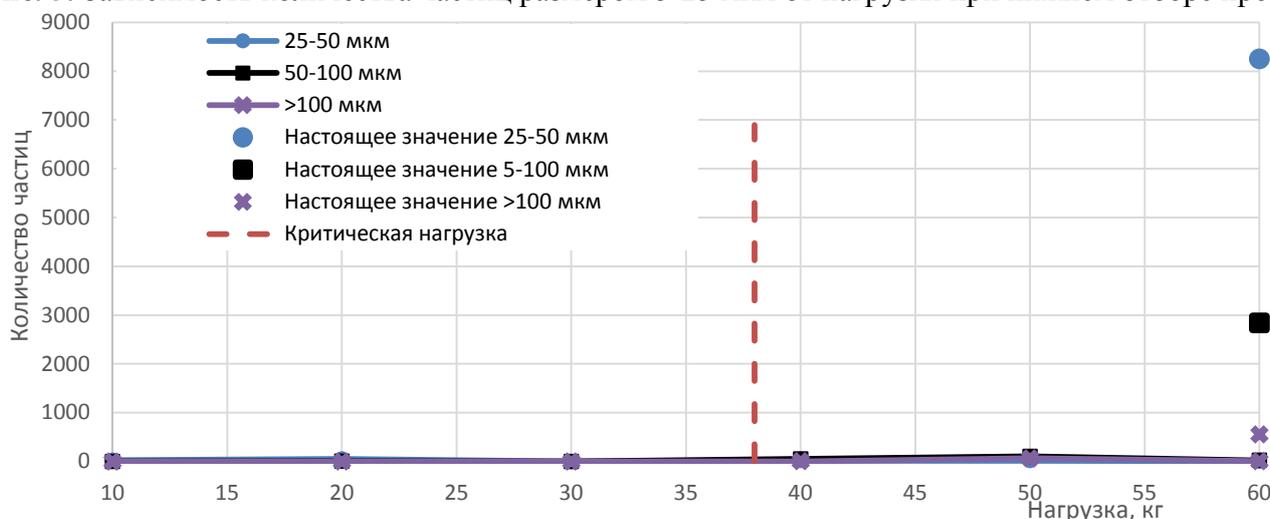


Рис. 6. Зависимость количества частиц размером более 25 мкм от нагрузки при нижнем отборе пробы

Результаты эксперимента в табл. 3 практически не отличаются от результатов предыдущего эксперимента и показывают, что если не вымывать частицы изнашивания из зажима, то анализ проб масел, полученных нижним сливом из зажима, на ГРАН не несет в себе достоверной информации о состоянии узла трения. В табл. 3 и на рис. 5, 6 нет возможности выделить границы разрушения, полученные в первом эксперименте. На рис. 5, 6 обозначены значения критической нагрузки (получены ранее).

Последние две строки табл. 3 показывают существенное отличие в анализах масла при нагрузке в 60 кгс и анализе масла после того, как частицы изнашивания были максимально смыты и помещены в пробу.

На рис. 5, 6 показаны настоящие значения количества частиц металлов в конце эксперимента, когда все частицы тщательно смывались с кюветы. Видно, что они принципиально отличаются от полученных путем нижнего отбора проб. Значения количества частиц при данном виде отбора проб не отличаются при увеличении нагрузок на узел трения и приводят к пропуску дефекта.

Таким образом, проба масла, отбираемая снизу и поступающая на анализ, не несет в себе информации, достаточной для определения состояния узла трения, равно как и отбираемая сверху.

Основные выводы по результатам эксперимента:

- при полном вымывании частиц изнашивания из диагностируемого объекта возможно определение его состояния по параметру «количество частиц»;
- при любых способах отбора небольшого количества масла достоверно определять состояние узлов и агрегатов невозможно;
- определено, что неработоспособность методик раннего диагностирования в реальной эксплуатации авиационных ГТД связана с недостоверностью отбираемых проб.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Дасковский М.И. Обобщение опыта трибодиагностики авиационных ГТД и разработка мер по повышению её эффективности: дис. ... канд. техн. наук. - М.: МГТУ ГА, 2012.
2. Дроков В.Г. Повышение достоверности результатов диагностирования газотурбинных двигателей сцинтилляционным методом с целью снижения рисков возникновения чрезвычайных ситуаций при эксплуатации воздушных судов: дис. ... д-ра техн. наук. - М.: МГТУ ГА, 2009.
3. Машошин О.Ф. Диагностирование узлов трения авиационных ГТД по критериям оптических свойств масел: дис. ... канд. техн. наук. - М.: МГТУ ГА, 1993.

#### EFFECT OF SAMPLING METHOD ON PROBE GRANULOMETRIC COMPOSITION

Konyaev E.A., Gryadunov K.I.

The results of experiment, showing sampling method influence from friction unit on the probe granulometric analysis results.

**Key words:** granulometric analyzer, granulometric analysis, four-ball machine "ЧМТ-1", diagnostics, wear, sampling, oil MS-20.

#### Сведения об авторах

**Коняев Евгений Алексеевич**, 1937 г.р., окончил РИИГА (1959), доктор технических наук, профессор кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА МГТУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов – диагностика авиационных ГТД, авиационная химмотология топлив и масел.

**Грядунев Константин Игоревич**, 1986 г.р., окончил МГТУ ГА (2008), аспирант МГТУ ГА, автор 13 научных работ, область научных интересов – эксплуатация летательных аппаратов, диагностирование пар трения ГТД.

УДК 621.89+665.6

## ВЛИЯНИЕ МЕТОДА ОТБОРА ПРОБ МАСЛА НА ДИАГНОСТИРОВАНИЕ УЗЛА ТРЕНИЯ

Е.А. КОНЯЕВ, К.И. ГРЯДУНОВ, Ш. АРДЕШИРИ, П. ДЖАФАРИ

Представлены результаты экспериментов, показывающие зависимости роста содержания металлов в масле МС-20 от действующей на металлические шарики нагрузки, а также влияние метода отбора проб на результаты диагностирования узла трения.

**Ключевые слова:** автоматизированный диагностический комплекс (АДК) «Призма», четырехшариковая машина трения ЧМТ-1, диагностирование, изнашивание, отбор проб, содержание металлов в пробах, вибрация узла трения, виброскорость, масло МС-20.

На данный момент времени актуальными являются исследования по разработке методов и средств раннего диагностирования двигателей и систем самолётов. Вновь создаются и совершенствуются приборы для анализа рабочих жидкостей, разрабатываются методики. Разработчики доказывают высокую эффективность своих методов.

Однако при всех достоинствах тех или иных методов реальная эксплуатация показывает, что данные приборы для раннего диагностирования не дают ожидаемых результатов [1]. И магнитные пробки зачастую являются более эффективным средством для обнаружения отказов на ранних стадиях разрушения, нежели современные очень дорогостоящие приборы. Т.е. применение последних для обнаружения ранних стадий разрушения узлов и агрегатов не представляется настолько однозначным, насколько это должно быть теоретически.

Для того чтобы указать на возможные причины данного явления, было решено провести эксперименты с применением ряда приборов лаборатории «Химмотология» МГТУ ГА.

### 1. Определение возможности распознавания состояния узла трения по анализу отбираемого работавшего масла

Содержание первого эксперимента:

- выполняли ряд десятисекундных испытаний на ЧМТ-1 в соответствии с ГОСТ 9490-75 и руководством по эксплуатации ЧМТ-1 [2];
- после каждого испытания сливали масло из зажима для шариков ЧМТ-1 и проводили анализ масла на содержание металлов на АДК «Призма»;
- проводили измерение потерь массы шариков после нагружения;
- при нагружениях измеряли вибрации узла трения.

В данном эксперименте поставлена задача исследовать наиболее полную информацию по частицам изнашивания узла трения, поэтому каждый раз с корпуса для зажима шариков ЧМТ-1 смывались керосином практически все металлические частицы, которые далее максимально переносились на фильтр для анализа на АДК «Призма». После каждого эксперимента зажим также промывался керосином, т.е. минимизировалась возможность увеличения содержания от добавления остатков металлов предыдущих испытаний, шарики для испытаний менялись после каждого нагружения.

Содержание металлов оценивалось на автоматизированном диагностическом комплексе «Призма» (установка поверена в 2010 г.). Изнашивание шариков проводили на четырехшариковой машине трения (ЧМТ-1). Шарики для испытаний изготовлены по ГОСТ 3722-81 (12,7-10) из подшипниковой стали ШХ-15 (ГОСТ 801-78) [3; 4].

Диаметр пятен износа оценивался с помощью микроскопа DMW-143-N2GG и программного обеспечения для ПК Motic Images 2000. Масса шариков измерялась на весах KERN ABJ220-4M ( $e=1$  мг). В табл. 1 записано среднее значение из трех измеренных (на каждом шарике) при одном испытании.

Виброскорость измерялась прибором «Корсар». На протяжении 10-секундных нагружений виброскорость фиксировалась три раза – на 2, 5, 9 с, значительных различий при этом не зафиксировано. В таблицу записано среднее значение из трех измеренных. Все оборудование находится в лаборатории «Химмотология» кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА МГТУ ГА.

Результаты одного из повторений испытаний показаны в табл. 1.

Таблица 1

Результаты испытаний масла МС-20 на АДК «Призма» и ЧМТ-1

Металл, содержание (г/т)			Нагрузка, кгс	Радиус пятна износа, мм	Потеря масс шариков, г	Виброскорость, мм/с
Fe	Zn	Cr				
0,19	0,08	0	0	0	0	0
2,06	0	0,05	10	0,126	0,0004	1,65
0,37	0,1	0	20	0,126	0,0004	1,20
1,06	0,02	0,05	30	0,137	0,0004	1,25
2,40	0,03	0,07	36	0,164	0,0004	1,80
6,15	0,05	0,14	38	0,473	0,00047	60,5
7,77	0,1	0,2	40	0,643	0,00083	12,05
19,1	0,14	0,63	54	0,885	0,00143	8,20
31,29	0,17	0,78	60	0,929	0,0201	

Нагрузка, вызывающая повышенный износ, характеризуется резким увеличением радиуса пятна износа [2]. Из табл. 1 видно, что такой нагрузкой в эксперименте является 38 кгс (диаметр пятна износа – 0,946 мм). Дальнейшее увеличение нагрузки приводит к ускоренному изнашиванию с последующим свариванием шариков.

При анализах масла на АДК «Призма» были получены ожидаемые результаты увеличения содержания металлических частиц в пробах (табл. 1; рис. 1, 2).

При этом при явном наличии изнашивания по наличию содержания металлов в масле, соответствующего начальным нагрузкам (10 и 20 кгс), пятна износа на шариках в ряде случаев обнаружены не были. Это обуславливается их настолько малым размером, что пятна износа не заметны на фоне большого количества шероховатостей нового шарика при том, что они имеют характерный вид.

Устойчивый рост содержания металлов в масле наблюдается, начиная с нагрузки в 30 кгс. С этого момента и далее по содержанию металлов в пробах отслеживаются тренды, характеризующие изнашивание. При небольших нагрузках анализы проб на АДК «Призма» показывают случайные флуктуации содержания металлов, характеризующие нормальное изнашивание или приработку.

Таким образом на установке АДК «Призма» при её высоких приборной чувствительности и точности [5] по результатам анализов проб рабочих жидкостей качественно оценить состояние узлов возможно только при нагрузках, близких к критическим, т.е. при повышенном изнашивании деталей. Устойчивые тренды проявляются со значений в 75% от критической нагрузки. Данный момент требует внимательного подхода к разработке диагностических методик и их уточнения в процессе эксплуатации.

Зависимости на рис. 1-4 имеют сходный характер. На всех кривых можно выделить критическую нагрузку в 38 кг. Значит, для различных условий эксплуатации и наличия лабораторного оборудования можно проводить оценку состояния по различным параметрам.

В данных испытаниях можно качественно характеризовать нагружение по двум параметрам: по радиусу пятна износа и содержанию металлов в рабочем масле. Однако параметр «потеря массы шарика» не даёт возможности оценить нагрузку и степень разрушения из-за слишком большого разброса значений масс новых шариков (средняя масса новых шариков (50 шт) = 8,357 г, среднеквадратическое отклонение  $\sigma = 0,0068$  г).

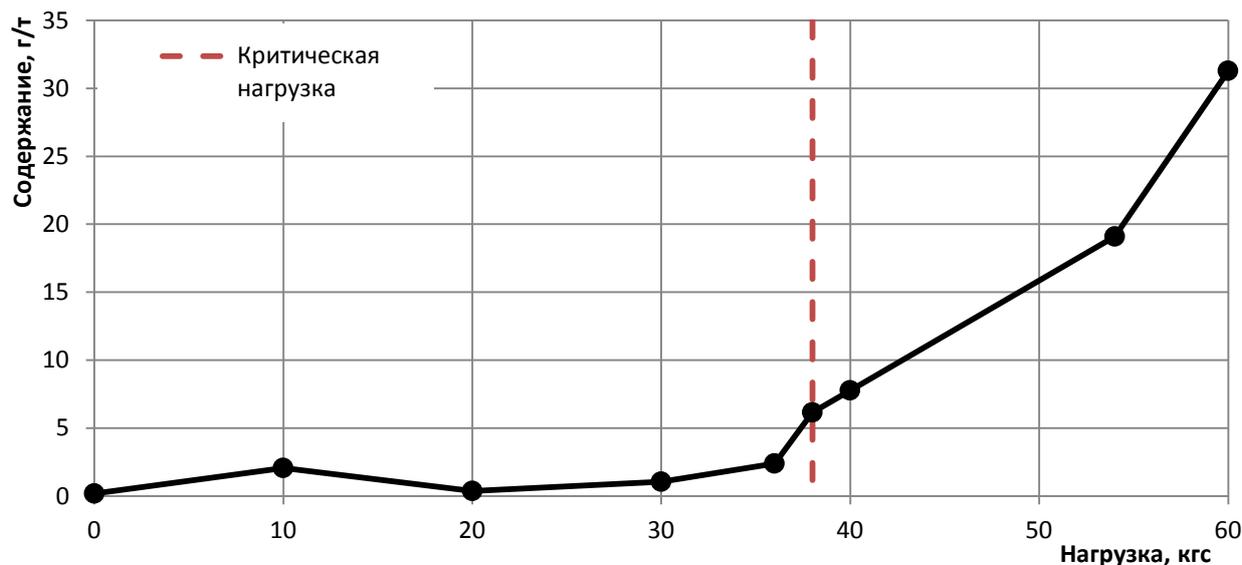


Рис. 1. Содержание железа в пробах в зависимости от прикладываемой нагрузки

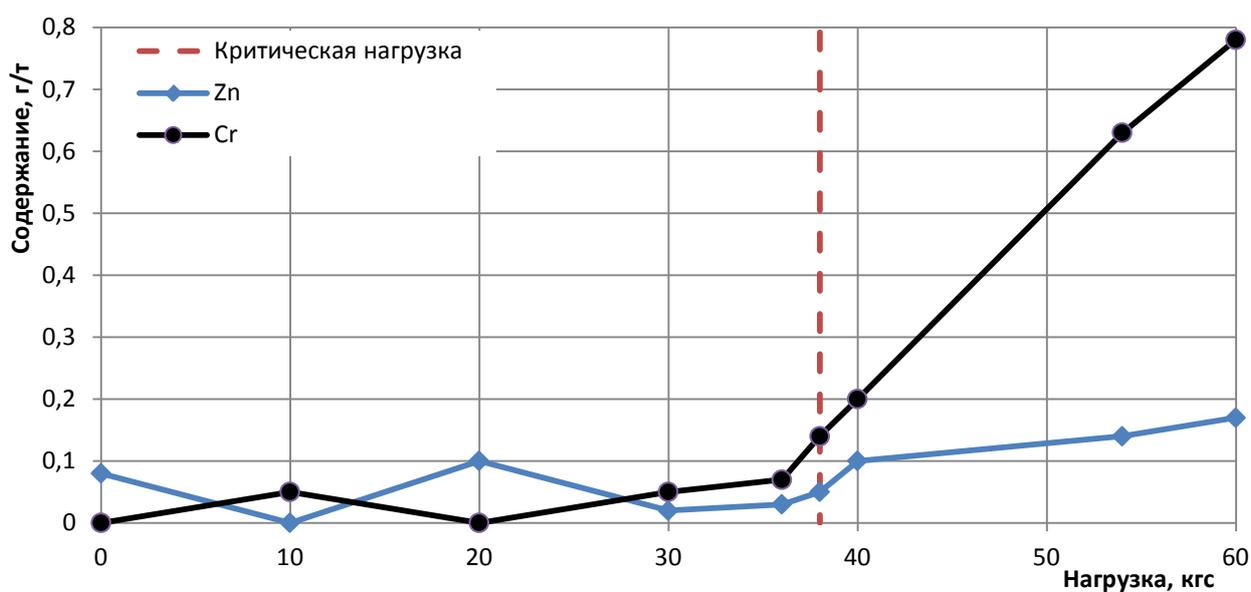


Рис. 2. Содержания металлов в пробах в зависимости от прикладываемой нагрузки

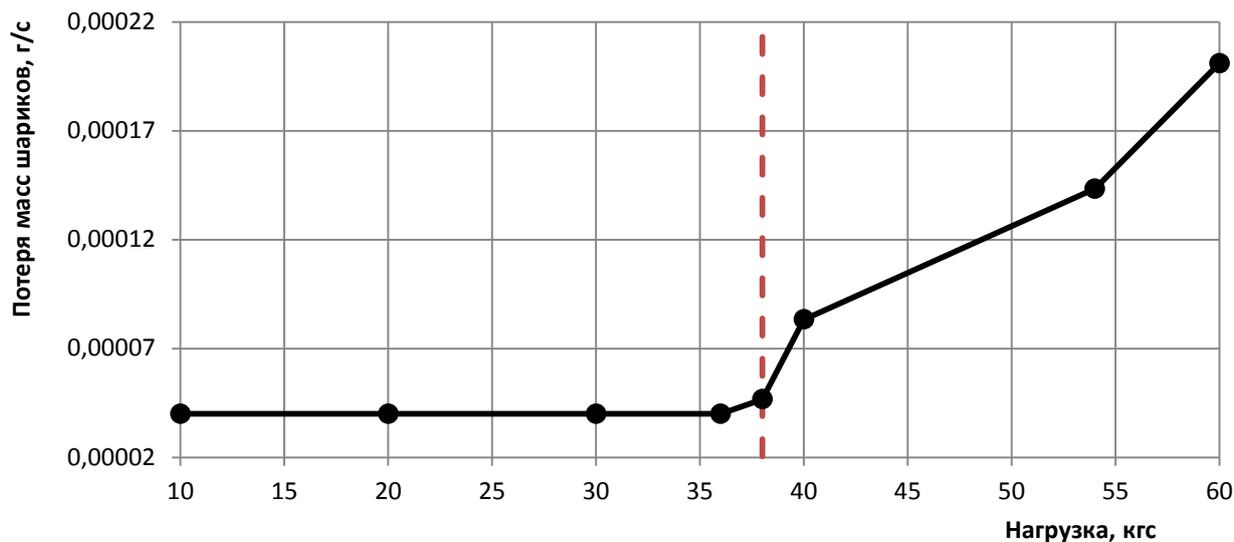


Рис. 3. Потеря массы шариков в зависимости от нагрузки

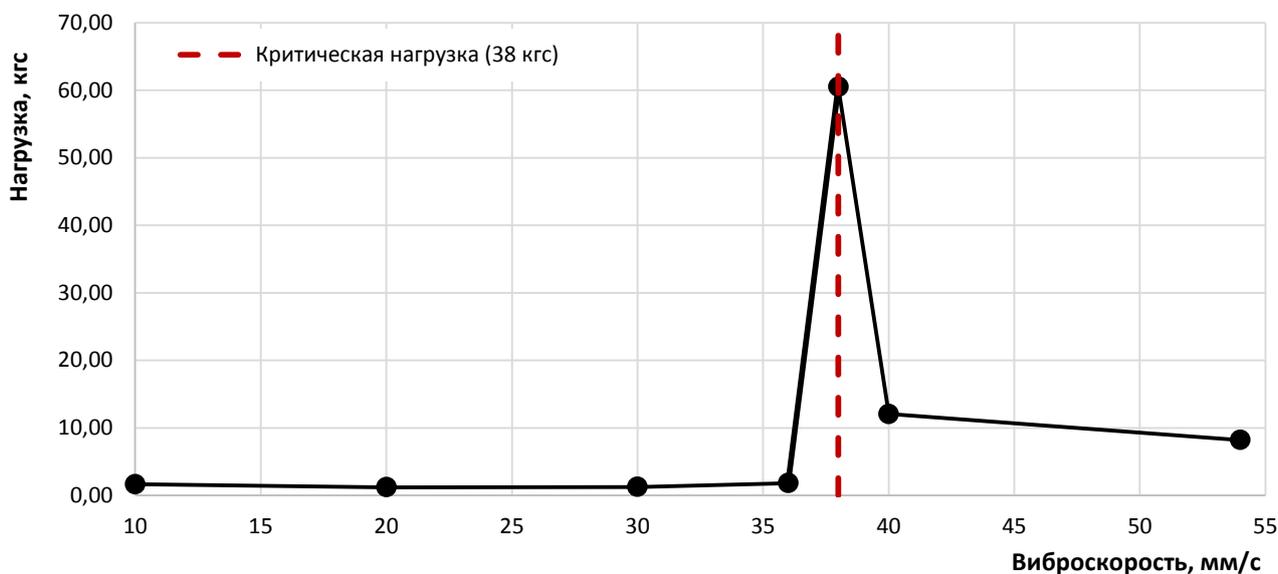


Рис. 4. Виброскорость узла трения в зависимости от нагрузки

Измерение виброскорости также не дает возможности раннего диагностирования данного узла трения. Изменение вибраций, позволяющих характеризовать состояние узла трения, происходит, начиная с критической нагрузки в 38 кг.

Хорошие результаты демонстрирует АДК «Призма». По результатам анализов масел на АДК «Призма» имеется возможность оценивать не только общее состояние объекта диагностирования, но и максимально конкретизировать разрушающиеся детали.

Полученные результаты отображают процессы изнашивания при испытаниях на ЧМТ-1, они доказывают прямую связь анализов проб масел на АДК «Призма» с реально происходящими процессами разрушения стальных шариков при лабораторных условиях отбора проб без потери ценной информации и присутствия ложной информации от наличия в масле следов долговременной эксплуатации.

Лабораторные исследования показывают готовность современных диагностических комплексов к применению в раннем диагностировании при соответствующих конструктивных решениях в системах самолётов и двигателей, а также наземном оборудовании.

Однако в реальных условиях эксплуатации различные приборы раннего диагностирования по содержанию металлов в маслах не проявляют себя настолько однозначно. Это связано прежде всего с большими потерями диагностической информации при отборе проб. В проведенном эксперименте каждый раз с кюветы ЧМТ-1 смывалась практически вся металлическая стружка, которая далее максимально переносилась на фильтр для анализа на АДК «Призма». После каждого эксперимента кювета промывалась керосином, т.е. минимизировалась возможность увеличения содержания от добавления остатков металлов от предыдущих испытаний.

Эксплуатация не даёт возможности такому скрупулёзному подходу. И более того, конструктивно системы самолёта и двигателя не приспособлены для диагностирования по состоянию рабочих жидкостей.

Поэтому актуально провести одинаковые эксперименты, моделирующие различные методы отбора проб.

Наиболее распространенные методы отбора проб: слив небольшого количества масла снизу (из нижней точки) и отбор пробы масла сверху.

## 2. Проведение эксперимента с верхним отбором проб

Содержание эксперимента соответствует предыдущему, но после 10-секундных нагружений принято решение не разбирать зажим для шариков ЧМТ-1, а сливать масло путём его переворачивания. При этом в ходе эксперимента для большего разрушения шариков они ни разу не меняются. После каждого испытания масло полностью сливается, заливается свежее, шарики и зажим не промываются, т.е. происходит постоянное накапливание частиц изнашивания. Масло анализируется на АДК «Призма».

Слив масла осуществлялся в течение 5-7 с после останова двигателя ЧМТ. При сливе зажим находится в перевернутом состоянии 4-5 с. Шарики и масло идентичны предыдущему эксперименту.

После последнего испытания полностью разбирался и промывался зажим, и производилась оценка реального содержания металлов.

Результаты показаны в табл. 2 и на рис. 5-6.

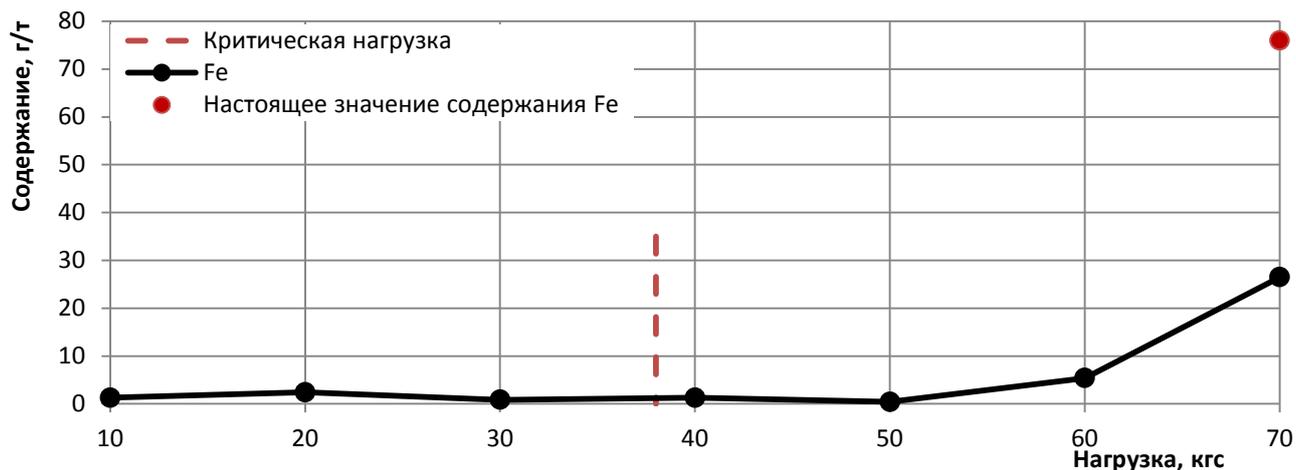
Результаты эксперимента в табл. 2 показывают, что если не вымывать частицы износа из зажима полностью, то анализ слива масла на АДК «Призма» не несет в себе полной и однозначной информации о состоянии узла трения. В табл. 2 и на рис. 5-6 невозможно выделить границы, полученные в предыдущем эксперименте. На рис. 5-6 показаны значения критической нагрузки (получены в предыдущем эксперименте).

Эти результаты объясняются тем, что большинство частиц оседает на дно зажима практически мгновенно и не попадает в пробу при сливе масла самотёком. Находящиеся в масле мелкие частицы и частицы, которые не успели осесть или задержались на шариках в самом верху, не несут полной и достоверной информации о состоянии узла трения.

**Таблица 2**

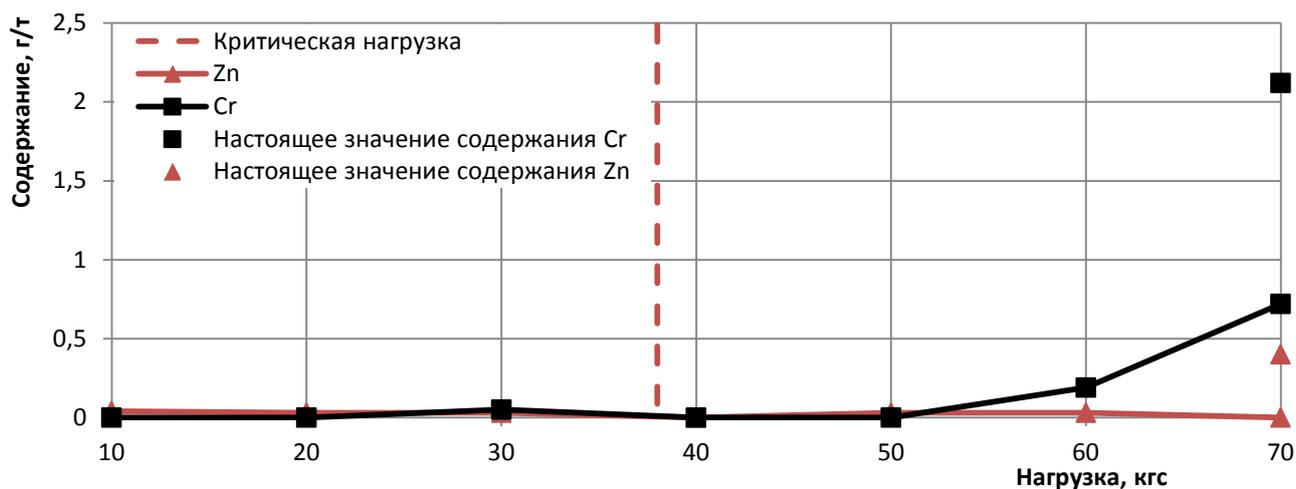
Результаты эксперимента при верхнем отборе проб

Металл, содержание (г/т)			Нагрузка, кгс	Примечание
Fe	Zn	Cr		
1,28	0,04		10	Масло без смыва частиц с зажима
2,42	0,03		20	
0,86	0,03	0,05	30	
1,29			40	
0,42	0,03		50	
5,39	0,03	0,19	60	
26,47		0,72	70	
75,98	0,4	2,12	Смыты все частицы	



**Рис. 5.** Зависимость содержания железа в пробах от действующей нагрузки при отборе масла путем переворачивания зажима

Рост содержания металлов в табл. 2 происходит с нагрузок, близких к свариванию. В реальных условиях это уже разрушенный узел трения. Пользоваться по данной методике прибором с целью раннего диагностирования представляется невозможным.



**Рис. 6.** Зависимость содержания металлов в пробах от действующей нагрузки при отборе масла путем переворачивания зажима

Рост содержания металлов при больших нагрузках (табл. 2, рис. 5, 6) обуславливается тем, что происходит настолько большой выброс частиц металлов, что многие из них остаются на шариках в верхней зоне и попадают в пробу после переворачивания зажима.

Показательны последние две строки табл. 2. Видно существенное отличие в анализах масла при нагрузке в 70 кгс и анализе масла после того, как частицы изнашивания были максимально смыты и помещены в пробу. На рис. 5, 6 точками показаны истинные значения содержания металлов в конце эксперимента, когда все частицы тщательно смывались с кюветы. Видно, что они отличаются от полученных путем недостоверного отбора проб значений в 3-15 раз.

Стоит отметить, что данные результаты получены даже тогда, когда происходит полный слив масла из узла. В эксплуатации отбор проб осуществляется в количестве  $\approx 05-1\%$  от общего количества масла в маслосистеме. Результаты значительно изменятся, если отбирать масло в количестве, пропорциональном количеству отбираемого масла в реальной эксплуатации.

### 3. Проведение эксперимента с нижним отбором проб

Содержание эксперимента аналогично первому.

Для отбора проб снизу в дне зажима сделана сливная пробка. Центр отверстия для слива находится в плоскости вращения верхнего шарика ЧМТ-1, площадь отверстия составляет 10% от площади основания зажима. Такое расположение и большой диаметр позволяют практически всем осевшим частицам изнашивания при трении шариков попадать в отбираемую пробу. Шайба под нижними шариками в зажиме имеет коническую форму, что также сказывается положительно на попадании частиц изнашивания в пробу. Масло из узла трения полностью сливается самотёком в кювету прокачивающего устройства АДК «Призма» через 30-60 с после останова двигателя ЧМТ-1.

Шарики не меняются. Шарики и зажим не промываются, т.е. происходит постоянное накопление частиц изнашивания. Проба масла анализируется на АДК «Призма».

Результаты показаны в табл. 3 и на рис. 7, 8.

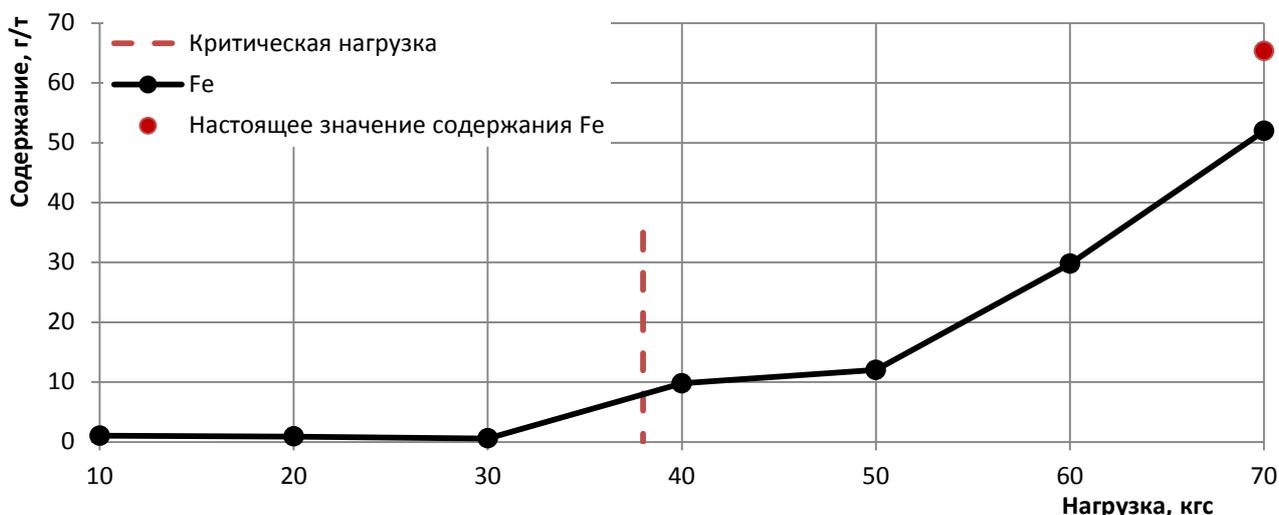
Из табл. 3 и рис. 7, 8 видно, что данное расположение точки слива масла является более удачным по сравнению с верхним отбором проб. Однако если тренд Fe, содержание частиц которого в пробе велико, имеет вид, близкий к достоверному, то тренды Zn и Cr не отражают реально происходящих процессов в узле трения при нагружениях.

Расхождение значений после последнего нагружения при нижнем сливе масла и при полном вымывании частиц значительно для всех металлов (табл. 3).

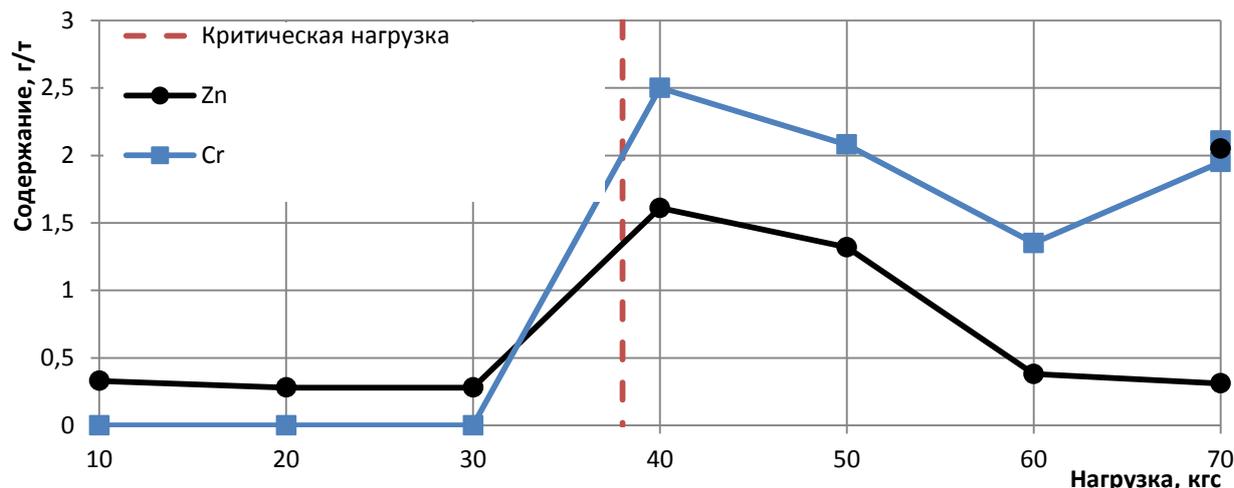
**Таблица 3**

Результаты эксперимента при нижнем отборе проб

Металл, содержание (г/т)			Нагрузка, кгс	Примечание
Fe	Zn	Cr		
1,03	0,33	0	10	Масло без смыва частиц с кюветы
0,9	0,28	0	20	
0,57	0,28	0	30	
9,77	1,61	2,5	40	
12,02	1,32	2,08	50	
29,77	0,38	1,35	60	
51,97	0,31	1,95	70	
65,31	2,05	2,11	Смыты все частицы	



**Рис. 7.** Зависимость содержания железа в пробах от действующей нагрузки при нижнем отборе масла



**Рис. 8.** Зависимость содержания металлов в пробах от действующей нагрузки при нижнем отборе масла

Таким образом, большое количество частиц, находящихся в зажиме не над точкой слива, не попадают в пробу при сливе масла самотеком через нижнюю сливную пробку. Стоит обратить внимание, что площадь сливной пробки составляет 10% от площади дна зажима.

При данном методе отбора проб информации для раннего диагностирования узла трения также не достаточно.

Таким образом, при текущих процедурах отбора проб раннее диагностирование состояния узлов и агрегатов систем с рабочими жидкостями не будет достоверным, что и доказывается практическим применением современных высокоточных приборов.

Основные выводы и рекомендации для повышения эффективности раннего диагностирования по содержанию металлов в рабочих жидкостях:

- важная информация содержится на контрольном элементе (КЭ) маслосистемы, топливной системы, гидросистемы. Ею необходимо дополнять отобранные для диагностирования пробы;
- конструирование систем с рабочими жидкостями требует обоснования выбора точек слива и мест сбора частиц изнашивания при необходимости раннего диагностирования узлов и агрегатов систем по анализам рабочих жидкостей на содержание металлов. Желательно увеличение количества КЭ. Наибольшее количество крупных частиц в рабочих жидкостях падает на дно агрегатов за считанные минуты [6]. Поэтому точки слива желательно делать с уклонами для скапливания частиц. Изнутри при производстве покрывать стенки антифрикционными составами и т.д.;
- необходимо пересмотреть количество отбираемой для анализа пробы;
- подтверждено, что появление и накопление в значительных количествах частиц изнашивания в отбираемых пробах масла происходит после разрушения разделительной пленки масла, т.е. после непосредственного контакта металлических поверхностей, что обуславливает необходимость использования комплексных методов не только по анализу содержащихся примесей в масле, но и физико-химических показателей самого масла.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Дасковский М.И. Обобщение опыта трибодиагностики авиационных ГТД и разработка мер по повышению её эффективности: дис.... канд. техн. наук. - М., 2012.
2. [Электронный ресурс] URL: <http://www.docload.ru/Basesdoc/35/35834/index.htm> (дата обращения 29.10.2012).
3. [Электронный ресурс] URL: [http://www.comsy.ru/production/popular\\_gosts/3722-81](http://www.comsy.ru/production/popular_gosts/3722-81) (дата обращения 29.10.2012).
4. [Электронный ресурс] URL: <http://www.complexdoc.ru/scan/%D0%93%D0%9E%D0%A1%D0%A2%20801-78>. (дата обращения 29.10.2012).

**5. Грядунов К.И.** Оценка достоверности результатов анализа проб на АДК «ПРИЗМА» // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 183.

**6. Грядунов К.И., Тимошенко А.Н.** Обоснование времени отбора проб масла при рентгенофлуоресцентном анализе // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 183.

## **EFFECT OF SAMPLING METHOD ON FRICTION UNIT DIAGNOSTICS**

**Konyaev E.A., Gryadunov K.I., Ardeshiri S., Djafari P.**

The results of experiment showing an increase of metal content in oil MS-20 depending on current load on metal balls, and effect of sampling method on friction unit diagnostics are presented.

**Key words:** automatic diagnostic complex “Prizma”, sampling, diagnostics, oil MS-20, wear, wear debris in oil probes, friction unit vibration, vibration velocity, four-ball machine “ЧМТ-1”.

### **Сведения об авторах**

**Коняев Евгений Алексеевич**, 1937 г.р., окончил РИИГА (1959), доктор технических наук, профессор кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА МГТУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов – диагностика авиационных ГТД, авиационная химмотология топлив и масел.

**Грядунов Константин Игоревич**, 1986 г.р., окончил МГТУ ГА (2008), аспирант МГТУ ГА, автор 13 научных работ, область научных интересов – эксплуатация летательных аппаратов, диагностирование пар трения ГТД.

**Ардешери Шади**, окончила МГТУ ГА (2011), аспирантка МГТУ ГА, область научных интересов – эксплуатация летательных аппаратов.

**Джафари Педрам**, 1985 г.р., окончил МГТУ ГА (2008), аспирант МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов – эксплуатация воздушного транспорта, вибрационная диагностика механизмов и машин.

УДК 629.7.036: [620.178:662.75]

## ПРОБЛЕМА ОЦЕНКИ ПРОТИВОИЗНОСНЫХ СВОЙСТВ СОВРЕМЕННЫХ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ РЕАКТИВНЫХ ТОПЛИВ

Н.М. ЛИХТЕРОВА, К.В. ШАТАЛОВ, В.В. КОНДРАТЕНКО, Д.Ф. БАЕВСКИЙ

В статье приводятся результаты сравнительной оценки противоизносных свойств отечественных реактивных топлив различного компонентного состава. Показано, что необходимо проведение исследований с целью установления браковочных норм на показатели смазывающей способности топлив по методу VOCLÉ (ГОСТ Р 53715).

**Ключевые слова:** реактивные топлива, противоизносные свойства, метод.

В топливных системах авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) для подачи топлива в камеры сгорания и агрегаты системы управления широко применяются плунжерные насосы.

В плунжерных насосах топливо служит смазывающей средой и оказывает существенное влияние на скорость изнашивания пар трения насосов, их надежность и долговечность. Принято считать, что необходимый уровень противоизносных свойств топлива гарантируется технологией производства, и лабораторная оценка смазывающей способности проводится только для опытно-промышленных партий топлива в рамках квалификационных испытаний. Отечественные нормативно-технические документы (НТД) не содержат требований к уровню противоизносных свойств топлив для реактивных двигателей<sup>1</sup>, соответственно контроль смазывающей способности для промышленно выпускаемой продукции не проводится [1].

Такое состояние дел с оценкой противоизносных свойств противоречит отечественной практике производства топлив для реактивных двигателей. По данным ВНИИ НП на 22 из 28 российских нефтеперерабатывающих заводов (НПЗ) при изготовлении топлив для реактивных двигателей используют гидроочищенные керосиновые фракции с низким уровнем противоизносных свойств, в общем объеме производства примерно 54% топлив (или 5,5 млн. т) содержат гидроочищенные фракции. Для компенсации низкого уровня противоизносных свойств в гидроочищенные керосиновые фракции вносят противоизносную присадку ДНК или Хайтек-580.

Широкое использование процессов гидроочистки керосиновых фракций на российских НПЗ, и как следствие, снижение концентрации природных поверхностно-активных веществ в топливе ставит вопрос о необходимости лабораторной оценки противоизносных свойств не только для опытно-промышленных партий, но и для каждой промышленно выпускаемой партии топлива для реактивных двигателей, т.е. о необходимости включения в отечественные НТД показателя качества «смазывающая способность». Для этого необходимо ответить на следующие вопросы:

- каким методом контролировать величину противоизносных свойств топлива;
- какие нормы по смазывающей способности для отечественных топлив для реактивных двигателей следует установить.

Известно 6 методов оценки противоизносных свойств топлив для реактивных двигателей (табл. 1).

<sup>1</sup>Исключение составляет ГОСТ Р 52050-2006 «Топливо авиационное для газотурбинных двигателей Джет А-1 (Jet A-1). Технические условия», который является переводом стандарта ASTM D 1655-2006.

Таблица 1

Основные характеристики методов оценки противоизносных свойств реактивных топлив

Метод, установка (прибор)	Пары трения	Вид трения	Удельная нагрузка, МПа	Скорость скольжения, м/с
Отечественные				
Установка НР-21Ф2	Шар Ø12,7 мм; наклонная шайба	Качения + Скольжения	0,28-0,36	2,40
Прибор УПС-01	Шар Ø25,4 мм; плоский диск	Скольжения	830	1,18
Установка ПСТ-2	Шар Ø40,0 мм; коническая шайба	Качения + Скольжения	1960	0,34
Зарубежные				
Метод ВОСЛЕ	Шар Ø12,7 мм; цилиндр Ø44,5 мм	Скольжения	565	0,50
Метод Лукаса	Штифт Ø1 мм; диск Ø120 мм	Скольжения	0,82	0,40
Метод TAFLE	Цилиндры Ø50,0 мм	Скольжения	43-612	0,52

В стендовом методе ВНИИ НП для оценки противоизносных свойств топлив используется насос-регулятор НР 21Ф2 двигателя Р11Ф-300 самолета МиГ-21, в котором в плунжеры, движущиеся по наклонной шайбе, установлены шары. Испытуемое топливо прокачивается через полость контрольного узла трения на проток. Оценочным показателем метода является среднее арифметическое диаметров пятна износа трех контрольных шаров. В настоящее время указанный стенд не функционирует ввиду необходимости значительных материальных и временных затрат на проведение испытаний (например, для одного цикла испытаний требуется около 120 т топлива и новый насос-регулятор).

В приборе УПС-01 в качестве пары трения применяется вращающийся плоский диск и три шара, неподвижно закрепленные в оправке. Пара трения помещена в герметичную топливную камеру. В приборе имеется возможность изменять нагрузку на пару трения. Противоизносные свойства топлив характеризует обобщенный показатель, рассчитываемый по определенной формуле, в которой учитываются диаметр пятна износа шаров, определяемый при заданной нагрузке, и критическая нагрузка перехода к схватыванию.

Анализ корреляции результатов определения противоизносных свойств образцов реактивных топлив на установке с модифицированным насосом-регулятором НР-21Ф2 и приборе УПС-01 с результатами испытаний этих топлив на серийном насосе-регуляторе свидетельствует о неравномерной чувствительности указанных методов при оценке топлив с разным уровнем противоизносных свойств.

Пара трения в установке ПСТ-2 (разработанной в 25 ГосНИИ МО РФ) следующая: плунжер (или шар), закрепленный в оправке, и вращающаяся коническая шайба. Отличительной особенностью этой пары трения является возможность вращения оправки относительно своей оси, расположенной перпендикулярно оси вращения конической шайбы. В установке предусмотрено периодическое притормаживание оправки, обеспечивающее изменение соотношения между скольжением и качением в зоне контакта деталей пары трения аналогично тому, как это имеет место в зоне контакта плунжера и наклонной шайбы (или подпятника) насоса-регулятора при смене режимов его работы. Показатель противоизносных свойств в методе определяется как

отношение пятна износа плунжера (шара) на испытуемом топливе к пятну износа на контрольном топливе. Основным недостатком метода является его недостаточная повторяемость (сходимость) вследствие ряда конструктивных недостатков, связанных в основном со сложностью восстановления заданной геометрии плунжера и конической шайбы после испытания [2].

В методе Лукаса моделируются рабочие условия в аксиальном поршневом насосе, в котором не обеспечивается нормальная смазка. В процессе испытания стержень из алюминиевой бронзы трется о диск из инструментальной стали. Испытание проводится при смазке в «режиме голодания». В течение испытательного цикла на вращающемся стальном диске образуется тонкая пленка топлива; к диску прижимается бронзовый стержень и производится замер фрикционного усилия. Количество оборотов диска, совершенное для получения заданного уровня фрикционного усилия, называют «индекс останова» (dwellnumber). Следует отметить, что «индекс останова» определяется главным образом испаряемостью топлива, и, например, если в топливо добавить небольшую концентрацию высококипящих *n*-алканов – «индекс останова» повысится, но на смазывающие свойства топлива это не окажет существенного влияния [3].

Метод TAFLE разработан в Торнтонском испытательном центре фирмы «Шелл». В испытании используются два образца. Верхний образец неподвижен, он устанавливается на нижний, который вращается с частотой 200 об/мин. (при скорости скольжения 0,52 м/с), что обеспечивает реализацию условий линейного контакта зубьев шестерен шестеренчатого насоса. Образцы находятся в камере, через которую непрерывно пропускается топливо, что позволяет избежать протекания в нем процессов окисления. Метод заключается в воспроизведении серии возрастающих нагрузок в пределах от 1 до 200 кгс в течение 15 мин. на каждую ступень нагрузки, при которых измеряется коэффициент трения, до тех пор, пока не будут достигнуты максимальный задира или максимально допустимая нагрузка. При каждой новой ступени нагрузки верхний образец поворачивается на 5°. В конце испытания производится измерение пятна износа и строятся графики в виде зависимостей коэффициента трения и ширины пятна износа от нагрузки. Разрушительная фрикционная нагрузка, определяемая как нагрузка, при которой коэффициент трения достигает значения 0,4, позволяет хорошо отличать одно топливо от другого. Однако при добавлении присадок в топливо с низкими смазывающими свойствами увеличение максимальной нагрузки задира не всегда такое значительное, как можно было бы ожидать. Ширина пятна износа позволяет отличать друг от друга малосернистые топлива с низкими смазывающими свойствами, а также топлива с присадкой для повышения смазывающих свойств и без нее. Однако некоторые топлива с высокими смазывающими свойствами тоже характеризуются большим износом верхнего цилиндра [4].

В метод BOCLE неподвижный стальной шарик диаметром 0,5 дюйма прижимается к вращающемуся цилиндру, смазываемому тонкой пленкой топлива при постоянных условиях нагрузки, скорости скольжения, температуры и влажности. Смазывающие свойства оцениваются по пятну износа на испытуемом шаре. Достоинствами метода являются хорошие сходимость и воспроизводимость. Данный метод широко применяется за рубежом для контроля смазывающей способности авиационных топлив и на него разработан стандарт ASTM D 5001. В России с 1 января 2011 г. введен в действие ГОСТ Р 53715 «Топлива авиационные для газотурбинных двигателей. Метод определения смазывающей способности на аппарате шар-цилиндр (BOCLE)», идентичный стандарту ASTM D 5001-2008 [5].

Метод BOCLE имеет наибольшие шансы для широкого внедрения в отечественную лабораторную практику. Однако этому должны предшествовать исследования по обоснованию норм смазывающей способности для отечественных топлив для реактивных двигателей по методу BOCLE. В силу различия в составе отечественных и зарубежных авиакеросинов механический перенос требований зарубежных спецификаций к уровню противоизносных свойств является неприемлемым.

Для обоснования норм смазывающей способности для отечественных топлив для реактивных двигателей по методу ВОСЛЕ в 2010-2013 гг. проведены исследования уровня противоизносных свойств современных отечественных ТРД на аппарате ВОС-100 (США) по ГОСТ Р 53715-2009 и на приборе ПСТ-2 по СТО 08151164-033-2010 «Топлива для реактивных двигателей. Метод определения противоизносных свойств на приборе ПСТ-2». Всего было испытано 33 образца товарных топлив и их компонентов (табл. 2, 3).

**Таблица 2**

Сведения о результатах испытаний образцов топлив и их компонентов на приборе ПСТ-2

Наименование продукта	Всего испытано	Количество результатов, находящихся в диапазоне значений показателя износа, усл. ед					
		10-20	20-30	30-40	40-50	60-70	70-80
РТ	5	1	4	-	-	-	-
ТС-1 прямогонное	10	1	6	2	1	-	-
ТС-1 смесевое	8	-	2	4	2	-	-
ТС-1 смесевое с противоизносной присадкой	3	3	-	-	-	-	-
Гидроочищенные керосиновые фракции	7	-	-	-	-	5	2

Результаты проведенных испытаний противоизносных свойств товарных топлив на приборе ПСТ-2 свидетельствуют о чувствительности данного метода к изменению компонентного состава топлив для реактивных двигателей. Для топлива РТ, прямогонного топлива ТС-1 и смесевое топлива ТС-1 с противоизносной присадкой более 80% полученных результатов находится в интервале 10 – 30 усл. ед., а для смесевых топлив ТС-1 без противоизносной присадки большинство полученных результатов (70%) находится в интервале 30 – 50 усл. ед.

Результаты испытаний на приборе ПСТ-2 показывают возможность данного метода четко разделять товарные реактивные топлива и гидроочищенные керосиновые фракции – диапазон значений для гидроочищенных фракций 60 – 80 усл. ед. не пересекается с интервалом значений противоизносных свойств товарных топлив (10 – 50 усл. ед.).

**Таблица 3**

Сведения о результатах испытаний образцов топлив и их компонентов на аппарате ВОС-100

Наименование продукта	Всего испытано	Количество результатов, находящихся в диапазоне значений показателя износа, усл. ед						
		0,56-0,60	0,61-0,65	0,66-0,70	0,71-0,75	0,76-0,80	0,81-0,85	> 0,85
РТ	5	4	1	-	-	-	-	-
ТС-1 прямогонное	10	3	6	1	-	-	-	-
ТС-1 смесевое без противоизносной присадки	8	1	2	5	-	-	-	-
ТС-1 смесевое с противоизносной присадкой	3	2	1	-	-	-	-	-
Гидроочищенные керосиновые фракции	7	-	-	1	2	2	2	-

Результаты проведенных испытаний противоизносных свойств товарных топлив и их компонентов на аппарате ВОС-100 свидетельствуют о том, что данный метод также чувствителен к изменению компонентного состава топлив. Наихудшими противоизносными свойствами обладают гидроочищенные керосиновые фракции, где большинство полученных результатов (86%) находится в интервале 0,71 – 0,85 мм. Несколько выше уровень противоизносных свойств смесевых топлив ТС-1 без противоизносной присадки, где большинство полученных результатов (62%) находится в интервале 0,66 – 0,70 мм. А для топлива РТ, прямогонного топлива ТС-1 и смесового топлива ТС-1 с противоизносной присадкой большинство полученных результатов (95%) находится в интервале 0,56 – 0,65 мм.

Обобщение экспериментальных данных показало, что подход, использованный при разработке ГОСТ Р 52050-2006 «Топливо авиационное для газотурбинных двигателей Джет А-1 (Jet А-1). Технические условия», - механический перенос и без дополнительных исследований требований зарубежных спецификаций (ASTM D 1655-2006 и DEF STAN 91-91/5) на отечественное топливо для реактивных двигателей он является ошибочным. Применение нормы ГОСТ Р 52050 – диаметр пятна износа не более 0,85 мм позволит использовать в качестве товарного топлива гидроочищенные керосиновые фракции без противоизносной присадки, что приведет к массовым отказам агрегатов топливной аппаратуры авиационной техники.

Таким образом, анализ состояния дел в области оценки противоизносных свойств современных отечественных топлив для реактивных двигателей показал необходимость включения в российские НТД требований к смазывающей способности топлив для реактивных двигателей по ГОСТ Р 53715 (ASTMD 5001). Результаты представленных исследований позволяют предварительно сформулировать браковочную норму противоизносных свойств отечественных топлив для реактивных двигателей по методу ГОСТ Р 53715 (ASTMD 5001) – диаметр пятна износа не более 0,70 мм. Данное предложение нельзя рассматривать как окончательное, оно подлежит уточнению в ходе дальнейших исследований и требует учета статистики испытаний по данному методу в отечественных научно-исследовательских организациях и на нефтеперерабатывающих заводах.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Дубовкин Н.Ф., Маланичева В.Г., Массур Ю.П., Федоров Е.П. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив. - М.: Химия, 1987.
2. Гуреев А.А., Серегин Е.П., Азев В.С. Квалификационные методы испытаний нефтяных топлив. - М.: Химия, 1984.
3. Askwith, T.C., Hardy, P.J. and Vere, R.A. Lubricity of Aviation Turbine Fuels. Second report of the work and findings of the MOD (PE) Fuel Lubricity Panel, Ref: AX/395/014, January 1976.
4. Hadley J.W. and Blackhurst P. An appraisal of the ball-on-cylinder technique for measuring aviation turbine fuel lubricity. Shell Research Ltd., Thornton Research Centre, P.O. Box 1, Chester CHI 3SH Paper presented at the STLE Annual Meeting, May 1990, Denver, Colorado, USA.
5. ГОСТ Р 53715-2009. Топлива авиационные для газотурбинных двигателей. Метод определения смазывающей способности на аппарате шар-цилиндр (BOCLE). - М.: Стандартинформ, 2010.

#### THE PROBLEM OF ESTIMATION OF ANTI-WEAR PROPERTIES OF MODERN DOMESTIC JET FUELS

Likhterova N.M., Shatalov K.V., Kondratenko V.V., Bayevsky D.F.

The article presents the results of comparative assessment of anti-wear properties of domestic jet fuels having different compositions.

**Key words:** jet fuels, anti-wear protection, domestic and foreign standards.

**Сведения об авторах**

**Лихтерова Наталья Михайловна**, окончила РГУ нефти и газа им. И.М. Губкина (1968), профессор, доктор технических наук, ведущий научный сотрудник отделения квалификационных испытаний топлив и масел для газотурбинных установок ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор более 150 научных работ, область научных интересов – технология получения и химмотология моторных топлив; технология, свойства и рациональное применение тяжелого нефтяного сырья; коллоидное строение нефти и нефтепродуктов.

**Шаталов Константин Васильевич**, 1966 г.р., окончил Ульяновское ВВТУ им. Б. Хмельницкого (1983), Военную академию тыла и транспорта (1998), доцент, кандидат технических наук, начальник научно-испытательного центра квалификационной оценки топлив и масел ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор 53 научных работ, область научных интересов – химмотология, оценка качества топлив и масел, метрологическое обеспечение испытаний топлив и масел.

**Кондратенко Валерий Викторович**, 1977 г.р., окончил Ульяновское ВВТУ им. Б. Хмельницкого (1994), ВАТТ им. А.В. Хрулева (2008), старший научный сотрудник квалификационной оценки топлив и масел для газотурбинных установок ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор 5 научных работ, область научных интересов – квалификационные испытания авиационных топлив и масел.

**Баевский Дмитрий Феликсович**, 1980 г.р., окончил Московский государственный университет тонких химических технологий им. М.В. Ломоносова (2012), главный механик второго Московского приборостроительного завода, область научных интересов – технология получения и химмотология моторных топлив.

УДК 533.6.013.42

## МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ В ЗАДАЧАХ НЕЛИНЕЙНОЙ АЭРОУПРУГОСТИ

**В.И. МОРОЗОВ, В.В. ОВЧИННИКОВ**

Рассмотрены задачи аэроупругости современных летательных аппаратов. Описываются математические модели аэроупругости, объединенные вихревыми методами численной аэродинамики.

**Ключевые слова:** аэроупругость, математические модели, метод дискретных вихрей.

*Эта статья, задуманная совместно, была закончена уже после смерти Виктора Ивановича Морозова и посвящается светлой памяти большого ученого и педагога*

Аэроупругость – отрасль механики, изучающая особенности поведения деформируемых тел в потоке жидкости или газа. Несмотря на то, что эта наука относительно молода (систематическое ее развитие началось в середине XX века в связи с потребностями авиации), она давно заняла свое место в ряду классических механических дисциплин [1; 2].

Решение задач аэроупругости всегда базировалось на совместном использовании результатов наземного и летного эксперимента с результатами, полученными путем математического моделирования. С развитием и усложнением авиационной техники эксперимент становится все более дорогостоящим, трудоемким и продолжительным, а в ряде случаев и невозможным по условиям безопасности полетов. С другой стороны, развитие компьютерных технологий открыло такие широкие горизонты для математического моделирования физических процессов, о которых раньше нельзя было и мечтать. Как следствие, все большую роль в развитии аэроупругости как науки играют новые подходы, основанные на широком применении численных методов и компьютерных технологий. Начиная с 1980-х годов, в Военно-воздушной инженерной академии (ВВИА) им. проф. Н.Е. Жуковского сложилось мощное научное направление по исследованию деформирования и нагружения упругого летательного аппарата (ЛА) в нестационарном потоке газа, опирающееся на достижения научной школы вычислительной аэрогидродинамики под руководством профессора С.М. Белоцерковского [3]. На протяжении ряда десятилетий это направление возглавлялось профессорами В.И. Морозовым и А.Т. Пономаревым, достигнутые результаты обобщены в монографии [1].

В конце XX столетия на повестку дня становятся задачи аэроупругости маневренных самолетов. Если ранее задача обтекания элементов ЛА потоком воздуха решалась в линейной постановке, то теперь, когда необходимо учитывать срывы потока, моделировать критические режимы полета и интенсивное маневрирование самолета, эта степень детализации становится недостаточной для практики.

Данная статья посвящена задачам в области нелинейной аэроупругости летательных аппаратов и их элементов, которые ставились и решались учеными ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского в период с конца 1990-х годов до фактического закрытия академии в 2012 г.

Математическая модель аэроупругости (ММАУ) самолета – это совокупность уравнений, алгоритмов, программ и исходных данных, позволяющая имитировать и изучать с помощью ЭВМ процессы его нагружения и деформирования в реальном полёте. ММАУ самолёта строится на основе синтеза моделей аэродинамики, упругости и динамики возмущенного движения. В зависимости от изменения характера обтекания и уровня деформирования конструкции ММ аэроупругости могут быть полностью линейными, полностью нелинейными или нелинейными по составным частям.

Задачи аэроупругости ЛА могут быть разделены на две большие группы (рис. 1):

1. Анализ аэроупругой устойчивости ЛА. Для этой группы характерны малые углы атаки и большие значения скоростного напора. Аэродинамические характеристики самолета в таких задачах могут быть определены на основе линейной математической модели его обтекания потоком газа;

2. Анализ динамического нагружения ЛА. Для этой группы характерны большие углы атаки и малые значения скоростного напора. Динамические характеристики здесь определяются на основе нелинейной математической модели обтекания самолета нестационарным потоком газа.

При решении обеих групп задач применяется единая линейная математическая модель упругих свойств ЛА для расчета его динамических характеристик, а также единая математическая модель динамики возмущенного движения упругого самолета.

Различными являются методы получения результатов моделирования:

- в задачах первой группы – это вычисление критической скорости флаттера на основе анализа устойчивости линейной динамической системы.
- в задачах второй группы – это прямое моделирование взаимосвязанных процессов движения и деформирования конструкции самолета в отрывном потоке.

Учеными ВВИА был создан целый комплекс математических моделей и методов исследования широкого спектра аэроупругих явлений для второй группы задач.

При выбранном подходе весь комплекс моделей опирается на одинаковые исходные данные и основные допущения: известная картина обтекания идеальной несжимаемой жидкостью (фиксация положения отрывов потока); линейные соотношения между усилиями и деформациями, деформациями и перемещениями; рассматривается возмущенное движение ЛА относительно базовой траектории.

Для моделирования применяются метод дискретных вихрей и метод собственных форм [1; 2], которые позволяют осуществить синтез комплексной ММ с наименьшими затратами времени в силу удобства их сопряжения и приемлемых требований к вычислительным мощностям.

Аэродинамические характеристики упругого ЛА вычисляются на основе решения задачи об обтекании упругого тела потоком газа [2; 3], основные соотношения которой и способ решения схематически представлены на рис. 2.



Рис. 1. Задачи аэроупругости и методы их решения

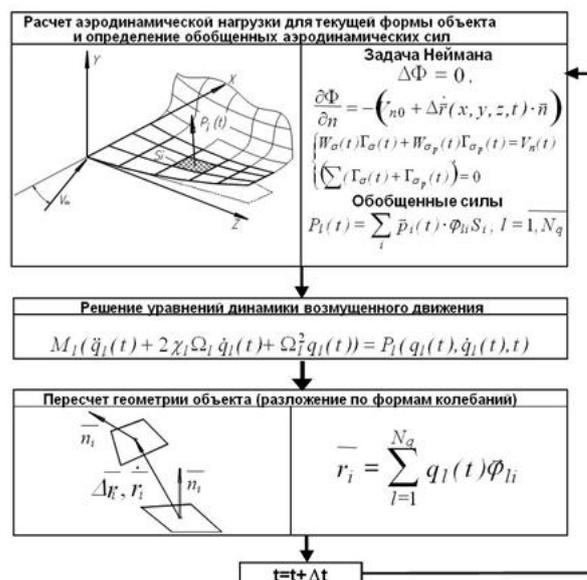


Рис. 2. Решение нелинейной задачи аэроупругости

Задача обтекания упругого объекта сводится к задаче Неймана для уравнения Лапласа. Применяя метод дискретных вихрей в рамочной идеологии [4], приходим к системе линейных алгебраических уравнений относительно интенсивностей вихревых рамок. После определения нагрузок для текущей формы тела по интегралу Коши-Лагранжа вычисляются обобщенные аэродинамические силы (работа на перемещениях контрольных точек по формам собственных свободных колебаний). Уравнения движения, записанные по методу собственных форм, численно интегрируются, после чего перемещение и скорость перемещения любой точки крыла могут быть вычислены в виде ряда по собственным формам. Таким образом, возникает возможность определить измененную форму ЛА и повторить процесс для новой вихревой схемы. Созданная математическая модель реализуется комплексом прикладных программ для ЭВМ.

Здесь следует вкратце остановиться на понятии аэродинамической нелинейности. Основными частями комплексной математической модели аэроупругости являются:

а) модель упругости ЛА - математическая модель процесса деформирования конструкции под действием определенных внешних сил;

б) модель аэродинамики ЛА - математическая модель обтекания ЛА, позволяющая определить силы, действующие на определенным образом перемещающийся в сплошной среде деформирующийся летательный аппарат;

в) модель динамики ЛА - математическая модель, описывающая движение ЛА в пространстве под действием аэродинамических сил.

Употребляя термин «нелинейная» математическая модель, следует всегда четко представлять, к чему именно относится «нелинейность» - к системе разрешающих уравнений, к граничным условиям, к определяющим зависимостям (уравнениям связи), является ли эта нелинейность геометрической или связана с физическими свойствами среды. В нашем случае нелинейной является модель аэродинамики, а именно геометрически нелинейны граничные условия задачи об обтекании элементов ЛА.

Уравнения возмущенного движения упругой конструкции в потоке газа в общем случае имеют вид

$$L(q, \dot{q}, \ddot{q}) = P(q, \dot{q}, \ddot{q}, V_\infty),$$

где  $L$  - некоторый дифференциальный оператор, определяемый характеристиками конструкции;  $P$  - вектор-столбец обобщенных аэродинамических сил;  $q$  - вектор-столбец параметров движения и деформирования;  $V_\infty$  - скорость набегающего потока. При использовании линейной аэродинамической теории существует возможность аналитически записать зависимость вектора-столбца  $P$  от параметров движения. Дело в том, что если изменения параметров движения и деформирования конструкции  $q$  малы (что и позволяет провести линеаризацию задачи), то обобщенные силы  $P$  для любого момента времени  $t$  представляются в виде линейной формы от параметров движения и их производных

$$P(t) = P^q q(t) + P^{\dot{q}} \dot{q}(t) + P^{\ddot{q}} \ddot{q}(t),$$

где  $P^q, P^{\dot{q}}, P^{\ddot{q}}$  - матрицы коэффициентов аэродинамических производных обобщенных сил по соответствующим параметрам движения. Эти матрицы, которые называются линейными аэродинамическими характеристиками конструкции, определяются заранее, на этапе подготовки исходных данных, и в процессе моделирования полета схематизация ЛА не меняется.

При использовании нелинейной модели обтекания летательного аппарата аналитическое представление обобщенных аэродинамических сил  $P(q, \dot{q}, \ddot{q}, V_\infty)$  отсутствует, и поэтому, как видно из схемы на рис. 2, в нелинейных моделях задачи упругости и аэродинамики не могут быть решены раздельно. Решается связанная задача по временным шагам. Аэродинамические нагрузки на каждом шаге являются исходными данными для решения упругой задачи и наоборот.

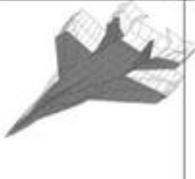
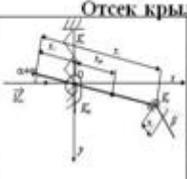
<b>Маневренные боевые самолеты</b>	
	Нестационарное пространственное обтекание (МДВ) + (МСФ) + Пространственное возмущенное движение
<b>Крылья боевых самолетов с органами управления</b>	
	Нестационарное пространственное обтекание (МДВ) + Нагружение и деформирование конструкции (МСФ)
<b>Отсек крыла при плоскопараллельном обтекании</b>	
	Изучение характерного сечения крыла + Нестационарное плоскопараллельное обтекание (МДВ) + Нагружение и деформирование конструкции (МСМ)

Рис. 3. Моделируемые объекты

Вышеописанные методы применялись для анализа нелинейных аэроупругих характеристик таких различных по сложности и по математическому описанию объектов, как показанные на рис. 3. Это маневренный боевой самолет, крыло самолёта с органами управления, отсек крыла (профиль) с органом управления.

В качестве примера приведем результаты моделирования самолета Як-130. На рис. 4 представлены образующиеся за самолетом в различных условиях вихревые следы, которые иллюстрируют реализующиеся на практике варианты обтекания учебно-боевого самолета, соответствующие различным углам атаки в реальном полете с учетом отклонения органов управления.

Созданные математические модели позволяют проводить исследования и оценивать влияние нелинейности аэродинамических характеристик на условия нагружения и деформирования конструкции ЛА при отрывном и безотрывном обтекании на различных режимах полета.

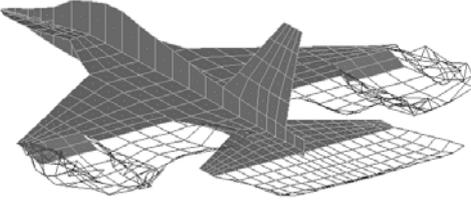
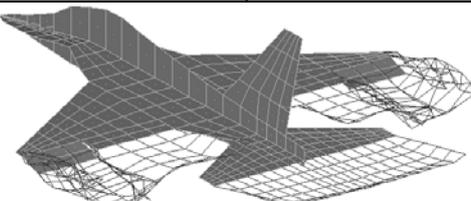
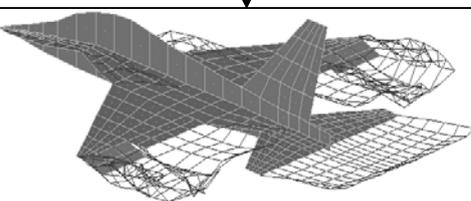
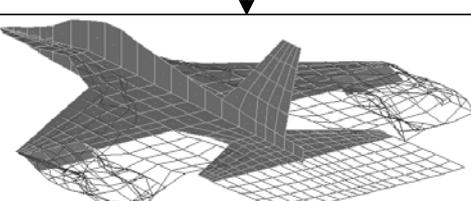
<b>I</b> Безотрывное обтекание		<b>РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ</b> Статическая аэроупругость крыла самолета.
<b>II</b> Отрыв потока с передней кромки элерона		<b>РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ</b> Статическая аэроупругость крыла с учетом влияния органов управления
<b>III</b> Отрыв потока с наплыва крыла		<b>РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ</b> Выявление нестационарных режимов обтекания, оценка динамического нагружения.
<b>IV</b> Полноотрывное обтекание		<b>РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ</b> Оценка динамического нагружения при отрывном обтекании

Рис. 4. Режимы обтекания упругого самолета

Так, например, математическая модель аэроупругости учебно-боевого самолета Як-130 позволила выявить влияние отрывов потока на внутренние усилия, а следовательно, и на напряженно-деформированное состояние конструкции, на прочность и накопление усталостных повреждений в элементах конструкции. На рис. 5 показаны зависимости усредненных значений крутящего момента  $M_{кр}$  в корневом сечении крыла от угла атаки  $\alpha$ , а на рис. 6 - временные реализации  $M_{кр}$  для безотрывного обтекания и при наличии отрыва с передних кромок элеронов. На рис. 6 можно видеть характерные пульсации зависимости крутящего момента от безразмерного времени при отрывном обтекании, обусловленные развитием нестационарного вихревого следа и его воздействием на упругую конструкцию.

Рассматривались также аэроупругие характеристики отсека крыла при плоскопараллельном отрывном обтекании. Эта задача имеет не только методическую, но и практическую ценность. Возможность оперативных расчетов по такой модели позволяет выявлять новые закономерности, обнаруживать новые явления, предлагать способы борьбы с нежелательными аэроупругими колебаниями.

Был создан современный программный комплекс с дружественным интерфейсом для моделирования упругих колебаний отсека крыла с элероном в потоке газа. Типовой экран при работе с этим комплексом показан на рис. 7.

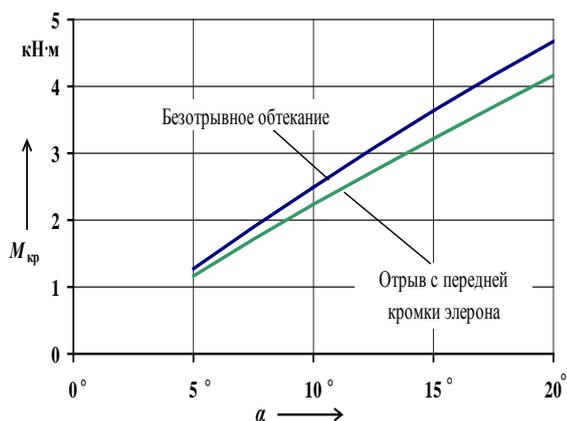


Рис. 5. Усредненные внутренние усилия

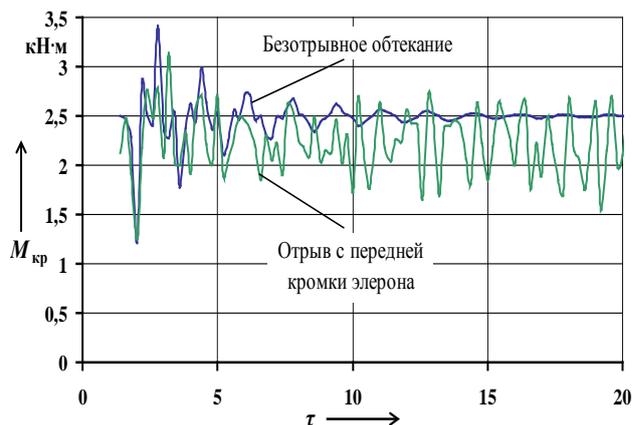


Рис. 6. Нестационарные внутренние усилия

При использовании линейных моделей аэродинамики задача о флаттере сводится к проблеме нахождения собственных значений для некоторой матрицы. В нашем случае, вследствие отсутствия аналитического выражения нелинейных аэродинамических нагрузок критическая скорость флаттера ( $V_{ф}$ ) элементов летательного аппарата вычислялась с помощью прямого моделирования. Наблюдая за динамикой колебаний профиля при различных скоростях набегающего потока, можно с заданной точностью найти такую скорость, при которой наблюдаются незатухающие колебания профиля или его элементов. Эта скорость в настоящей работе и считается критической скоростью флаттера. Для достоверного суждения о поведении системы проводились расчеты до больших значений безразмерного времени ( $\tau > 100$ ).

В качестве примера на рис. 8 показаны зависимости критической скорости флаттера от отношения частот крутильных колебаний элерона и профиля  $\omega_{\beta}/\omega_{\alpha}$  для отсека крыла с органом управления при безотрывном обтекании и при наличии отрыва с передней кромки элерона. Как можно увидеть из графика, критическая скорость флаттера при отрывном обтекании может увеличиваться в несколько раз.

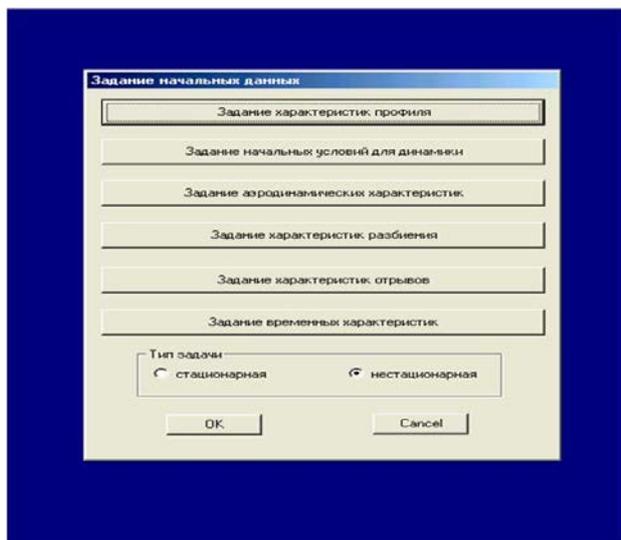


Рис. 7. Интерфейс программного комплекса

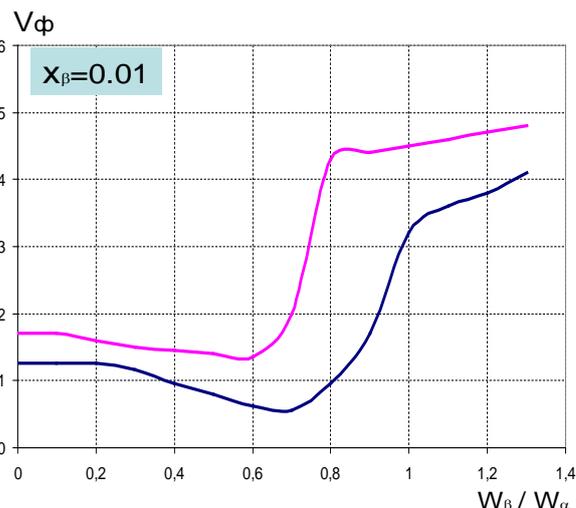


Рис. 8. Флаттер профиля с элероном

Подводя итоги, можно констатировать, что на рубеже веков в Академии им. проф. Н.Е. Жуковского сформировалось научное направление по математическому моделированию нелинейных аэроупругих колебаний элементов конструкции летательных аппаратов. Многие результаты этих исследований приведены и обобщены в монографии [2].

К сожалению, после закрытия ВВИА и перехода многих специалистов на работу в другие организации исследования в этой области сильно затормозились, хотя следует отметить интенсивную работу, проводившуюся в рамках этого направления в НИИ парашютостроения [5] при разработке и изучении парашютных систем под руководством профессора В.И. Морозова, а после его ухода из жизни в 2013 г. – под руководством профессора В.А. Апарина.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. - М: Физматлит, 1995.
2. Морозов В.И., Овчинников В.В. Основы аэроупругости элементов боевых летательных аппаратов. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2007.
3. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И. и др. Нелинейная теория крыла и ее приложения. - Алматы: Гылым, 1997.
4. Апарин В.А., Дворак А.В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. - 1986. - Вып. 1313.
5. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. - М.: Физматлит, 2009.

#### MATHEMATICAL MODELING IN NON-LINEAR AEROELASTICITY PROBLEMS

Morozov V.I., Ovchinnikov V.V.

The modern aircraft aeroelasticity problems solving are considered. Mathematical models of aeroelasticity joined by non-linear vortex methods of numerical aerodynamics are described for different objects.

**Key words:** aeroelasticity, mathematical models, vortex methods.

#### Сведения об авторах

**Морозов Виктор Иванович**, 1946-2013, окончил ТГУ (1968), профессор, доктор технических наук, автор более 150 научных работ, область научных интересов – аэроупругость и прочность летательных аппаратов.

**Овчинников Валерий Валерьевич**, 1970 г.р., окончил МИФИ (1993), профессор, доктор технических наук, начальник кафедры механики и инженерной графики Академии ГПС МЧС России, автор более 70 научных работ, область научных интересов – аэроупругость и прочность конструкций.

УДК 621.438-226.739.6

## ВЛИЯНИЕ ПОДГОТОВКИ ПОВЕРХНОСТИ ДЕТАЛИ НА ДОЛГОВЕЧНОСТЬ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ

М.А. ПЕТРОВА, Р.Г. РАВИЛОВ, В.М. САМОЙЛЕНКО, А.И. ТАРАСОВ

В статье рассматривается влияние качества подготовки поверхности детали на адгезионную прочность и долговечность теплозащитного покрытия. В результате установлено, что шероховатость поверхности металлического слоя влияет на адгезию керамического покрытия и зависит от толщины керамических столбов при его формировании электронно-лучевым способом.

**Ключевые слова:** покрытие, лопатка, долговечность, подготовка поверхности.

В настоящее время для защиты лопаток турбины газотурбинных двигателей различного назначения все более широкое применение находят теплозащитные покрытия. В качестве керамического слоя используют диоксид циркония, стабилизированный иттрием ( $ZrO_2+Y_2O_3$ ). Известно, что керамический слой, осаждаемый на металл, не имеет значительной взаимной диффузии. В результате низкой адгезионной прочности между слоями и разности температурных коэффициентов линейного расширения происходит скол керамического слоя [1-3], что резко снижает защитные свойства такого покрытия. Для улучшения адгезионной прочности керамического слоя проводят подготовку поверхности детали перед нанесением керамического слоя. Качество подготовки поверхности и ее шероховатость оказывают влияние на адгезионную прочность керамического и металлического слоев покрытия.

С целью оценки влияния качества подготовки поверхности в работе провели ряд экспериментов. Для проведения эксперимента были вырезаны 3 пластины из жаростойкого никелевого сплава ЖС6У размером  $125 \times 40 \times 3$  мм. Керамическое покрытие  $ZrO_2(7Y_2O_3)$  наносили на электронно-лучевой установке УЭ-175 по существующей технологии. Подготовка поверхности образцов проводили по разным технологиям:

1) пневмогидроструйная обработка – обработка поверхности детали твердыми частицами, разгоняемыми струей сжатого воздуха в среде рабочей жидкости; обдувка поверхности лопатки воздухом ( $P_v = (1.5-2.0) \times 10^5$  Н/м<sup>2</sup>); ультразвуковая промывка в УЗВ-16М;

2) шлифование по классической технологии с применением наждачной бумаги, завершающая стадия – полирование алмазной пастой; обдувка поверхности лопатки воздухом; ультразвуковая промывка в УЗВ-16М;

3) грубое шлифование – зернистость наждачной бумаги Р220; обдувка поверхности лопатки воздухом; ультразвуковая промывка в УЗВ-16М.

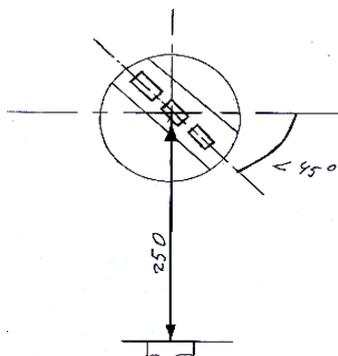
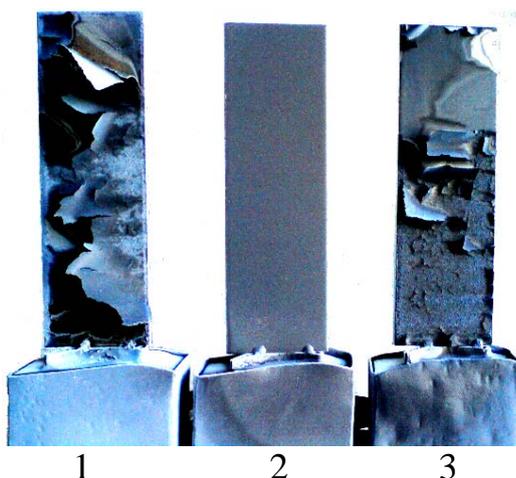


Рис. 1. Схема взаимного расположения образцов на оснастке и тигля



**Рис. 2.** Внешний вид образцов после нанесения керамического слоя:  
1 – после полировки; 2 – после опескоструивания; 3 – после грубой шлифовки

Образцы для напыления керамического покрытия располагали напротив тигля под прямым углом, для чего их устанавливали на оснастку перпендикулярно условной линии направления конденсации осаждаемого покрытия (рис. 1). Напыление проводилось при постоянной температуре без вращения. Внешний вид пластин после нанесения керамического слоя представлен на рис. 2.

Как видно из рис. 2, покрытие получилось только на поверхности образца, подготовленного по технологии № 1. На двух других образцах при охлаждении произошло шелушение керамики. После подготовки образцов по разным технологиям на образцах получаем поверхность с различной шероховатостью. Керамический слой, наносимый электронно-лучевым методом, формируется в виде столбчатой структуры определенной толщины. Столбы, осаждаясь на металл, адгезионно «зацепляются» за микронеровности поверхности. Так как после обработки поверхности имеют различную шероховатость, то и адгезионная прочность керамического слоя различна. Установлено, что при высокой степени шероховатости толщина столбов выше этих неровностей и не происходит сцепления. При грубой обработке поверхности столбы по толщине меньше впадин и не происходит адгезионного сцепления. При соизмеримости толщины столбов и размеров неровностей поверхности происходит удовлетворительная адгезия керамического слоя к металлическому слою.

Таким образом, качество подготовки поверхности оказывает существенное влияние на адгезионную прочность осаждаемого керамического слоя.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Самойленко В.М., Фатьянов Е.А., Зоричев А.В. Термостойкость лопаток турбины ГТД с теплозащитным покрытием // Коррозия: материалы, защита. - 2009. - № 12. - С. 1-4.
2. Самойленко В.М., Фатьянов Е.А., Настас Г.Н., Казарян С.А. Влияние диффузионных процессов на долговечность защитных покрытий // Оборонный комплекс – научно-техническому прогрессу России. - 2010. - № 1. - С. 42-45.
3. Самойленко В.М., Фатьянов Е.А., Зоричев А.В., Настас Г.Н. Применение теплозащитного покрытия для увеличения долговечности рабочих лопаток ГТД // Проблемы безопасности полетов. - 2010. - № 2. - С. 30-34.

## INFLUENCE OF WORKPIECE SURFACE PREPARATION ON THERMAL BARRIER COATING DURABILITY

Petrova M.A., Ravylov R.G., Samoylenko V.M., Tarasov A.I.

Article deals with the impact of workpiece surface quality on adhesive strength and durability of thermal barrier coating. The result revealed that the roughness of metal layer influences on the adhesion of ceramic coating and depends the thickness of ceramic crystals when using method of Electron beam deposition.

**Key words:** cover, paddle, durability, surface preparation.

### Сведения об авторах

**Петрова Мария Александровна**, окончила МГТУ ГА (2011), аспирантка МГТУ ГА, автор 3 научных работ, область научных интересов – технология производства и ремонт авиационной техники.

**Равилов Ринат Галимчанович**, 1970 г.р., окончил МАТИ (1992), кандидат технических наук, главный металлург Лыткаринского машиностроительного завода, автор более 15 научных работ, область научных интересов – технология производства и ремонт авиационной техники.

**Самойленко Василий Михайлович**, 1961 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1990), профессор, доктор технических наук, декан механического факультета МГТУ ГА, автор более 70 научных работ, область научных интересов – технология производства и ремонт авиационной техники.

**Тарасов Андрей Иванович**, 1981 г.р., окончил МАИ (2004), преподаватель МАИ, автор 5 научных работ, область научных интересов – технология производства и ремонт авиационной техники.

УДК 621.438-226.739.6

## ВОЗМОЖНОСТЬ ОЦЕНКИ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЖАРОСТОЙКИХ ПОКРЫТИЙ

Г.Н. НАСТАС, Г.Н. ПАЩЕНКО, М.А. ПЕТРОВА, В.М. САМОЙЛЕНКО

В статье рассматривается способ прогнозирования долговечности жаростойких покрытий по результатам проведенных лабораторных испытаний с учетом наносимой толщины покрытия и материала сплава. Установлены зависимости эффективности покрытий, получаемых различными способами на сплавах различного химического состава, от их толщины.

**Ключевые слова:** покрытие, лопатка, долговечность, сплав.

Основной задачей разрабатываемых и проектируемых защитных покрытий для двигателей различного назначения является оценка их долговечности в эксплуатационных условиях. Эта задача предполагает определение эффективности защитного покрытия при испытаниях на высокотемпературное окисление и термостойкость, а также разработку способа прогнозирования срока службы покрытий с учетом условий работы деталей в составе двигателя. Рассмотрим решение данной задачи на примере оценки долговечности покрытий применительно к высокотемпературному окислению защитных покрытий лопаток газовых турбин, используя проведенные в работах [1; 2; 3] исследования.

При оценке защитной способности покрытий в основном ограничиваются определением удельного изменения массы образца и сопоставлением значений этой характеристики жаростойкости образцов с покрытием и без него [2; 4; 5]. Такая оценка свойств покрытия имеет неточности, особенно при сравнении покрытий, образованных на металлах с резко отличающимися плотностями и химическим составом. По этой причине достаточно трудно оценить защитное влияние конденсационного покрытия и комбинированного, основываясь только на удельном изменении массы образцов. Данная оценка не учитывает частичного испарения формируемых на поверхности окислов и диффузионный обмен между покрытием и подложкой. Поэтому необходимо наряду с определением удельного увеличения массы измерять его толщину, микротвердость, исследовать микроструктуру, химический и фазовый состав.

Привлечение дополнительных характеристик позволяет более достоверно оценить защитные свойства покрытий. Не отрицая полезности перечисленных характеристик, необходимо сказать, что ни одна из них не является универсальной, дающей исчерпывающую информацию о защитной способности покрытия. Кроме того, их определение – весьма трудоемкий и не всегда реализуемый на практике процесс.

Наиболее прямой и универсальной характеристикой защитных покрытий является его долговечность, т.е. время до его полного разрушения. Как правило, испытания на высокотемпературное окисление образцов с покрытиями в лабораторных исследованиях до этой стадии не доводят. Если разрушение покрытия и происходит, то это неожиданный или непланируемый результат исследования. В работе представлены результаты испытания образцов с различными покрытиями, завершающим этапом которых явилось разрушение всех исследуемых покрытий, а также использованы результаты проведенных ранее работ. В качестве количественной характеристики долговечности покрытий предлагается использовать время до их разрушения -  $\tau_{п}$ . При сопоставлении значений долговечности можно сделать вполне обоснованное и надежное заключение об относительной стойкости покрытий высокотемпературному окислению.

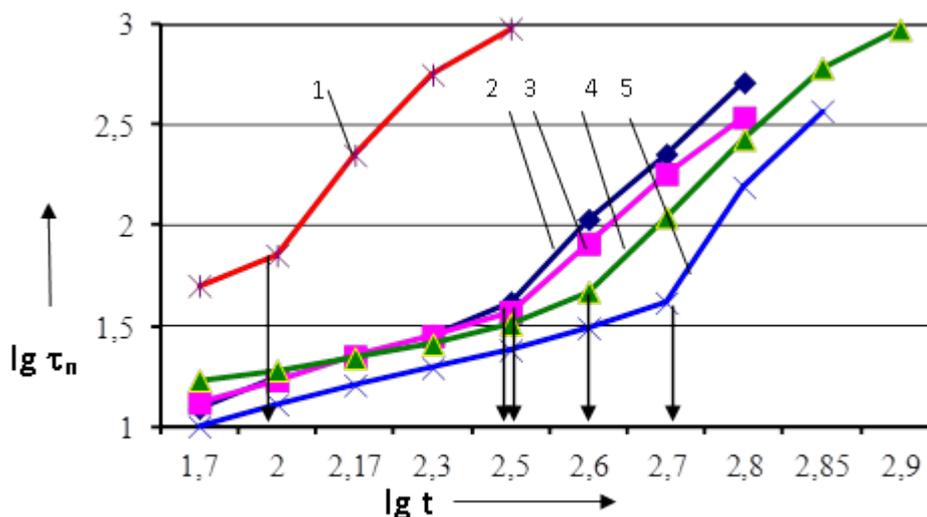
В работе были исследованы следующие типы покрытия: конденсационное - СДП-2 + ВСДП-16 и СДП-4 + ВСДП-16 толщиной 65-85 мкм, комплексное – Ni-Cr+Cr-Al-Y толщиной 50-60 мкм и комбинированное - Ni-Cr-Al-W-Hf-Si-Ta-Y+Cr-Al-Y толщиной 60-70 мкм. Покры-

тия были нанесены на образцы из сплава ЖС6У по известным технологиям [4]. Результаты исследования долговечности защитных покрытий представлены графической зависимостью (рис. 1) в логарифмических координатах удельной потери массы ( $\Delta m/S$ ) образцов от времени ( $\tau$ ). Видно, что зависимости исследуемых покрытий прямолинейны, но до момента разрушения покрытия. Линейность данной зависимости обусловлена степенным законом коррозии и степенным (квадратичным) законом диффузии. При разрушении покрытия скорость коррозии металла существенно возрастает, что приводит к резкому отклонению на графике (рис. 1) точки, соответствующей образцу с разрушенным покрытием. То, что покрытие разрушилось, видно визуально. При наличии покрытия на сплаве имеется тонкая оксидная пленка. После разрушения покрытия на сплаве образуется относительно толстый слой рыхлых, частично отделившихся продуктов коррозии.

В качестве долговечности покрытия ( $\tau_n$ ) принимается наименьшая выдержка, при которой происходит резкое увеличение массы образца.

Как видно из рис. 1, точки, характеризующие коррозионное увеличение массы образцов с исследуемыми покрытиями и имеющие различную толщину, имеют разброс. Следовательно, удельное увеличение массы образцов зависит от толщины покрытия и диффузионного обмена с подложкой во время коррозионного испытания, т.к. фазовый состав покрытий приблизительно одинаков. Таким образом, толщина наносимого покрытия является строго контролируемым параметром технологического процесса. При полном разрушении покрытия на образцах появляется рыхлый слой продуктов коррозии, который отслаивается.

Одновременно с исследованием образцов с покрытием проводили испытания на высокотемпературное окисление сплава ЖС6У без покрытия. По результатам испытаний также строили зависимость изменения массы образца от времени с целью определения долговечности металла без покрытия ( $\tau_m$ ). Величину  $\tau_m$  определяли из допустимой глубины коррозии лопаток турбины двигателя и допустимой удельной потери массы сплава. Для никелевых сплавов принято  $h_{\text{доп}} = 0,25$  мм., а  $(\Delta m/S)_{\text{доп}} = 0,3$  г/см<sup>2</sup>.

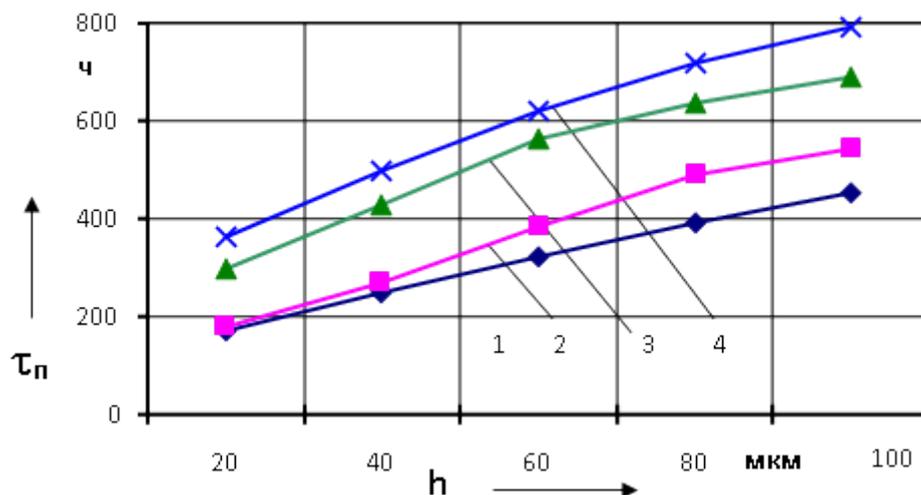


**Рис. 1.** Диаграмма кинетической зависимости коррозии сплава и защитных покрытий при температуре 1100<sup>0</sup>С: 1 – сплав ЖС6У; 2 – СДП-2+ВСДП-16; 3 – СДП-4+ ВСДП16; 4 – Ni-Cr+Cr-Al-Y; 5 – Ni-Cr-Al-W-Hf-Si-Ta-Y+ Cr-Al-Y

По результатам лабораторных образцов с покрытием была построена кривая зависимости долговечности от толщины покрытия (рис. 2).

Наряду с диаграммой долговечности покрытия (рис. 2) была построена диаграмма относительной долговечности (рис. 3). Для ее построения произвели расчет коэффициента относительной долговечности покрытия ( $K_d$ ), равного отношению долговечности покрытия и металла

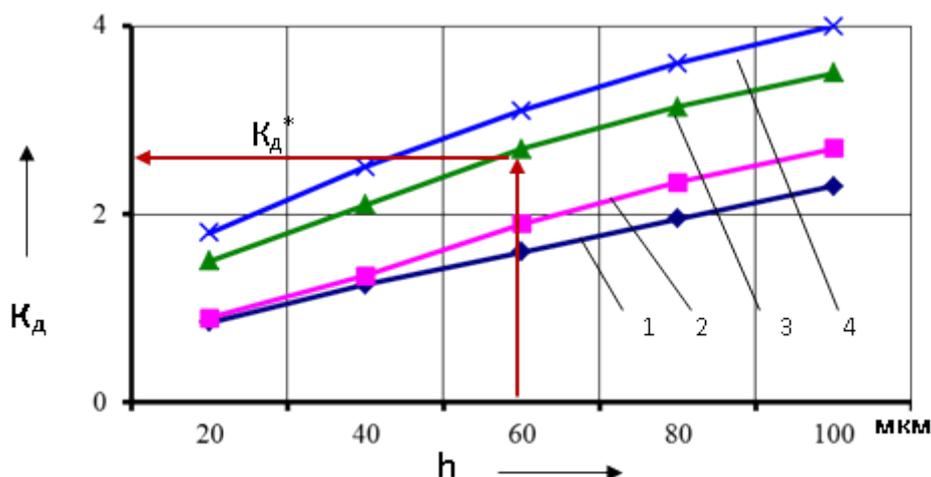
$$K_d = \tau_n / \tau_m.$$



**Рис. 2.** Диаграмма зависимости долговечности защитного покрытия от его толщины при температуре 1100<sup>0</sup>С: 1 – СДП-2+ВСДП-16; 2 – СДП-4+ВСДП-16; 3 – Ni-Cr+Cr-Al-Y; 4 – Ni-Cr-Al-W-Hf-Si-Ta-Y+ Cr-Al- Y

По диаграмме относительной долговечности, зная эксплуатационную толщину применяемого покрытия, определяем соответствующий коэффициент долговечности  $K_d^*$ . Так как он показывает, во сколько раз покрытие долговечнее незащищенного сплава, то долговечность покрытия в эксплуатационных условиях ( $\tau_{п}^э$ ) можно рассчитать, умножив известную из опыта эксплуатации ГТД долговечность лопаток без покрытия ( $\tau_{м}^э$ ) на коэффициент долговечности

$$\tau_{п}^э = K_d^* \cdot \tau_{м}^э.$$



**Рис. 3.** Диаграмма относительной долговечности защитного покрытия при температуре 1100<sup>0</sup>С: 1 – СДП-2+ВСДП-16; 2 – СДП-4+ВСДП-16; 3 – Ni-Cr+Cr-Al-Y; 4 – Ni-Cr-Al-W-Hf-Si-Ta-Y+ Cr-Al- Y

Таким образом, пользуясь разработанным способом, можно определить эксплуатационную долговечность защитного покрытия при заданной толщине и марке сплава. Представленный способ определения долговечности покрытия позволяет без проведения лабораторных исследований установить работоспособность покрытия на никелевых сплавах. Это позволяет экономить материалы, электроэнергию и трудозатраты для проведения различного рода лабораторных исследований.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Самойленко В.М., Фатьянов Е.А., Равилов Р.Г., Казарян В.А.** Влияние природы металлического подслоя на долговечность теплозащитного покрытия // Коррозия: материалы, защита. - 2010. - № 2. - С. 32-35.
2. **Самойленко В.М., Фатьянов Е.А., Настас Г.Н., Казарян С.А.** Жаростойкость защитных покрытий на никелевых сплавах // Оборонный комплекс – научно-техническому прогрессу России. - 2010. - № 1. - С. 45-48.
3. **Опокин В.Г., Равилов Р.Г., Самойленко В.М., Настас Г.Н.** Применение металлических барьерных слоев для повышения долговечности теплозащитных покрытий // Оборонный комплекс – научно-техническому прогрессу России. - 2012. - № 1. - С. 6-8.
4. **Абраимов Н.В., Елисеев Ю.С.** Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов. - М.: Интермет Инжиниринг, 2001. - С. 76-130.
5. **Самойленко В.М., Фатьянов Е.А., Зоричев А.В.** Термостойкость лопаток турбины ГТД с теплозащитным покрытием // Коррозия: материалы, защита. - 2009. - № 12. - С. 1-4.

## ABILITY TO ASSESS THE DURABILITY OF HEAT RESISTANT COATINGS

**Nastas G.N., Paschenko G.T., Petrova M.A., Samoylenko V.M.**

This article discusses a method for predicting the durability of heat resistant coatings based on the results of laboratory tests, taking into account the applied coating thickness and type of alloy. The dependencies between efficiency of the coatings and thickness, obtained by various methods with alloys of different chemical composition were found out.

**Key words:** cover, coating, blade, durability, alloy.

## Сведения об авторах

**Настас Геннадий Николаевич**, 1969 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2000), заместитель начальника факультета ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, автор 11 научных работ, область научных интересов – технология производства и ремонт авиационной техники.

**Пашенко Геннадий Трофимович**, 1971 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2003), старший инженер НТЦ им. А. Льюлька, автор 17 научных работ, область научных интересов – технология производства и ремонт авиационной техники.

**Петрова Мария Александровна**, окончила МГТУ ГА (2011), аспирантка МГТУ ГА, автор 3 научных работ, область научных интересов – технология производства и ремонт авиационной техники.

**Самойленко Василий Михайлович**, 1961 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1990), профессор, доктор технических наук, декан механического факультета МГТУ ГА, автор более 70 научных работ, область научных интересов – технология производства и ремонт авиационной техники.

УДК 621.438-226.739.6

## ОЦЕНКА ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДИФфуЗИОННЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ СОВРЕМЕННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Е.Г. ИВАНОВ, В.Г. ОПОКИН, Р.Г. РАВИЛОВ, В.М. САМОЙЛЕНКО

В статье рассматривается сравнительная оценка долговечности жаростойких диффузионных покрытий при их дальнейшей эксплуатации в составе двигателя по результатам проведенных лабораторных испытаний. С целью сравнительной оценки эксплуатационной долговечности вводится критерий долговечности, позволяющий оценить свойства различных защитных покрытий без испытаний в составе двигателя.

**Ключевые слова:** покрытие, лопатка, долговечность, критерий, эффективность.

Для защиты лопаток турбины современных двигателей применяют различные защитные покрытия [1; 2]. Защитное покрытие повышает долговечность лопаток турбин газотурбинных двигателей [1; 2]. Рассмотрим эксплуатационную эффективность различных покрытий. Реальная эксплуатационная эффективность определяется практикой применения покрытия, при которой определяется его работоспособность на различных элементах поверхности лопатки: входная, выходная кромки, спинка-корыто, перфорация. Защитное покрытие позволяет эксплуатировать лопатки турбины, изготовленные из различных жаропрочных никелевых сплавов, при предельно высоких температурах.

На стадии выбора защитного покрытия были проведены лабораторные испытания, по результатам которых возможно оценить эксплуатационную эффективность различных покрытий для одного типа лопаток. Основными показателями эффективности покрытия являются:

- 1) долговечность (жаростойкость) покрытий при испытаниях на изотермическую жаростойкость до истощения защитных свойств ( $\tau$ , ч);
- 2) термостойкость, выраженная в циклах ( $T$ , ц);
- 3) термобарьерная способность, обеспечивающая температурный перепад между температурой на поверхности лопатки ( $T_n$ ) и температурой на сплаве ( $T_c$ ) ( $\Delta t = T_n - T_c$  °С).

Эти показатели дают эффект в одном направлении – установлении комплексного показателя долговечности покрытия. Поэтому произведение показателей (таблица) будет критерием долговечности покрытия ( $K$ ).

$$K = \tau \cdot T \cdot \Delta t$$

Но лучше и наглядней вести сравнение по  $\lg K$  (таблица).

**Таблица**

Эксплуатационный критерий надежности защитных диффузионных покрытий  
для однотипных лопаток турбины из сплава ЖС32

Покрытие	Долговечность при 1100 °С Д, ч	Термостойкость T, ц	Термобарьер покрытия $\Delta t$ , °С	Критерий долговечности K	Критерий надежности $\lg K$
Хромоалитированное в порошках	~100	~300	~15	450000	5,6
Экзотермическое алюмоциркование	~1400	~6000	~35	294000000	8,5
Диффузионное конденсационное	~850	~5800	~20	98600000	7,9
ТЗП с алюмоциркованием	~400	~4000	~130	208000000	8,3
ТЗП с конденсационным подслоем системы NiAlCrWTaYSiHf	~280	~4050	~110	124740000	8,1

По этому критерию долговечности покрытий применяемые в настоящее время и разрабатываемые покрытия можно оценить по IgK – критерию надежности.

Хромоалитирование в порошках [2] имеет критерий надежности 5,6, экзотермическое алюмо-циркониевое покрытие – 8,5, а диффузионное покрытие, полученное методом конденсационного осаждения – 7,9.

По этой методике можно оценить и термостойкость защитных покрытий (ТЗП). Долговечность данного покрытия оценивали до появления сколов керамического слоя.

Как видно из представленных данных, долговечность разработанного подслоя выше долговечности серийного подслоя, что позволяет увеличить и долговечность ТЗП (8,3) с разработанным покрытием по отношению к серийно применяемым ТЗП (8,1).

Для качественного сравнения применяемых покрытий недостаточно производить их оценку только по эксплуатационной долговечности. При нанесении защитных покрытий и их ремонте значение имеет технологическая эффективность. Оценивать технологическую эффективность можно при хорошем знании конкретных технологий нанесения покрытий. Более чем 40-летний опыт изучения технологической эффективности защитных покрытий свидетельствует, что каждая новая технология является шагом вперед.

Таким образом, по результатам проведенных лабораторных испытаний можно провести сравнительную оценку покрытий при их работе в составе двигателя в процессе эксплуатации. Особенно это представляет интерес при разработке новых покрытий, когда неизвестно, как они поведут в эксплуатации двигателя.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Абраимов Н.В., Елисеев Ю.С.** Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов. - М.: Интермет Инжиниринг, 2001. - С. 76-130.
2. **Коломыцев П.Т.** Высокотемпературные защитные покрытия для никелевых сплавов. - М.: Metallurgy, 1991.
3. **Каблов Е.Н., Мубояджан С.А.** Защитные покрытия лопаток турбин перспективных ГТД // Газотурбинные технологии. - 2001. - № 3. - С. 30-32.
4. **Самойленко В.М., Фатьянов Е.А., Зоричев А.В., Настас Г.Н.** Применение теплозащитного покрытия для увеличения долговечности рабочих лопаток ГТД // Проблемы безопасности полетов. - 2010. - № 2. - С. 30-34.
5. **Самойленко В.М., Фатьянов Е.А., Настас Г.Н., Казарян С.А.** Жаростойкость защитных покрытий на никелевых сплавах // Оборонный комплекс – научно-техническому прогрессу России. - 2010. - № 1. - С. 45-48.

#### EVALUATION OF OPERATIONAL EFFICIENCY OF DIFFUSION COATINGS FOR TURBINE BLADES OF CONTEMPORARY GAS TURBINE ENGINES

**Ivanov E.G., Opokin V.G., Ravylov R.G., Samoylenko V.M.**

The article considers the comparative evaluation of the heat resistant diffusion coatings durability in their further work as part of the engine based on the results of laboratory tests. For the purpose of comparative evaluation of the operational life the criterion of durability is introduced to allow estimate characteristics of various protective coatings without testing as part of the engine.

**Key words:** coating, blade, durability, criterion, efficiency.

**Сведения об авторах**

**Иванов Евгений Григорьевич**, 1936 г.р., окончил МИСИС (1961), профессор, доктор технических наук, автор более 250 научных работ, область научных интересов – технология производства и ремонт авиационной техники.

**Опокин Владимир Геннадьевич**, 1970 г.р., окончил МАТИ (1995), кандидат технических наук, ведущий инженер Лыткаринского машиностроительного завода, автор более 10 научных работ, область научных интересов – технология производства и ремонт авиационной техники.

**Равилов Ринат Галимчанович**, 1970 г.р., окончил МАТИ (1992), кандидат технических наук, главный металлург Лыткаринского машиностроительного завода, автор более 15 научных работ, область научных интересов – технология производства и ремонт авиационной техники.

**Самойленко Василий Михайлович**, 1961 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1990), профессор, доктор технических наук, декан механического факультета МГТУ ГА, автор более 70 научных работ, область научных интересов – технология производства и ремонт авиационной техники.

УДК 656.7.025

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДА СЕТЕВОГО ПЛАНИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ В ПРОЦЕССЕ ФОРМИРОВАНИЯ ДЕНЕЖНЫХ ПОТОКОВ ПРИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИИ МЕХАНИЗМОВ ОБРАБОТКИ БАГАЖА НА ВОЗДУШНОМ ТРАНСПОРТЕ

И.А. ИВАНОВ, А.А. БОГАТЫРЕВ

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Самойленко В.М.**

Внедрение инновационных технологий в процесс обработки багажа обеспечит повышение их надежности, даст возможность начать переход к новому организационно-технологическому плану при освоении новых систем обработки багажа, обеспечивающих решение неотложных проблем развития аэропортов и улучшение пропускной способности с реальным экономическим эффектом. Необходимость соизмерения затрат с полученным эффектом от внедрения новых методов обработки багажа определяет актуальность разработки новых методических подходов к обоснованию эффективности внедрения инновационной технологии при обработке багажа.

**Ключевые слова:** методические подходы, воздушный транспорт, организационные решения, денежная модель, сетевой график, новая технология, внедрение.

Развитие инфраструктуры аэропорта, эффективное функционирование современного аэропорта неразрывно связаны с интенсивным освоением новых методов обработки багажа и внедрением новых технологий.

На сегодняшний день технологические схемы обработки багажа для различных аэропортов достаточно отработаны и их выбор не представляет трудностей.

В условиях сложившихся реалий и тенденции постоянного увеличения пассажиропотока использование метода сетевого планирования обработки багажа является приоритетным.

Эта проблема может быть решена внедрением новых методов обработки багажа, обеспечивающих не только повышение надежности, но и требующих определенных дополнительных затрат.

Внедрение инновационных технологий обеспечит повышение надежности, даст возможность перейти к новому организационно-технологическому плану при освоении новых систем обработки багажа.

Необходимость соизмерения затрат с полученным эффектом от внедрения новых методов обработки багажа определяет актуальность разработки новых методических подходов к обоснованию эффективности внедрения инновационной технологии при обработке багажа.

Традиционным методом оценки целесообразности использования техники и технологий (технологических решений) является снижение совокупных затрат живого и овеществленного труда (приведенных затрат) на единицу полезного результата от их внедрения в народное хозяйство. Основным методическим документом по оценке эффективности капиталовложений, используемым в наше время, является «Типовая методика определения эффективности капитальных вложений», утвержденная Госпланом СССР в 1981 г.

Принятая в настоящее время методика оценки по «приведенным затратам» не в полной мере учитывает такой ключевой показатель методов обработки багажа, как длительность эксплуатации. Он не может быть отражен при расчетах «общей эффективности» и возможных изменений объемов оказываемой услуги и прибыли по годам эксплуатации метода. К тому же переход к рыночной экономике свел на нет возможности показателя «общей эффективности», так как возникает потребность расчета не просто эффективности проекта или технологии, но и необходимость оценить эффективность участия в данном проекте конкретного инвестора с его долей

вложений, расчета эффективности проекта для государства (бюджетную эффективность), его социальную эффективность.

Показатели общей эффективности капиталовложений методики, базирующейся на «сметном» подходе, имеют определенные достоинства и недостатки. Они просты для подсчета и базируются на легко доступной информации, а их динамика показывает, как изменяется эффективность деятельности предприятия или отрасли в целом без учета фактора времени.

Ресурсный метод предоставляет методическую и четкую возможность определения сметной стоимости внедрения нового технологического решения и участникам (заказчик – подрядчик – консультант – эксперт и др.). Решается вопрос, за счет каких ценообразующих факторов и в каких пределах можно варьировать стоимостью, оставаясь в экономически целесообразных рамках, но использование ресурсного метода не позволяет в полной мере оценивать эффективность инвестиций.

Методические рекомендации используют для оценки экономической эффективности инвестиционных проектов предварительное технико-экономическое обоснование, которое связано со значительными трудовыми и финансовыми затратами. Они осуществляют распределение трудовых и материальных ресурсов по временным интервалам реализации на базе экспертных процедур оценки, что в свою очередь приводит к недостоверным и субъективным результатам, и предусматривают использование традиционного метода оценки экономической эффективности на базе «Методических рекомендаций ...», в основу которых положены денежные потоки. Основная проблема состоит в формировании денежных потоков с учетом специфических особенностей аэропортов и интересов «участников отношений» в условиях неопределенности среды.

Особенности внедрения новых инновационных технологий в процесс обработки багажа требуют разработки новых принципов оценки экономической эффективности технологии обработки багажа, которые отражают технико-технологические, организационно-экономические особенности проектов. В качестве таких принципов выдвинуты следующие:

- оценка экономической эффективности технологии обработки багажа должна базироваться на модели движения денежных потоков от реализации проекта по трем видам деятельности (операционной, инвестиционной и финансовой);
- жизненный цикл проекта определяется временными рамками проектных стадий: внедрение и эксплуатация;
- модель движения денежных потоков отражает последовательность работ при внедрении новых технологий в процесс обработки багажа;
- ресурсные затраты дифференцируются в зависимости от процесса внедрения и эксплуатации;
- временной интервал расчетных шагов может иметь различную продолжительность на этапах внедрения и эксплуатации;
- показатели эффективности рассчитываются с учетом схем финансирования, состава участников проекта и их ожиданий;
- расчетный алгоритм предусматривает оценку в условиях неопределенности показателей эффективности реализации проекта при заданных значениях выручки от эксплуатации.

В основу формирования структуры модели движения денежных потоков положен жизненный цикл проекта и технико-технологический проект, который включает в себя перечень работ и операций комплекса технических, технологических и организационных решений, сведений о его технологической последовательности, длительности и необходимых ресурсов для их выполнения: средства, оборудование, инструменты.

Информационной базой для определения продолжительности жизненного цикла проекта служит сетевая модель процесса внедрения нового технологического решения (организации работ) и ее временные параметры событий и работ при применении классической схемы транспортировки багажа (из расчета на 100 циклов – 100 пассажиров) (таблица).

Таблица

## Схема транспортировки багажа

№ ра- боты	Работа	Продолжи- тельность ра- боты (смены)	Ранние сроки		Поздние сроки		Полный резерв	Свободный резерв
			$T_i p$	$T_j p$	$T_i п$	$T_j п$		
	$i, j$	$T_{ij}$					$r_{ij}$	$R_{ij}$
Подготовительные работы								
1	0,1	1	0	1	0	3	2	0
2	0,2	2	0	2	0	3	1	0
3	0,3	3	0	3	0	3	0	0
4	0,4	1	0	1	0	3	2	0
5	3,5	3	3	6	3	6	0	0
Ткрит = 17,5 см								
Циклические работы								
6	20,21	0,5	0	0,5	0	0,5	0	0
7	20,22	0,125	0	0,125	0	0,5	0,375	0
8	20,23	0,125	0	0,125	0	0,5	0,375	0
9	20,24	0,5	0	0,5	0	0,5	0	0
10	20,25	0,125	0	0,125	0	0,5	0,375	0
11	21,26	0,5	0,5	1	0,5	1	0	0
12	26,27	0,125	1	1,125	1	1,125	0	0
13	27,28	0,125	1,125	1,25	1,125	1,25	0	0
14	27,29	0,125	1,125	1,25	1,125	1,25	0	0
15	27,30	0,125	1,125	1,25	1,125	1,25	0	0
16	30,31	0,5	1,25	1,75	1,25	1,75	0	0
Ткрит = 2 см								
Заключительные работы								
17	35,36	1	0	1	0	1	0	0
18	36,37	0,5	1	1,5	1	3	1,5	0
19	36,38	2	1	3	1	3	0	0
20	38,39	0,5	3	3,5	3	3,5	0	0
21	39,40	2	3,5	5,5	3,5	5,5	0	0
22	40,41	0,5	5,5	6	5,5	7,5	1,5	0
23	40,42	0,5	5,5	6	5,5	7,5	1,5	0
24	40,43	2	5,5	7,5	5,5	7,5	0	0
25	43,44	0,5	7,5	8	7,5	8	0	0
26	44,45	0,25	8	8,25	8	8,25	0	0
Ткрит = 17 см								

Сетевой метод планирования и управления (network method of planning and control) – метод, применяемый в управлении крупными научно-техническими разработками и другими комплексами работ, основан на использовании ЭВМ и сетевых графиков.

Основное отличие этого подхода от существующих заключается в отсутствии необходимости проведения предварительного технико-экономического обоснования, связанного со значительными трудовыми и финансовыми затратами, а также перевод ресурсных характеристик календарного плана в стоимостную форму с использованием СНиП, ЕНиР и других методических рекомендаций. Результатом данной процедуры является сформированная и оцененная по трем видам деятельности модель денежных потоков.

По данным сетевой модели определяется продолжительность расчетного периода, шаг расчета по стадиям внедрения и эксплуатации нового организационно-технологического решения, внедренного в процесс обработки багажа, и строится временная шкала модели движения денежных потоков. На стадии внедрения принимается шаг расчета, равный месяцу, а на стадии эксплуатации – году.

Технологическое содержание жизненного цикла проекта формируется посредством выделения технологических процессов внедрения и эксплуатации организационно-технологического метода обработки багажа, которые должны быть отражены в структуре модели движения денежных потоков.

Формирование структуры и содержания показателей модели движения денежных потоков осуществляется по трем видам деятельности: операционной, инвестиционной и финансовой.

Процедура формирования структуры модели движения денежных потоков по операционной деятельности предусматривает последовательное выполнение следующих этапов:

- 1) определение структуры показателей по операционной деятельности;
- 2) определение направлений движения денежных потоков (эксплуатационных затрат) по каждому технологическому процессу операционной деятельности;
- 3) определение производственной себестоимости процесса внедрения;
- 4) определение полной себестоимости процесса внедрения;
- 5) определение выручки от эксплуатации нового технологического решения;
- 6) определение производственной себестоимости эксплуатации нового технологического решения;
- 7) определение полной себестоимости эксплуатации нового технологического решения;
- 8) определение полной себестоимости процесса внедрения и эксплуатации нового технологического решения;
- 9) оценка потока реальных денег в процессе внедрения и эксплуатации нового технологического решения по операционной деятельности.

Для оценки показателей модели, на наш взгляд, целесообразно использовать метод СПУ, обеспечивающий распространение во времени. Использование данного метода предусматривает построение календарного плана, позволяющего определить значения показателей модели денежных потоков и на базе распределения трудовых и материальных ресурсов по временным интервалам реализации и преобразованием материальных и трудовых ресурсов, распределенных по временным интервалам календарного плана, в стоимостную форму.

Важно, что методы и программы расчетов по сетевым графикам в своей основе стандартны, и это позволяет вести расчеты на технологически сложных объектах.

Следующим этапом работ является хронометраж рабочего дня на предприятии, непосредственная работа с нормировщиками. На основе полученных результатов, снятых показателей производится расчет временных параметров событий и работ. С помощью сетевого графика компьютер может произвести анализ состояния процесса в каждый заданный момент времени, определить последовательности работ, которые могут задержать выполнение плана к намеченному сроку (критический путь), и таким образом “посоветовать” руководству оперативно принять необходимые меры.

После корректировки сетевого графика путем перераспределения ресурсов, иначе говоря, изменения способа выполнения работ строится оптимальный календарный график. Привязка к календарному графику временных и человеческих ресурсов осуществляется по работам соответственно. В итоге получаем скорректированный календарный график, который позволяет определить структуру показателей модели денежных потоков и обеспечивающий распределение трудовых и материальных ресурсов.

Разработанная процедура позволяет сформировать базовый сценарий развития внешней и внутренней среды на основе перечня работ и операций комплекса технических, технологических и организационных решений, сведений об их технологической последовательности, длительности и необходимых ресурсов для его выполнения, а также оценить реализацию инвестиционного проекта в этих условиях.

Результатом данной процедуры является сформированная и оцененная по трем видам деятельности модель денежных потоков.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Маркова В.Д.** Разработка стратегии развития предприятия – требование времени: учеб. пособие. - М.: ЭКО, 2003.
2. **Вороницына Г.С.** Технология и организация перевозок // Организация продажи перевозок, коммерческого обслуживания в аэропорту и взаиморасчетов: учеб. пособие. - М.: МГТУ ГА, 2007. - Ч. 1.
3. Транспортная стратегия Российской Федерации на период до 2030 г.: утв. распоряжением Правительства РФ от 22 ноября 2008 г. № 1734-р.

#### USING THE METHOD OF NETWORK PLANNING AND MANAGEMENT IN THE PROCESS OF A CASH FLOW IMPROVEMENT OF MECHANISMS FOR BAGGAGE HANDLING IN AIR TRANSPORT

Ivanov I.A., Bogatyrev A.A.

Introduction of innovative technologies in baggage handling will increase their reliability, will give an opportunity to start the transition to the new organizational and technological plans when developing new baggage handling systems to tackle urgent problems of airport development and improving the capacity of the real economic effect. Necessity of comparing costs with the resultant effect of the introduction of new methods of baggage handling determines the urgency of developing new methodological approaches to the justification of the effectiveness of innovative technology implementation baggage handling.

**Key words:** methodological approaches, air transport, organizational solutions, the monetary model, a network schedule, new technology introduction.

#### Сведения об авторах

**Иванов Иван Александрович**, 1985 г.р., окончил МГГУ (2008), кандидат экономических наук, доцент кафедры организации перевозок на воздушном транспорте МГТУ ГА, ученый секретарь экспертного совета по инновациям при президенте АК «АЛРОСА» (ОАО), автор более 20 научных работ, область научных интересов – логистика пассажирских и грузовых перевозок.

**Богатырев Александр Александрович**, 1980 г.р., окончил МАИ (2005), аспирант МГТУ ГА, начальник отдела информационных технологий МГТУ ГА, автор 3 научных работ, область научных интересов – логистика пассажирских и грузовых перевозок.

УДК 656.7:658

## ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ АВИАПЕРЕВОЗЧИКОВ И ТОПЛИВОЗАПРАВОЧНЫХ КОМПАНИЙ

И.П. ЖЕЛЕЗНАЯ

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Воробьевым В.В.**

В статье описывается роль авиатоплива в жизни воздушного транспорта. Топливозаправочная индустрия во всем мире решает две главные задачи – обеспечение безопасности и экономики воздушных перевозок. Для России же характерна еще одна – снабжение топливом авиакомпаний. В статье рассмотрен вопрос ценообразования авиатоплива с учетом реалий сегодняшнего дня.

**Ключевые слова:** транспортная система России, воздушный транспорт, аэропорт, топливозаправочные компании, инфраструктура аэропорта, вертикально-интегрированная нефтяная компания.

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.

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.

Инфраструктура транспортной отрасли представляет собой важнейшую составную часть производственной инфраструктуры, а её устойчивое и эффективное функционирование является необходимым условием высоких и устойчивых темпов экономического роста государства, обеспечения целостности его территории, пространственной безопасности и повышения качества жизни населения. Вместе с тем, в настоящее время состояние и темпы модернизации транспортной отрасли, а также достигнутый технический и экономический уровни транспортной инфраструктуры в Российской Федерации не удовлетворяют возросшие общественные потребности в их развитии. Это проявляется, в частности, в несоответствии между недостаточным уровнем развития транспортной инфраструктуры, эффективностью и качеством её функционирования и возрастающим спросом экономики и общества на транспортные услуги.

Один из компонентов гражданской авиации - авиатопливное обеспечение в РФ существует в различных организационно-правовых формах, но предназначено для решения главной задачи – повышения эффективности авиаперевозок, развития гражданской авиации России. Это означает, что система авиатопливного обеспечения должна развиваться вместе с авиакомпаниями и даже опережая их, заранее готовясь к приходу новых воздушных судов и повышению объемов перевозок при соблюдении баланса экономических интересов участников единого процесса - авиаперевозчиков и поставщиков авиатоплива.

Анализируя российский топливный рынок, нельзя не заметить целенаправленное движение вертикально-интегрированных нефтяных компаний (ВИНК) в сторону завоевания рынков через конечного потребителя. Однако между крупнейшими корпорациями и потребителем, как правило, существует еще кто-то, в сегодняшней ситуации это топливозаправочные компании.

По сложившейся практике в российских аэропортах услуги по определенному виду обслуживания воздушных судов (ВС) предлагает лишь одна обслуживающая компания, подавляющее большинство операций по наземному обслуживанию выполняются подразделениями аэропорта. Как самостоятельный вид услуг наземное обслуживание находится на стадии формирования и в России, и на международном рынке. Однако в зарубежных аэропортах, в таких видах наземного обслуживания, как обработка багажа, перронное обслуживание, топливозаправка, обработка грузов и почты имеется выбор как минимум из двух обслуживающих компаний. Это положительно сказывается как на стоимости, так и на качестве обслуживания.

И авиакомпания, и топливозаправочная компания являются сложными динамическими объектами, в которых тесно сочетаются функции организационно-экономических систем.

У авиакомпании имеются три возможных варианта приобретения топлива: прямой контракт с нефтяными компаниями; на товарных биржах; у посредников. Зарубежный опыт показывает, что создание в аэропорту конкурентной среды не обязательно предполагает наличие альтернативных топливозаправочных компаний, а базируется на наличии двух и более операторов, которые конкурируют между собой за право выполнять операцию по заправке ВС топливом для различных авиаперевозчиков. Очевидно, что при этом все операторы и все авиакомпании должны иметь равный доступ к топливозаправочной инфраструктуре аэропорта. Ценообразование должно носить прозрачный характер, поскольку должно базироваться на так называемом формульном методе – цена определяется как сумма биржевой котировки авиакеросина, затрат оператора на доставку, хранение, заправку и т.д., а также прибыли оператора.

Практика показывает, что присутствие оператора-посредника в цепочке между нефтеперерабатывающим заводом и авиакомпанией необходимо для согласования интересов производителя топлива и авиаперевозчика: нефтеперерабатывающие заводы работают на условиях жесткой предоплаты, в то время как большинство авиакомпаний имеет возможность закупать топливо лишь на условиях товарного кредита. Кроме того, заключая договор с авиаперевозчиком на поставку авиационного топлива, нефтяная компания несёт значительные операционные издержки в связи с поставкой не слишком больших (если сравнивать с объемом экспорта нефти и нефтепродуктов) объемов топлива в каждый конкретный аэропорт. Оптовый посредник, напротив, за счет больших объемов закупок у нефтяной компании и продажи его в рассрочку авиакомпаниям добивается выгодных цен, что и обеспечивает ему прибыльность бизнеса.

Топливозаправочные компании в большинстве аэропортов являются монопольными структурами и навязывают авиационное горючее по ценам, часто превышающим цены в зарубежных аэропортах, которые, как правило, имеют конкурирующие сервисные организации.

Рынок авиационного керосина в России продолжает набирать темпы после кризиса. Объем производства авиакеросина в 2013 г. составил 10 млн. т, прирост относительно 2012 г. - 8,7%. Потребление на внутреннем рынке также возросло до 9 млн. т, превысив показатель 2011 г. на 5,9%. На общем фоне роста производства и потребления (с 2010 г. по 2013 г. это 10,1% и 17,6% соответственно) экспорт сократился на 27,4% за аналогичный период времени, на текущий момент доля экспорта не превышает 10%. Внутренний спрос удовлетворяется за счет роста производства и сокращения экспорта. В 2012 г. наблюдалось небольшое снижение на рынке нефтепереработки, при этом выход авиакеросинов на одну тонну нефти несколько увеличился.

По данным ИКАО и IATA именно рост цен на авиационное топливо в последние годы обусловил увеличение доли затрат на него в структуре эксплуатационных расходов авиакомпаний мира до 26%. В структуре расходов авиакомпаний затраты на горючесмазочные материалы в 1,5–2 раза выше, что связано как с меньшей эффективностью эксплуатируемого парка воздушных судов, так и с отсутствием конкурирующих топливозаправочных компаний, которые навязывают авиационное горючее по ценам, на 15 – 20% превышающим цены в аэропортах, на территории которых имеются конкурирующие организации.

Основными производителями авиационного керосина являются четыре крупнейшие нефтяные компании: «Газпром нефть», «ЛУКОЙЛ», «ТНК-ВР» и «Роснефть». Основной потребитель

данного вида топлива - гражданская авиация. В 2013 г. на долю авиаперевозчиков пришлось 83% произведенного продукта, а потребление увеличилось на 700 тыс. т. Рост потребления носит ярко выраженный сезонный характер.

Учитывая сохранившуюся с советских времен государственную систему контроля качества авиатоплива, вряд ли ожидаются существенные проблемы в этой сфере, однако, как это происходит на мировом рынке обычных нефтепродуктов, возможно принятие новых директив Евроконтроля, ужесточающих требования к авиатопливу, что вероятно приведет к дополнительным издержкам по всей технологической цепочке авиатопливного обеспечения.

Запасы нефти не беспредельны и в России в 2008 г. впервые за последние 8 лет сократилась добыча нефти. Надо ожидать дальнейшего роста цен на авиатопливо и соответственно топливной составляющей в себестоимости авиаперевозок. Несмотря на массовый приход в российские авиакомпании топливозаправочных ВС западного производства, доля топливной составляющей продолжает держать многие авиакомпании в критическом финансовом состоянии. Рост цен на авиатопливо в большинстве случаев будет и дальше инициироваться монополиями производителями, при этом темпы его роста определяются лишь уровнем психологического сопротивления покупателей. В аэропортовой зоне монопольное положение топливозаправочных комплексов (ТЗК) не позволяет заставить поставщиков авиатоплива бороться за потребителей-авиакомпаний, предоставляя им лучшие цены и условия оплаты. Техническое состояние инфраструктуры авиатопливного обеспечения за небольшим исключением находится в критическом состоянии. Более 50% резервуарного парка и 65% аэродромных топливозаправщиков работает вне нормативных сроков. Технический уровень средств контроля качества топлива не соответствует мировому уровню.

За рубежом существуют две основные модели авиатопливообеспечения авиакомпаний: североамериканская и европейская.

Общей в этих моделях является возможность закупки авиакомпаниями авиакеросина по цене, рассчитываемой по методике Platts на основе его стоимости на бирже.

Различие моделей заключается в том, что в европейских аэропортах топливозаправкой занимаются дочерние компании нефтяных компаний (Air BP, Shell Air, AirTotal) или совместные с авиаперевозчиками компании. Такая модель провоцирует сговоры нефтяных компаний. Например, в 2006 г. антимонопольные органы Италии наложили штраф 315,4 млн. евро на нефтяные компании ENI SpA, Esso, Shell, Kuwait Oil, Tamoil и Total за ограничение доступа новым компаниям на рынок заправки авиатоплива, постоянный обмен информацией и скоординированное участие в тендерах на поставку авиатоплива.

В аэропортах США топливозаправочная компания создается консорциумом авиаперевозчиков или базовой авиакомпанией либо консорциумом авиаперевозчиков нанимается независимый оператор. Американская модель в большей степени соответствует конкурентной политике, поскольку авиакомпании-перевозчики лучше знают свои потребности и лучше организуют процесс топливозаправки по времени и тарифам.

Топливозаправочный бизнес в аэропортах хотя и находится на стадии становления, все же можно сделать хотя бы предварительные выводы. Несмотря на правовую неопределенность и естественные для нового дела конфликты вокруг раздела имущества между аэропортами и авиакомпаниями, наконец, несмотря на то, что более важным для «взлетно-посадочного» хозяйства многим представляется в первую очередь развитие и совершенствование инфраструктуры (новые терминалы, модернизация аэродромного оборудования, техники и т.д.), вокруг топливозаправочных наблюдается очевидная активность, а это уже говорит о многом. Хотя бы о формирующихся новых командах потребителей и поставщиков авиатоплива. Крупные (и не очень) нефтяные компании не захотят упускать весьма выгодный шанс закрепиться рядом с самолетами. Надо полагать, дополнительным и весьма существенным стимулом для этого желания послужит экспансия в российские аэропорты западных нефтяных компаний, которую, по некоторым данным, можно ожидать в ближайшие годы.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Транспортная стратегия Российской Федерации на период до 2030 года: утв. распоряжением Правительства Российской Федерации от 22 ноября 2008 г. № 1734-р.
2. **Аралов Г.** Авиатопливообеспечению – государственное регулирование // Аэрокосмический курьер. [Электронный ресурс] URL: [http://ascourier.net/aviatoplivoobespecheniyu\\_gosudarstvennoe\\_regulirovanie.html](http://ascourier.net/aviatoplivoobespecheniyu_gosudarstvennoe_regulirovanie.html).
3. **Железная И.П.** Стратегия развития наземной инфраструктуры аэропортов гражданской авиации // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2014. - № 202.
4. Концепция развития аэродромной (аэропортовой) сети Российской Федерации до 2020 года: утв. приказом Минтранса России от 9 октября 2008 г. № 166.

## INTERACTION OF AIR TRANSPORTATION AND FUEL-SUPPLY COMPANIES

**Zheleznaya I.P.**

The article describes the role of aviation fuel in the life of air transport. Fueling industry worldwide solves two main tasks - ensuring the safety and economy of air traffic. In Russia, there is one more task of airlines fuel supply. The article deals with fuel pricing taking into consideration today's realities.

**Key words:** transport system of Russia, air transportation, airport, fuel supply company, airport infrastructure, a vertically integrated oil company.

### 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.

УДК 621.45.034: 621.452.3

## СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ РЕГУЛИРУЕМОЙ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ОСНОВНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ МНОГОРЕЖИМНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ МАНЕВРЕННОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Т.В. ГРАСЬКО, С.А. МАЯЦКИЙ

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Воробьевым В.В.**

Статья посвящена выбору и обоснованию закона управления, формированию облика системы автоматического управления регулируемой высокотемпературной основной камерой сгорания многорежимного газотурбинного двигателя маневренного летательного аппарата с целью обеспечения устойчивой и эффективной работы основной камеры сгорания в широком эксплуатационном диапазоне.

**Ключевые слова:** высокотемпературная основная камера сгорания, система автоматического управления, многорежимный газотурбинный двигатель.

### Введение

При проектировании и создании авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) производится расчет параметров и характеристик двигателя на каждом режиме в соответствии с номенклатурой режимов работы ГТД [1]. Но, как правило, один из режимов, соответствующий конкретным (заданным) условиям полета, принимается за расчетный. В соответствии с этим, расчетным режимом называют такой режим, для которого при заданных условиях полета выбраны параметры рабочего процесса [2].

При проектировании основных камер сгорания (ОКС) за расчетный режим принимают параметры крейсерского режима длительной работы. В расчетных условиях в зоне горения (реакторной зоне) обеспечивается высокое качество подготовки топливовоздушной смеси и ее оптимальный состав  $\alpha_{p3} = 0,98$ . Благодаря этому процесс сгорания смеси практически полностью завершается в этой зоне и обеспечивается высокий коэффициент полноты сгорания  $\eta_r = 0,98 - 0,996$ .

При отклонении суммарного коэффициента избытка воздуха  $\alpha_\Sigma$  от расчетного  $\alpha_p$  коэффициент  $\eta_r$  уменьшается, особенно при  $\alpha_\Sigma < 2$ . При снижении коэффициента  $\alpha_\Sigma$  (увеличении режима работы двигателя) смесь в реакторной зоне становится переобогащенной топливом – богатой  $\alpha_{p3} < 1$ . Поэтому из-за недостатка кислорода она не может полностью сгореть в этой зоне и выносится в зону смешения. Происходит охлаждение из-за интенсивного подвода воздуха «смешения», и горение прекращается. В результате величина  $\eta_r$  снижается.

Таким образом, существует минимальное значение коэффициента избытка воздуха  $\alpha_{\min}$ , при котором происходит богатый срыв пламени, как показано на рис. 1.

При сбросе газа происходит увеличение суммарного коэффициента избытка воздуха  $\alpha_\Sigma$ , при этом топливовоздушная смесь в зоне горения обедняется ( $\alpha_{p3} \gg 1$ ).

Температура в реакторной зоне  $T_{p3}^*$  в этом случае, как и в предыдущем, уменьшается, как показано на рис. 2.

Вследствие этого снижается скорость химических реакций, смесь не успевает полностью сгореть в реакторной зоне и выносится в зону смешения, где еще больше охлаждается, и горение прекращается.

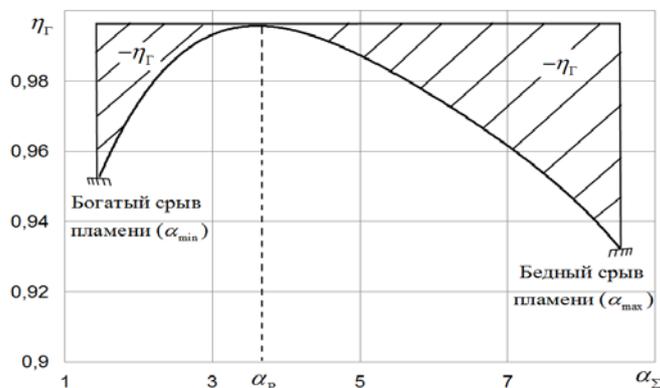


Рис. 1. Зависимость  $\eta_G$  от  $\alpha_\Sigma$

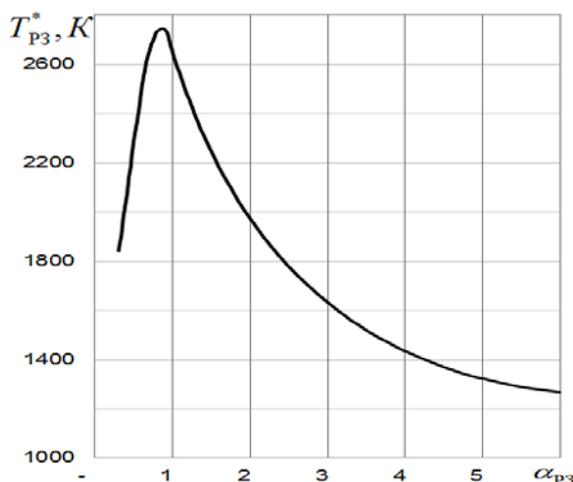


Рис. 2. Зависимость  $T_{P3}^*$  от  $\alpha_{P3}$

В результате происходит снижение  $\eta_G$ . Количество теплоты, которое подводится к топливовоздушной смеси от зоны обратных токов при достижении максимального значения коэффициента избытка воздуха  $\alpha_{max}$ , оказывается недостаточным для ее воспламенения. Происходит бедный срыв пламени, как показано на рис. 1 [3].

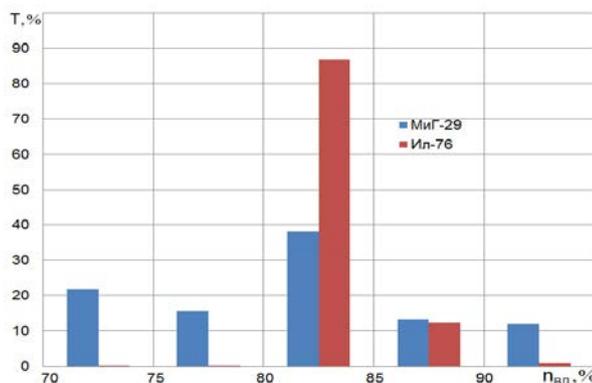
Известно, что данный недостаток присущ камерам сгорания «классической» схемы, не имеющим элементов регулирования состава топливовоздушной смеси, что определяет снижение удельного расхода топлива на нерасчетных режимах.

### Постановка задачи

Поскольку зависимость  $\eta_G = f(\alpha_\Sigma)$  имеет только одно оптимальное значение коэффициента полноты сгорания  $\eta_G = 0,998$ , а ГТД маневренного летательного аппарата (ЛА) является многорежимным устройством, т.е. силовой установкой, спектр эксплуатационных режимов которой определяется широкой номенклатурой [1], то актуальной становится задача по расширению диапазона устойчивой и эффективной работы ОКС.

На рис. 3 представлен анализ статистической информации времени работы  $T$  газотурбинных двигателей самолетов МиГ-29 и Ил-76 на режимах, соответствующих

следующим этапам полета: взлет, набор высоты, выполнение задания, снижение и посадка. Из гистограммы видно, что ГТД рассматриваемых ЛА являются многорежимными, но в большей степени свойство многорежимности присуще для фронтового истребителя МиГ-29, который в полете должен иметь возможность выполнять широкий круг задач [2].



**Рис. 3.** Зависимость времени работы ГТД на различных частотах вращения ротора высокого давления

Еще одним фактором, характеризующим актуальность исследований в области управления рабочим процессом в ОКС, являются результаты экспериментальных данных, где рассматриваются процессы горения в модельных отсеках камер сгорания «классической» схемы на околостехиометрических режимах [4].

Показано, что для таких ОКС существует предельное значение  $\alpha_{\Sigma}$ , при дальнейшем понижении которого повышение  $\eta_{Г}$  практически невозможно. Подтверждается ограниченность в применении ОКС «классической» схемы для перспективных ГТД.

Камеры сгорания, в которых реализуются близкие к стехиометрическим значения коэффициента избытка воздуха в реакторной зоне во всем эксплуатационном диапазоне, основанные на новом способе организации горения топливовоздушной смеси, будем называть высокотемпературными основными камерами сгорания (ВОКС).

### **Обоснование программы управления и формирование облика системы автоматического управления регулируемой высокотемпературной основной камерой сгорания многорежимного газотурбинного двигателя**

Рассматривается новый способ организации горения [5], в котором при изменении режима работы двигателя и условий полета ЛА происходит изменение соотношений расходов воздуха, поступающего в реакторную зону  $G_{ВРЗ}$ , и суммарного расхода воздуха  $G_{В\Sigma}$  с целью поддержания близкого к стехиометрическому коэффициента избытка воздуха в реакторной зоне  $\alpha_{рз}$  для обеспечения высокой полноты сгорания топлива.

При этом обеспечивается такая температура газа перед турбиной, которая достаточна и необходима для обеспечения заданного профиля тяги и сохранения прочностных характеристик турбины посредством вторичного расхода воздуха в зоне смешения.

Для формирования закона управления регулируемой ВОКС введем понятие относительного расхода воздуха через реакторную зону  $m_{КС}$ , которым будем считать параметр, характеризующий соотношение расходов воздуха, поступающего в реакторную зону  $G_{ВРЗ}$ , где происходит процесс сжигания топливовоздушной смеси в зависимости от режимных параметров, к суммарному расходу воздуха  $G_{В\Sigma}$  через ОКС. Изменение  $m_{КС}$  и положения

регулируемых элементов позволяет в широких пределах изменять рабочие параметры ВОКС и тем самым обеспечивает наибольшую эффективность рабочего процесса.

Закон управления геометрией реакторной зоны формируется относительно поддержания близкого к стехиометрическому коэффициенту избытка воздуха в реакторной зоне  $\alpha_{p3}=0,98$ , который рассчитывается по формуле (1) [3]

$$\alpha_{p3} = \frac{G_{BP3}}{G_T L_0}, \quad (1)$$

где  $G_T$  – расход топлива в основной камере сгорания;  $L_0$  – стехиометрический коэффициент, равный 14,929.

Расход воздуха через камеру сгорания  $G_{B\Sigma}$  и реакторную зону горения  $G_{BP3}$  находится относительно параметров потока на входе в камеру сгорания и реакторную зону горения

$$G_{BP3} = m \frac{p_k^*}{\sqrt{T_k^*}} F_{p3} q(\lambda_k); \quad (2)$$

$$G_{B\Sigma} = m \frac{p_k^*}{\sqrt{T_k^*}} F_{\Sigma} q(\lambda_k), \quad (3)$$

где  $m$  – коэффициент, учитывающий физические свойства газа 0,0404;  $q(\lambda_k)$  – относительная плотность тока;  $T_k^*$ ,  $p_k^*$  – температура и давление на входе в КС.

Из уравнения (2) с учетом (1) выразим площадь реакторной зоны  $F_{p3}$ , потребную для обеспечения оптимального состава топливовоздушной смеси в реакторной зоне горения с точки зрения поддержания  $\alpha_{p3}=0,98$

$$F_{p3} = \frac{\alpha_{p3} L_0 \sqrt{T_k^*} G_T}{m q(\lambda_k) p_k^*}. \quad (4)$$

Поскольку в рассматриваемом способе сжигания топлива его подача осуществляется струйными форсунками, расход топлива будет определяться по формуле (5) [6]

$$G_T = 35,1 \mu d_c^2 (\rho_T \Delta p_T)^{0,5}, \quad (5)$$

где  $\mu$  – коэффициент расхода топлива;  $d_c$  – диаметр сопла форсунки;  $\rho_T$  – плотность топлива 775 кг/м<sup>3</sup>;  $\Delta p_T$  – перепад давления на форсунке.

С учетом (5) выражение (4) примет вид

$$F_{p3} = \frac{\alpha_{p3} (35,1 \mu d_c^2 (\rho_T \Delta p_T)^{0,5}) L_0 \sqrt{T_k^*}}{m q(\lambda_k) p_k^*}. \quad (6)$$

Используя математическую модель ГТД РД-33, определим значения параметров, входящих в формулу (6), в диапазоне высот  $H=0-11000$  м и скоростей  $M=0,5-2,3$ .

Итогом решения выражения (6) стали зависимости, изображенные на рис. 4.

К особенностям протекания процессов, изображенных на рис. 4а, б, следует отнести следующее. При переходе от минимальных режимов работы двигателя на повышенные при постоянной скорости и увеличении высоты полета необходимо увеличение площади реакторной зоны ВОКС, что связано с теплофизическими свойствами воздуха при изменении высоты полета, а именно понижением плотности, давления и температуры атмосферного воздуха (рис. 4а).

При постоянной высоте и увеличении скорости полета потребная площадь реакторной зоны уменьшается, тем самым перераспределяется расход воздуха в пользу вторичного, что диктуется необходимостью стабилизации течения при увеличении скорости на входе в ВОКС (рис. 4б).

Следует отметить, что в обоих случаях видна тенденция к увеличению площади реакторной зоны при переводе от пониженных режимов работы ГТД на повышенные.

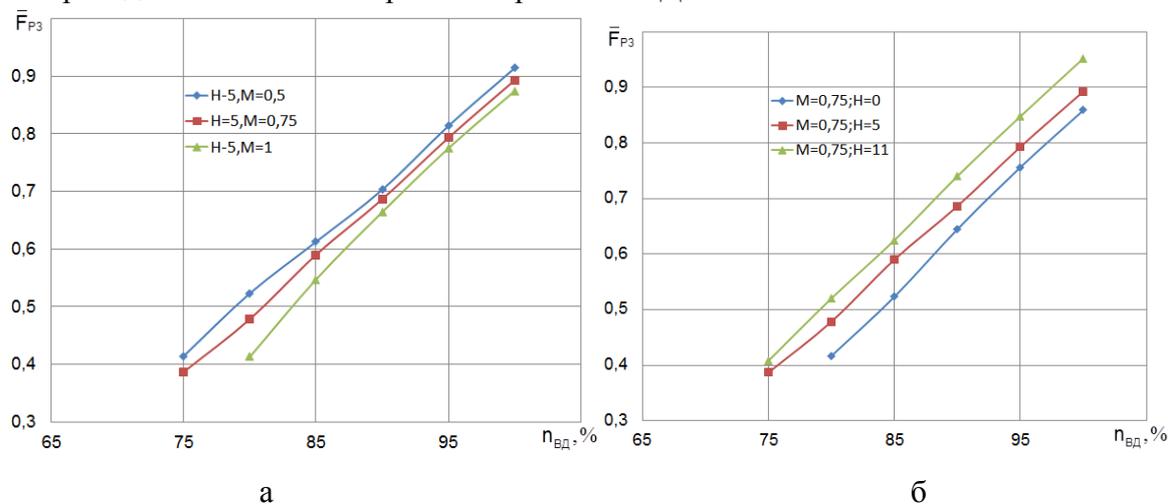


Рис. 4. Изменение  $F_{P3}$  при: а -  $H=\text{const}$ ,  $M=\text{var}$ ; б -  $M=\text{const}$ ,  $H=\text{var}$

Анализ полученных зависимостей предполагает рассматривать ГТД как объект управления, в котором число его регулируемых параметров заметно превышает число регулирующих факторов, что в значительной степени определяет специфику построения системы автоматического управления (САУ) ГТД.

В качестве управляемого параметра принимаем коэффициент избытка воздуха в реакторной зоне  $\alpha_{P3}$ , а под управляющим фактором рассмотрим площадь реакторной зоны  $F_{P3}$ .

Таким образом, закон управления площадью реакторной зоны можно представить в виде выражения (7)

$$F_{P3} = f(T_K^*, p_K^*, q(\lambda_K), \alpha_{PVD}(G_T)). \quad (7)$$

Для реализации выбранного закона управления рассмотрим функциональные схемы систем автоматического управления регулируемой ВОКС, основанные на двух принципах: по отклонению управляемой величины и по возмущающему воздействию.

Преимущества и недостатки рассматриваемых САУ представлены в таблице.

Таблица

По отклонению управляемой величины (замкнутая)	По возмущающему воздействию (незамкнутая)
Преимущества	
Высокая точность	Высокое быстродействие
Недостатки	
Сложность замера истинного значения $\alpha_{P3}$ , склонность к колебаниям управляемой величины	Низкая точность поддержания управляемой величины

Исходя из таблицы, предпочтительней с точки зрения практической реализации является система управления площадью реакторной зоны, построенной на принципе по возмущающему воздействию.

Функциональная схема незамкнутой САУ  $F_{P3}$  представлена на рис. 5 и включает в себя программно-задающее устройство  $F_{P3}$  (ПЗУ  $F_{P3}$ ); регулятор  $F_{P3}$ , состоящий из измерительного устройства (ИЗУ), усилительного устройства (УсУст), корректирующего устройства (КорУст),

исполнительного устройства (ИспУст) в виде гидропривода двустороннего действия; регулирующий орган (РО) в виде подвижных элементов ОКС; объект управления (ГТД).

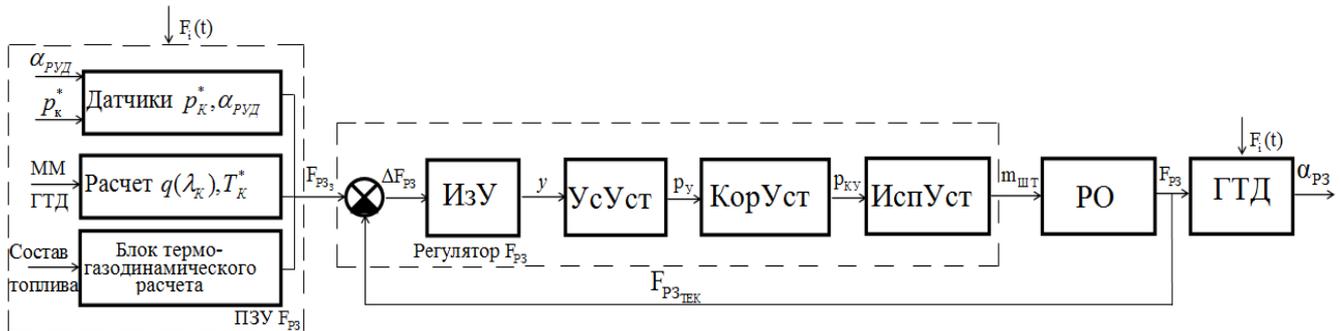


Рис. 5. Функциональная схема замкнутой САУ  $F_{p3}$

Принцип построения САУ ВОКС по возмущению предусматривает выработку управляющего воздействия в виде передвижения штока  $m_{шт}$  гидропривода двустороннего действия управления подвижными элементами регулирующего органа регулятором  $F_{p3}$ , на вход которого подается разностный сигнал текущего и задаваемого значения  $F_{p3}$ . Значение  $F_{p3}$  формируется в программно-задающем устройстве (ПЗУ), алгоритм работы которого представлен на рис. 6 и включает в себя:

- блок исходных данных, в котором измеряются режимные параметры – давление воздуха на входе в камеру сгорания  $p_k^*$  и расход топлива  $G_T$  по положению рычага управления двигателем  $\alpha_{pуд}$ . С помощью математической модели ГТД РД-33 (ММ ГТД) рассчитываются значения относительной плотности тока  $q(\lambda_k)$  и температуры воздуха  $T_k^*$  на входе в ОКС. Согласно [7] определяются составы топлива  $C_n H_n$  и окислителя  $O_n H_n N_n$ , стехиометрический коэффициент  $L_0$  и действительный расход окислителя  $L$  на 1 кг топлива;

- блок параметрического расчета  $F_{p3}$ , в котором рассчитывается площадь реакторной зоны  $F_{p3}$ , расход воздуха  $G_{вp3}$  через реакторную зону и коэффициент избытка воздуха в данной зоне  $\alpha_{p3}$ ;

- блок термогазодинамического расчета  $F_{p3}$ , в котором производится расчет состава горючей смеси  $C_{ГC}, H_{ГC}, O_{ГC}, N_{ГC}$  и продуктов сгорания  $N_2, CO_2, CO, H_2O, H_2, O_2, OH, NO, H, O, N, HC$  в реакторной зоне. Связь  $\eta_{Г}$  в камере сгорания с продуктами недожога может быть определена из выражения (8) для баланса тепла

$$G_T H_{U_T} \eta_{Г} = G_T H_{U_T} - G_{CO} H_{U_{CO}} - G_{HC} H_{U_{HC}} - G_C H_{U_C}, \quad (8)$$

где  $G_T, G_{CO}, G_{HC}, G_C$  – массовые расходы топлива, монооксида углерода, углеводородов и углерода (сажа);  $H_{U_T}, H_{U_{CO}}, H_{U_{HC}}, H_{U_C}$  – удельная теплота, выделяющаяся при сгорании данных компонентов.

Связь полноты сгорания топлива  $\eta_{Г}$  с индексом эмиссии  $EI_{CO}$  и  $EI_{HC}$  с учетом численных значений теплоты сгорания компонентов принимает вид выражения

$$1 - \eta_{Г} = (EI_{HC} + EI_{CO}) \cdot 10^{-3}. \quad (9)$$

Выразим  $\eta_{Г}$  из уравнения (9), получим

$$\eta_{Г} = 1 - (EI_{HC} + 0,232EI_{CO}) \cdot 10^{-3}. \quad (10)$$

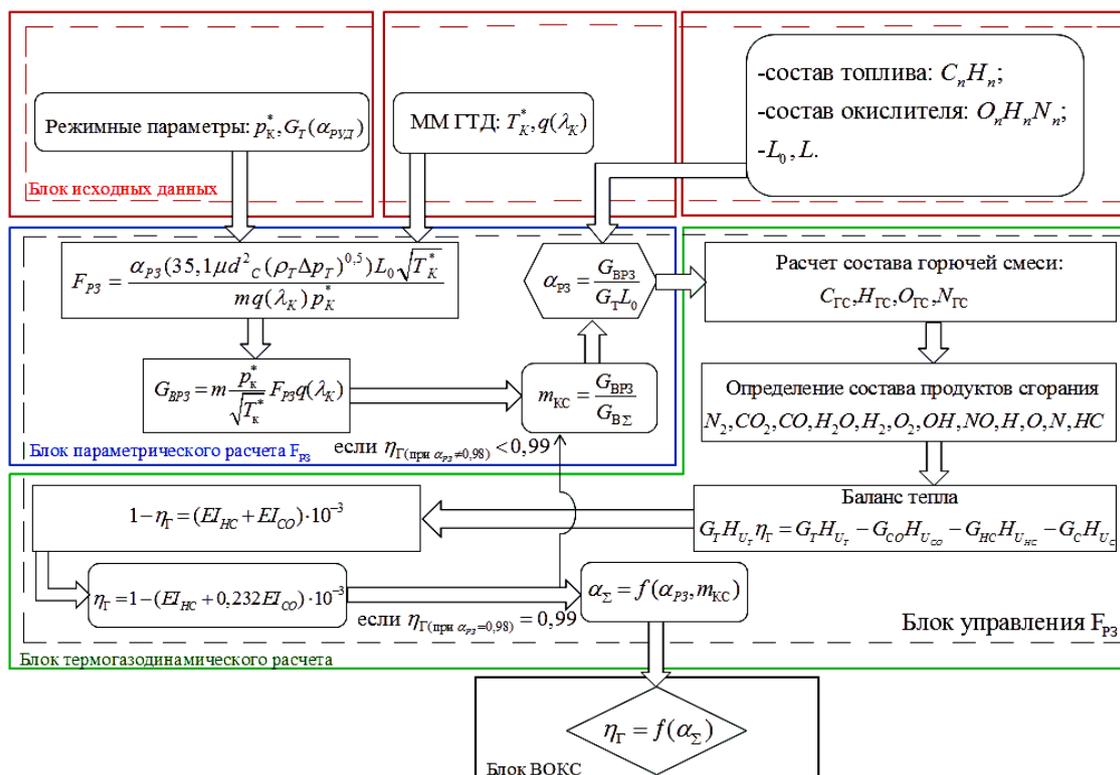


Рис. 6. Алгоритм работы программно-задающего устройства  $F_{p3}$

Если значение  $\eta_T = 0,99$  при  $\alpha_{p3} = 0,98$ , то расчет завершается получением функциональной зависимости  $\alpha_\Sigma = f(\alpha_{p3}, m_{KC})$ .

В случае если  $\eta_T < 0,99$  при  $\alpha_{p3} \neq 0,98$ , то происходит изменение параметра  $m_{KC}$  и расчет повторяется по алгоритму, рассмотренному выше.

В блоке ВОКС вычисляется зависимость  $\eta_T = f(\alpha_\Sigma)$ , значение которой описывает расширение диапазона устойчивой и эффективной работы камеры сгорания по богатому ( $\alpha_{min}$ ) и бедному ( $\alpha_{max}$ ) срыву пламени.

Таким образом, система существенно упрощается, однако точность поддержания уровня управляемого параметра снижается. Последнее является основным недостатком данной системы. Основное достоинство – время регулирования уменьшается на 10 - 20% по сравнению с системами, работающими на принципе отклонения. Это является следствием того, что система реагирует непосредственно на причину, которая вызывает изменение управляемого параметра, а не на следствие – само изменение управляемого параметра.

## Заключение

1. Установлено, что для повышения устойчивой и эффективной работы камеры сгорания перспективного газотурбинного двигателя необходимо вводить в конструкцию камеры сгорания элементы регулирования, позволяющие в зависимости от режима работы двигателя и условий полета самолета воздействовать на процесс смесеобразования с целью поддержания близкого к стехиометрическому коэффициента избытка воздуха в реакторной зоне для обеспечения высокой полноты сгорания топлива и расширения диапазона устойчивой работы ВОКС.

2. Обоснован закон управления регулируемой ВОКС, разработан алгоритм работы программно задающего устройства площадью реакторной зоны  $F_{P3}$  с учетом термогазодинамического расчета продуктов сгорания с целью расширения устойчивой и эффективной работы регулируемой высокотемпературной основной камеры сгорания перспективного газотурбинного двигателя.

3. Предложена функциональная схема системы автоматического управления регулируемой ВОКС, основанная на принципе компенсации возмущений.

4. В дальнейших исследованиях необходимо обосновать синтез системы автоматического управления регулируемой высокотемпературной основной камерой сгорания многорежимного газотурбинного двигателя в составе пилотажного стенда маневренного летательного аппарата.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ 23851 - 79. Двигатели газотурбинные авиационные термины и определения. - Введ. 1980-07-01. - М.: Изд-во стандартов, 1980.
2. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей / под ред. Ю.Н. Нечаева. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. - Ч. 2.
3. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. – Кн. 1: Анализ рабочего процесса, выбор параметров и проектирование проточной части. - Кн. 2: Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. - М.: Машиностроение, 2002.
4. Горение и газодинамика в авиационных двигателях: межвуз. сб. науч. тр. - Казань: КАИ им. А.Н. Туполева, 1990. - С. 51-55.
5. Пат. №2311589 Российская Федерация, МПК F 23 R 3/26. Камера сгорания газотурбинного двигателя / Маяцкий С.А., Переславцев А.В., Пронин А.Ю., Шапко И.В.; заявители и патентообладатели: Маяцкий С.А., Переславцев А.В., Пронин А.Ю., Шапко И.В. - заявл. 04.05.2006 г.; опубл. 27.11.2007 г. Бюл. № 33.
6. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД / пер. с англ. - М.: Мир, 1986.
7. Дубовкин Н.Ф. Справочник по углеводородным топливам и их продуктам сгорания. - Л.: ГЭИ, 1962.
8. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. Теория камеры сгорания / под ред. О.А. Рудакова. - СПб.: Наука, 2010.

#### AUTOMATIC CONTROL SYSTEM FOR REGULATED HIGH TEMPERATURE MAIN COMBUSTION CHAMBER OF MANEUVERABLE AIRCRAFT MULTIMODE GAS TURBINE ENGINE

Gras'ko T.V., Mayatsky S.A.

The paper describes choosing and substantiating the control laws, forming the appearance the automatic control system for regulated high temperature main combustion chamber of maneuverable aircraft multimode gas turbine engine aimed at sustainable and effective functioning of main combustion chamber within a broad operation range.

**Key words:** high temperature main combustion chamber, automatic control system, multimode gas turbine engine.

#### Сведения об авторах

**Грасько Тарас Васильевич**, 1983 г.р., окончил Ставропольское ВВАИУ (ВИ) (2005), адъюнкт кафедры авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор 20 научных работ, область научных интересов – разработка новых высокоэффективных способов сжигания топлива в высокотемпературных основных камерах сгорания перспективных газотурбинных двигателей.

**Маяцкий Сергей Александрович**, 1975 г.р., окончил Ставропольское ВВАИУ (ВИ) (1998), кандидат технических наук, доцент, начальник факультета летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 150 научных работ, область научных интересов – разработка новых высокоэффективных способов сжигания топлива в высокотемпературных основных камерах сгорания перспективных газотурбинных двигателей.

УДК 629.7.05

## ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ ОШИБОК, ОБУСЛОВЛЕННЫХ ЧЕЛОВЕЧЕСКИМ ФАКТОРОМ, ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ТОЛЕРАНТНЫХ К ОТКАЗАМ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

Н.Н. СУХИХ, А.Г. КОВАЛЕВ, В.Л. РУКАВИШНИКОВ

В статье приведены предложения по синтезу толерантных цифровых систем управления полетом, основанные на методах алгоритмического обеспечения отказоустойчивости. Реализация толерантных цифровых систем управления полетом позволит предупредить негативные последствия отказов различных бортовых систем и агрегатов самолета.

**Ключевые слова:** человеческий фактор, система информационной поддержки принятия решений, безопасность полетов, катастрофический фактор, некатастрофический фактор, бортовой вычислитель, система автоматического управления полетом.

Одним из основных путей снижения влияния человеческого фактора (ЧФ) является предупреждение последствий отказов различных бортовых систем и агрегатов самолета. Такое снижение влияния ЧФ при отказах возможно как за счет совершенствования информационной поддержки экипажа с помощью средств информационной поддержки принятия решений (СИППР), так и за счет предупреждения самих отказов элементов как таковых и, как следствие, снижения требований к дополнительному информационному обеспечению экипажа.

Поскольку создание абсолютно надежных элементов и систем в принципе невозможно, исследователей все больше интересуют методы, позволяющие построить систему, толерантную к отказам отдельных элементов. Данные методы допускают состояние системы с отказом как одно из возможных состояний. В статье приведены предложения авторов по синтезу толерантных цифровых систем управления полетом, основанные на методах алгоритмического обеспечения отказоустойчивости.

### Оценка влияния ЧФ

Все факторы, которые могут угрожать безопасности полетов, можно разделить на четыре независимые группы: самолет, экипаж, наземные службы, атмосферные условия. Тогда вероятность авиационного происшествия можно представить в следующем виде [1]

$$P_{\text{АП}} = P_K^C + P_K^{\text{HC}} + P_K^A + P_K^{\text{Э}} + p^C q_1^{\text{Э}} + p^{\text{HC}} q_2^{\text{Э}} + p^A q_3^{\text{Э}} + p^C p^{\text{HC}} q_4^{\text{Э}} + p^C p^A q_5^{\text{Э}} + p^{\text{HC}} p^A q_6^{\text{Э}} + p^C p^{\text{HC}} p^A q_7^{\text{Э}}, \quad (1)$$

где  $P_K^C, P_K^{\text{HC}}, P_K^A, P_K^{\text{Э}}$  - вероятность проявления одного из катастрофических факторов, связанных с самолетом, наземными службами, атмосферными условиями и экипажем;  $p^C, p^{\text{HC}}, p^A, p^{\text{Э}}$  - вероятность проявления одного из некатастрофических факторов, входящих в данные группы;  $q_1^{\text{Э}}, \dots, q_7^{\text{Э}}$  - условные вероятности ошибки экипажа при проявлении одного или сочетания некатастрофических факторов.

Устанавливая нормы летной годности самолета, вводя сертификацию наземного оборудования, проводя отбор, обучение и контроль персонала, правомерно считать вероятность проявления катастрофического фактора (отказ всех двигателей, полный отказ системы управления, полная потеря работоспособности экипажа и т.п.) нулевой. Возникновение же в полете других факторов допустимо.

Из анализа формулы (1) следует, что уменьшить вероятность авиационного происшествия возможно двумя основными путями: снижением вероятностей проявления одного из некатастрофических факторов ( $p^C, p^{\text{HC}}, p^A, p^{\text{Э}}$ ) и снижением условных вероятностей ошибок экипажа ( $q_i^{\text{Э}}$ ).

Первый путь применительно к самолету подразумевает создание высоконадежной конструкции, высоконадежного двигателя, безотказной или нечувствительной к отказам системы управления полетом и т.д. Второй путь предполагает разработку и внедрение СИППР экипажем при возникновении одного или сочетании нескольких некатастрофических факторов с учетом стресса и дефицита времени на принятие решения.

Реализация вышеназванных путей уменьшения  $r_{АП}$  возможна на борту самолета только при использовании бортового вычислителя (БВ), формирующего как управляющие воздействия, так и информационную поддержку экипажа. Ниже приводятся предложения авторов по совершенствованию управляющих воздействий, вырабатываемых БВ.

### Синтез толерантных к отказам законов управления

Рассмотрим исходную систему управления

$$\begin{cases} \dot{x}^0 = A^0(t)x^0 + B^0(t)U^0; \\ y^0 = C^0(t)x^0, x^0(t=0) = x_0^0, \end{cases} \quad (2)$$

где  $x^0 \in \mathbb{R}^{n_0}$  - вектор состояния системы;  $U^0 \in \mathbb{R}^{m_0}$  - вектор внешних воздействий, компонентами которого могут быть управляющие и возмущающие воздействия;  $y^0 \in \mathbb{R}^{k_0}$  - вектор выходных координат;  $A^0(t)$ ,  $B^0(t)$ ,  $C^0(t)$  - матрицы параметров, зависящие в общем случае от времени (верхний индекс 0 характеризует указанные векторы и матрицы при отсутствии отказов в системе).

Необходимо для данного множества отказов  $\Sigma = \{\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_L\}$  преобразовать структуру и параметры системы автоматического управления полетом (САУП) к виду [2]

$$\begin{cases} \dot{x} = S(t)x + D(t)U^0; \\ y = H(t)x, \end{cases} \quad (3)$$

где  $x \in \mathbb{R}^{n_1}$ ,  $U^0 \in \mathbb{R}^{m_0}$ ,  $y \in \mathbb{R}^{k_1}$ ,  $S(t)$ ,  $D(t)$ ,  $H(t)$  - матрицы соответствующих размерностей, при которых система была бы инвариантной к отказам на заданном отрезке времени  $[0; T]$ .

Закон  $\Lambda$  представляет собой закон преобразования структуры и параметров системы (2) в (3) на множестве  $\Sigma$ , т.е.  $\Lambda : \{(A^0, B^0, C^0) \rightarrow (S, D, H), \Sigma\}$ .

В соответствии с принципом формирования закона  $\Lambda$  можно выделить два вида методов алгоритмического обеспечения отказоустойчивости САУП: прямые и адаптивные.

Прямые методы позволяют синтезировать САУП, структура и параметры регулятора которой  $(S_{21}, S_{22}, D_2, H)$  зависят от отказа  $\sigma \in \Sigma$ , причем их изменения происходят при поступлении информации об отказе  $\sigma$ . В этом случае требуется специальное диагностирование САУП. Закон  $\Lambda$  имеет вид

$$\Lambda : \{(A_{21}^0, A_{22}^0, B_2^0, C^0) \rightarrow (S_{21}(\sigma), S_{22}(\sigma), D_2(\sigma), H(\sigma)), \sigma \in \Sigma\}.$$

Каждому отказу соответствует своя структура системы.

При использовании адаптивных методов заранее синтезируется единственная для всех отказов определенного класса структура САУП заданного объекта, и при отказе осуществляется перестройка ее элементов. При этом не требуется глубокого диагностирования, а достаточно лишь провести контроль работоспособности (т.е. установить только сам факт наличия отказа). Общий вид закона  $\Lambda$  следующий

$$\Lambda : \{(A_{21}^0, A_{22}^0, B_2^0) \rightarrow (S_{21}(t), S_{22}(t), D_2(t), \Sigma)\}.$$

Указанные два вида методов алгоритмического обеспечения отказоустойчивости обладают, в общем случае, различными компенсирующими возможностями. Применительно к системам управления полетом существенные затруднения при практической реализации адаптивных методов связаны прежде всего с требованиями по быстродействию. Это объясняется тем, что в классических методах адаптации время, потребное для идентификации изменений динамики объекта, как правило, существенно превышает время затухания переходных процессов. Развитые в последнее время методы быстрой адаптации позволяют частично решить данную проблему. Однако практическую реализацию данных методов в САУП авторам в отечественных и зарубежных литературных источниках обнаружить не удалось.

В связи с этим внимание исследователей направлено, в основном, на разработку прямых методов. Среди них следует выделить метод реконфигурации [3] применительно к отказам датчиков, приводов, органов управления. Как следует из анализа указанной работы, здесь используется концепция смешанного управления, смысл которой состоит в смешивании команд от системы управления таким образом, чтобы штатные реакции на управляющие моменты и управляющие силы обеспечивались с помощью исправных органов управления при отказах других управляющих органов, т.е. формировались как линейные комбинации отклонений имеющих в наличии органов управления.

### **Проведение дальнейших исследований**

Нерешенной на сегодняшний день остается задача синтеза законов управления полетом с реконфигурацией применительно к отказам самих БВ. Особый интерес представляет реализация подобных законов в многопроцессорных вычислительных САУП, эксплуатация которых осуществляется в настоящее время.

Возможный путь решения задачи синтеза регулятора, устойчивого, например, к отказам цифро-аналогового преобразователя применительно к нерезервированной цифровой системе, на основе принципа реконфигурации сформулирован авторами в работе [4].

### **ЛИТЕРАТУРА**

1. **Горячев В.А.** Исследование роли человеческого фактора в авиационных происшествиях: тезисы докладов семинара ИКАО «Человеческий фактор». – Л., 1990. - С. А551 - А556.
2. **Глумов В.М., Земляков С.Д., Рутковский В.Ю., Силаев А.В.** Алгоритмическое обеспечение отказоустойчивости систем автоматического управления // Автоматика и телемеханика. - 1988. - № 9. - С. 3 – 33.
3. **Медведев А.В., Сухих Н.Н., Федоров М.С.** Структуры и алгоритмы управления сложных авиационных систем // Вопросы теории систем автоматического управления. - Л.: ЛГУ, 1990. - Вып. 8. - С. 26 - 36.
4. **Сухих Н.Н., Ковалев А.Г., Рукавишников В.Л.** Использование принципа реконфигурации для построения толерантной мажоритарной вычислительной системы // Авиакосмическое приборостроение. - 2009. - № 2. - С. 17 – 21.

### **PREVENTION OF MISTAKES, CAUSED BY HUMAN FACTOR WHILE USING FLIGHT CONTROL SYSTEMS TOLERANT TO FAILURES**

**Sukhikh N.N., Kovalev A.G., Rukavishnikov V.L.**

The article presents suggestions on the synthesis of tolerant digital systems of management flight based on algorithmic resiliency methods. Implementation of tolerant digital flight control systems will prevent the negative consequences of failures of various aircraft systems and aircraft units.

**Key words:** human factor, information support system of taking decision, flight safety, catastrophic factor, non-catastrophic factor, airborne computer, automatic flight control system.

### **Сведения об авторах**

**Сухих Николай Николаевич**, 1951 г.р., окончил ЛИТМО (1974), доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой систем автоматизированного управления, первый проректор - проректор по учебной работе СПб ГУГА, автор более 120 научных работ, область научных интересов – бортовые автоматизированные системы управления полетом.

**Ковалев Алексей Георгиевич**, 1967 г.р., окончил ОЛАГА (2001), кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры систем автоматизированного управления СПб ГУГА, автор 4 научных работ, область научных интересов - бортовые автоматизированные системы управления полетом.

**Рукавишников Валентин Леонидович**, 1956 г.р., окончил ЛИАП (1981), кандидат технических наук, доцент кафедры систем автоматизированного управления СПб ГУГА, автор 23 научных работ, область научных интересов - бортовые автоматизированные системы управления полетом.

УДК 629.735.017.083

## МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ ОЦЕНКИ СООТВЕТСТВИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ТРЕБОВАНИЯМ НОРМ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

А.С. АГЕЕВ

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Зубковым Б.В.**

Разработка методологических принципов оценки соответствия функциональных систем (ФС) воздушных судов (ВС) требованиям Норм летной годности (НЛГ), включающих оценку особых ситуаций при отказах и неисправностях отдельных функциональных систем и методику ранжирования функциональных систем по требованиям безопасности.

**Ключевые слова:** методика, требования, вероятность, особая ситуация.

### 1. Особенности оценки функциональных отказов систем непрерывного и эпизодического действия

Функционально-надежностная оценка соответствия систем ВС требованиям НЛГ рассмотрена для случая системы, которая включается в работу только в том случае, когда возникает событие  $A$ . Например, противообледенительная система включается только при попадании ВС в условия обледенения (событие  $A$ ).

Вероятность отказа системы за время типового полета будет равна

$$Q_c\left(T + \frac{\tau}{T}\right) = 1 - \frac{P_c(T + \tau)}{P_c(T)},$$

где  $(T, T + \tau)$  - время и отрезок времени непоявления особой ситуации.

Очевидно, что особая ситуация в полете возникает при отказе системы с вероятностью

$$Q_i^* = Q_c\left(T + \frac{\tau}{T}\right)P(A), \quad (1)$$

где  $P(A)$  - вероятность появления события  $A$ .

Отсюда получаем условие, определяющее вероятность безотказной работы системы

$$\frac{Q_i^*}{P(A)} \geq \frac{1}{\tau} \left[ 1 - \frac{P(T + \tau)}{P(T)} \right] \quad (2)$$

или

$$\frac{Q_i^*}{\tilde{P}(A)} \geq 1 - \frac{P(T + \tau)}{P(T)}, \quad (3)$$

где  $\tilde{P}(A) = \frac{1}{\tau}P(A)$  можно рассматривать как интенсивность появления события  $A$ .

Покажем, что соотношение (3) равносильно условию появления отказа системы за фактическое время ее работы  $\tau_\phi$  в течение типового полета  $\tau$ .

В соответствии с допущениями, правую часть неравенства (3) можно записать в виде

$$1 - \frac{P(T + \tau)}{P(T)} = \wedge(T)\tau, \quad (4)$$

где  $\wedge(T) = \frac{\Delta n}{N_T \tau}$ , т.к.  $\tau \ll T$ .

Здесь  $\Delta n$  - количество отказавших систем за время  $\tau$  из  $N$ , находящихся под наблюдением;  $N_T$  - количество исправных систем к моменту времени  $T$ .

Если вместо  $\tau$  выбрать фактическое время работы  $\tau_\phi$ , то

$$\wedge_\phi(T) = \frac{\Delta n}{N_T \tau_\phi} \quad (5)$$

или

$$\wedge_\phi(T) = \frac{\Delta n}{N_T \tau} \cdot \frac{\tau}{\tau_\phi}. \quad (6)$$

Но отношение  $\frac{\tau_\phi}{\tau} = \tilde{P}(A)$ .

Теперь имеем

$$\wedge_\phi(T) = \frac{\wedge(T)}{\tilde{P}(A)}. \quad (7)$$

Рассмотрим равенство (4) при условии, что вместо  $\tau$  выбрано  $\tau_\phi$ .

Тогда

$$1 - \frac{P(T + \tau)}{P(T)} = \wedge_\phi(T) \tau_\phi. \quad (8)$$

С учетом равенства (7) получаем

$$1 - \frac{P(T + \tau_\phi)}{P(T)} = \frac{\wedge(T)}{\tilde{P}(A)} \cdot \tau_\phi = \frac{\wedge(T)}{\tilde{P}(A)} \cdot \frac{\tau_\phi}{\tau} \tau = \wedge(T) \tau, \quad (9)$$

т.е.

$$1 - \frac{P(T + \tau_\phi)}{P(T)} = \wedge(T) \tau \leq \frac{\bar{Q}_i^*}{\tilde{P}(A)}. \quad (10)$$

Следовательно, для систем эпизодического действия так же, как и для систем непрерывного действия, можно при оценке их соответствия требованиям НЛГ выбирать в качестве характерного времени время типового полета. Однако при этом допускаемые интенсивности появления особых ситуаций следует делить на фактическое время работы, отнесенное к продолжительности типового полета, или же на интенсивность появления факторов, при которых система включается.

## 2. Основные принципы построения структурных схем функциональной надежности систем ВС

В соответствии с основными положениями теории сложных систем, изложенными в [3], при декомпозиции любой подобной системы на более простые подсистемы должны соблюдаться требования иерархичности и однозначности соответствия целей и критериев оценки.

Используя требования в [3], была разработана методика ранжирования функциональных систем (ФС) по требованиям безопасности полетов.

Любая ФС рассматривается как подсистема сложной системы, которой является ВС. При этом ФС предназначена для обслуживания некоторых потребителей, которыми являются элементы конструкции, звенья ВС.

Ранг ФС  $S_i$  определен как появление особых ситуаций полета  $C_i$ , определенных Нормами летной годности, при отказе ФС.

Ранг ФС  $S_i$  принимается равным наибольшему рангу потребителя  $П_i$  среди группы потребителей, обслуживаемых функциональной системой.

Введено понятие ранга ФС на первом и втором уровнях. Это позволило дать однозначную оценку вероятности отказа ФС, вызывающей появление  $C_i$  особой ситуации полета.

Для систем ранга  $S_i$  на первом уровне должно выполняться условие

$$F(S_i) < Q^*(C_i), \quad (11)$$

где  $F(S_i)$  - вероятность отказа функциональной системы;

$Q^*(C_i)$  - нормируемое значение появления  $C_i$  особой ситуации полета при функциональном отказе.

Для системы ранга  $S_i$  на втором уровне вероятность отказа системы  $F(S_j)$  не должна превышать

$$F(S_j) < \frac{Q^*(C_i)}{P(A)}, \quad (12)$$

где  $P(A)$  - вероятность появления события  $A$ , при котором в случае отказа системы возникает особая ситуация полета  $C_i$ .

В соответствии с правилом однозначности для сложной системы при построении структурных схем надежности ФС ВС следует рассматривать такие состояния комплектующих ее элементов, которые вызывают появление  $R_i$  состояний ФС, отвечающих рангу  $S_i$  системы.

При этом точно так же, как при ранжировании системы, следует рассматривать состояния элементов на первом, втором и  $K$  - уровнях.

Последнему условию соответствует следующее требование – необходимо анализировать не только влияние состояния данного элемента на состояние ФС, но и рассматривать возможность одновременного появления у нескольких элементов различных состояний и последствий, к которым их появление может привести.

Например,  $\nu$ -й элемент может находиться в состояниях  $\nu_i$  и  $\nu_j$ . Состоянию  $\nu_i$  этого элемента отвечает  $R_i$  состояние ФС, состоянию же  $\nu_j$  отвечает состояние  $R_j$ . При этом по последствиям  $R_i > R_j$ .

Аналогично для  $\mu$ -го элемента возможны также некоторые состояния  $\mu_i$  и  $\mu_j$ , соответствующие состояниям ФС  $R_i$  и  $R_j$ .

Из последнего требования вытекает, что необходимо учитывать не только состояния элементов  $\nu_i$  и  $\mu_i$ , но и совместное появление состояний  $\nu_j$  и  $\mu_j$ , если только при этом состояние ФС из  $R_j$  переходит в  $R_i$ .

В соответствии с основным допущением, принятым при ранжировании ФС на втором уровне, для однозначности оценки следует считать одновременное появление состояний  $\nu_j$  и  $\mu_j$  как появление независимых событий.

Конечная цепь построения схем функциональной надежности систем ВС состоит в том, чтобы проверить, удовлетворяет ли система требованиям НЛГ.

## Выводы

В настоящее время, несмотря на классификацию особых ситуаций НЛГ, статистический учет таких ситуаций не предусмотрен существующим положением о классификации и рассле-

довании авиационных происшествий (АП) в ГА РФ, что затрудняет проведение контроля за соответствием ВС НЛГ в процессе эксплуатации.

Применяемые статистические показатели для анализа безопасности полетов (БП) в ГА РФ не могут быть использованы для оценки соответствий ВС НЛГ, в которых приведены нормируемые вероятности появления особых ситуаций.

Разработанные методики вычислений нормативных и действительных значений критериев БП на различных этапах создания и эксплуатации ВС согласованы с НЛГ и базируются на системном подходе с учетом человеческого фактора.

При определении показателей БП, осуществляющих связь АП и инцидентов (ИН) с НЛГ, используются методы, разработанные в теории вероятности, теории надежности, математической статистике и других науках.

Применение предлагаемых вероятностных показателей позволяет: производить количественную оценку уровня БП, оценивать степень опасности неблагоприятных факторов, оценивать эффективность мероприятий до практической их реализации, задавать требования к надежности авиационной техники и подготовке авиационного персонала исходя из обеспечения заданного уровня БП, прогнозировать состояние БП на предстоящий период.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **АП-29.** Нормы летной годности воздушных судов транспортной категории (АП-25): авиационные правила: утв. приказом Минтранса РФ от 05.07.1994 г. № 48.
2. **Зубков Б.В., Прозоров С.Е.** Безопасность полетов: учебник. - Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2013.
3. Разработка методики ранжирования функциональных систем воздушных судов по их влиянию на безопасность полетов; рук. Воробьев В.Г. № ГР 01820090380.

#### METHODOLOGICAL PRINCIPLES FOR ASSESSMENT OF COMPLIANCE OF THE FUNCTIONAL SYSTEMS OF THE AIRCRAFT WITH AIRWORTHINESS REQUIREMENTS

Ageev A.S.

Development of methodological principles of the conformity assessment of the functional systems of the aircraft with the requirements of airworthiness including assessment of specific situations at the failure, malfunction of some functional systems and ranking methodology of the functional systems based on the safety requirements.

**Key words:** the methodology, requirements, probability, special situation.

#### Сведения об авторе

**Агеев Александр Сергеевич**, 1984 г.р., окончил МГТУ ГА (2010), аспирант МГТУ ГА, автор 4 научных работ, область научных интересов – безопасность полетов, определение уровня безопасности полетов и летной годности в авиапредприятиях при техническом обслуживании.

УДК 62-381.2

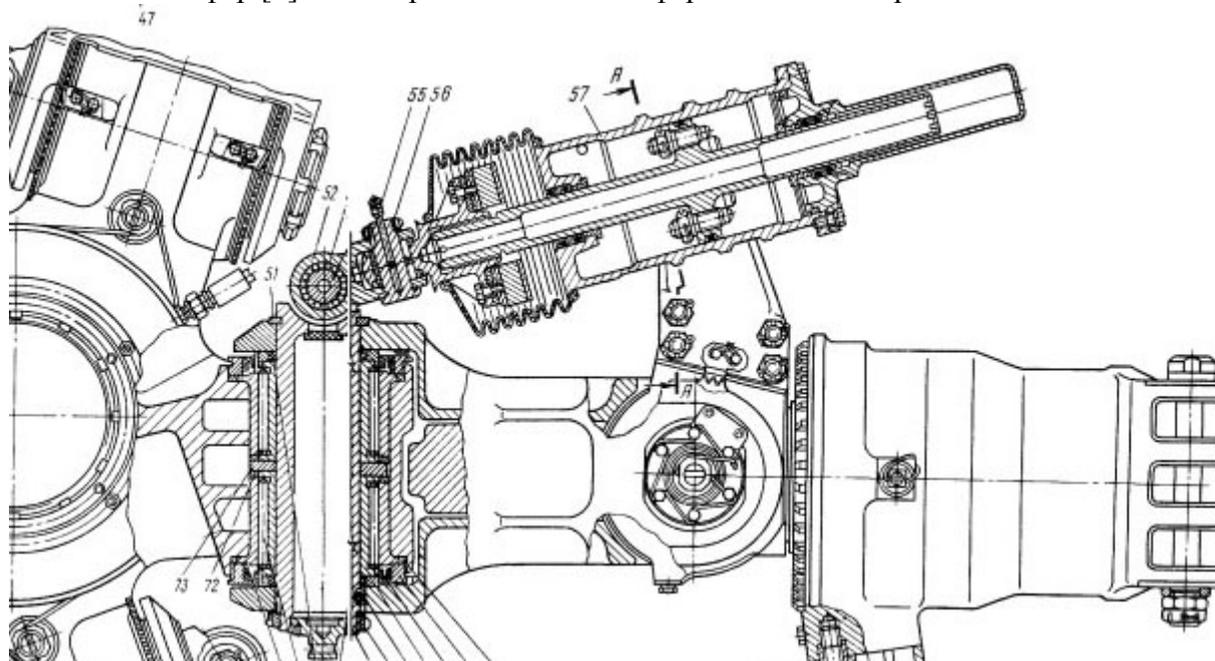
## К РАСЧЕТУ ДИАГНОСТИЧЕСКОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО ДЕМПФЕРА ВТУЛКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА

Ю.А. БОРИСОВ, Б.А. СОЛОВЬЁВ

В статье рассмотрен пример внедрения математического моделирования в практику капитального ремонта агрегатов гидравлической системы вертолёт. В частности изложена методика построения диагностической, математической модели гидравлического демпфера втулки несущего винта. Предложена процедура анализа гидравлической характеристики клапана демпфера с целью определения дефектов проточных каналов клапана.

**Ключевые слова:** диагностическая модель, гидравлический демпфер, диагностика проточных каналов клапана, гидравлическая характеристика.

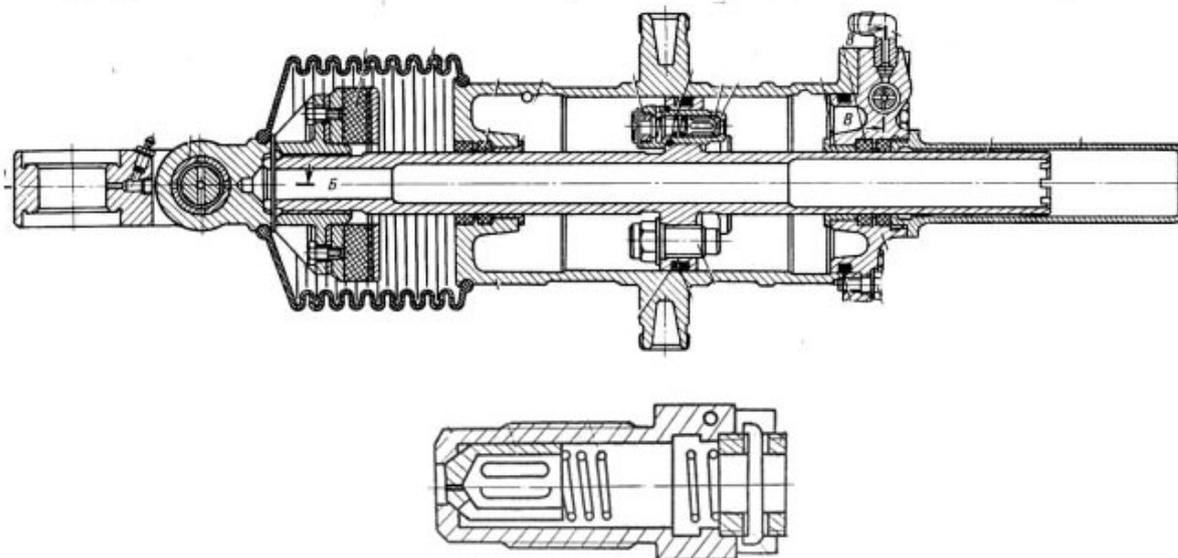
Гидравлический демпфер предназначен для гашения колебаний лопастей несущего винта в плоскости вращения. В этой плоскости на вращающуюся лопасть действуют две силы: центробежная сила и сила аэродинамического сопротивления. Сила аэродинамического сопротивления имеет циклический характер и изменяется от максимальной, при сложении скорости полёта вертолёт с окружной скоростью лопасти несущего вта, до минимальной, когда скорость набегающего на лопасть потока равна разности окружной скорости и скорости вертолёт. Диапазон изменения зависит от угла установки лопасти и скорости полёта. В результате лопасть в процессе вращения совершает колебательные движения в горизонтальной плоскости относительно вертикального шарнира [1]. Для уменьшения амплитуды этих колебаний устанавливается гидравлический демпфер [2]. Схема размещения демпфера показана на рис. 1.



**Рис. 1.** Расположение демпфера на втулке несущего винта

Корпус демпфера жестко связан с качающейся лопастью. Шток демпфера крепится к втулке несущего винта с возможностью вращения в горизонтальной плоскости. На корпус демпфера со стороны лопасти действует сила, стремящаяся переместить корпус относительно штока то в одну, то в другую сторону. Соответствие между величиной действующей силы и величиной

перемещения определяется настройкой клапанов, через которые происходит перетекание жидкости из полости высокого давления в полость низкого давления. Устройство демпфера схематично показано на рис. 2.



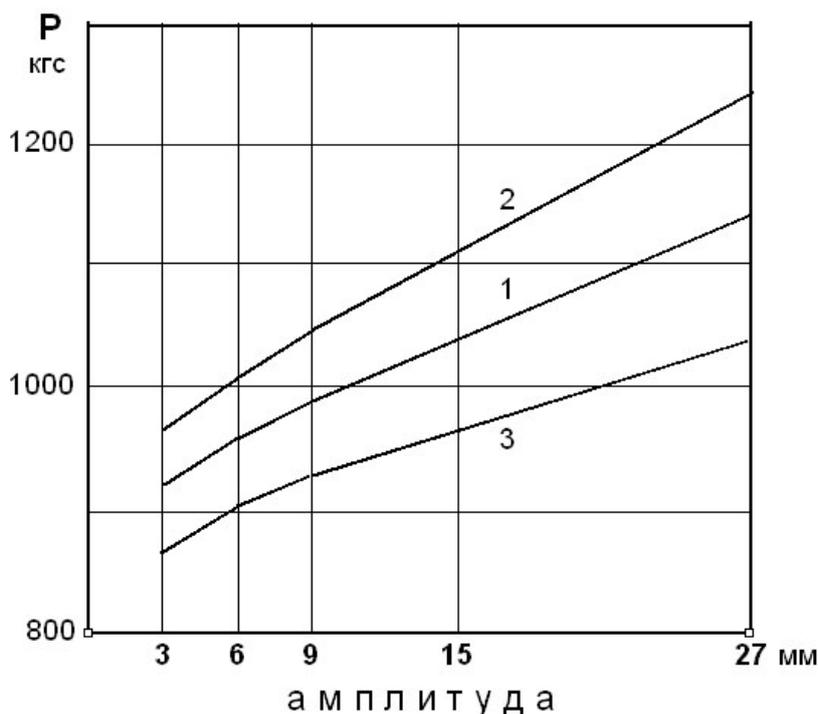
**Рис. 2.** Осевые разрезы демпфера и клапана

В реальных условиях работы своеобразным аргументом является сила, действующая со стороны лопасти на корпус демпфера. Перемещение корпуса относительно штока демпфера есть своеобразная функция этого аргумента.

Конструкция и расположение клапанов обеспечивает гармоничное колебание штока демпфера относительно корпуса (рис. 1). Четыре клапана обеспечивают перемещение штока в одном направлении, четыре других – в противоположном направлении. Конструкция клапанов обеспечивает работу демпфера в двух режимах: доклапанном и клапанном. При малых действующих силах под действием предварительной затяжки пружины клапан закрыт. Демпфирование осуществляется за счёт дросселирования жидкости при перетекании её через малые отверстия (менее мм), просверленные по оси поршня. В данной работе доклапанный режим работы демпфера не рассматривается, т.к. процесс дросселирования через малые отверстия постоянного сечения подробно рассмотрен в известной литературе по гидравлике [3; 4]. Рассматриваются только клапанные режимы работы демпфера, когда клапан открыт и его положение зависит от действующей силы.

После ремонта демпфер должен иметь заданную нормативными документами зависимость между величиной действующей силы и амплитудой колебания штока (силовую характеристику). График этой зависимости с допустимыми пределами показан на рис. 3.

Окончательный контроль работы демпфера после ремонта производится путём снятия силовой характеристики и проверки нахождения её в допустимом диапазоне. При снятии характеристики демпфера производится смена ролей [6]. Аргументом становится перемещение штока демпфера относительно корпуса. Сила, действующая на шток, становится функцией. На испытательном стенде осуществляются принудительные синусоидальные колебания корпуса относительно среднего положения с частотой, равной частоте вращения несущего винта, с разными значениями амплитуды. Производится измерение силы, действующей на шток демпфера в колебательном процессе. Для каждого значения амплитуды колебательного движения фиксируется максимальное значение силы, прилагаемой к штоку демпфера.



**Рис. 3.** Нормативные требования к отремонтированному демпферу: 1 – силовая характеристика «идеального» демпфера; 2 – верхняя граница допустимого диапазона; 3 – нижняя граница допустимого диапазона

В соответствии с технологией ремонта каждый клапан перед сборкой демпфера подвергается «проливке» при одном значении давления (15 кгс/см<sup>2</sup>). Получение нормированного расхода при этом давлении достигается изменением натяжения пружины. Практика показывает, что «проливка» только при одном значении давления не гарантирует расположения силовой характеристики демпфера в допустимом диапазоне. В качестве примера на рис. 4 приведены результаты стендовых испытаний конкретного демпфера.

Демпфер с выходящей за пределы силовой характеристикой возвращается на повторный ремонт. В результате увеличиваются продолжительность и стоимость ремонта.

Возврата на повторный ремонт можно избежать, если проводить «проливку» каждого клапана не в одной точке, а во всём диапазоне работы демпфера. Для снятия гидравлической характеристики клапана создаётся сравнительно простой стенд, представляющий собой гидравлическую сеть с испытуемым клапаном, в которой ступенчато (для установления стационарного течения) изменяется давление перед клапаном и производится замер расхода жидкости на «ступеньках» давления. Испытание клапана автоматизировано с вводом измеряемых параметров в компьютер и с выводом гидравлической характеристики клапана. Вид гидравлической характеристики показан на рис. 5.

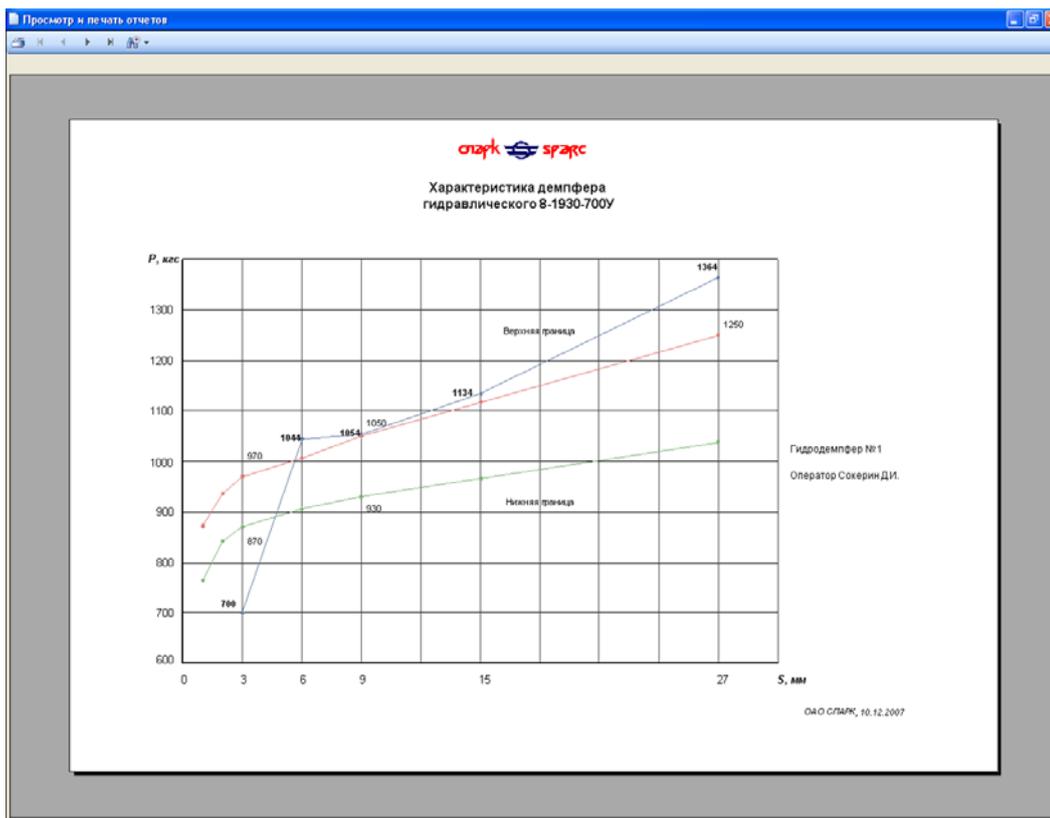


Рис. 4. Силовая характеристика демпфера с неисправностями

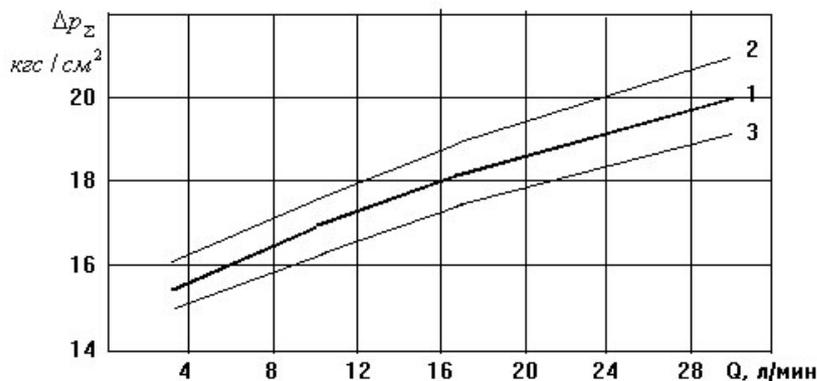


Рис. 5. Гидравлическая характеристика «идеального» клапана:

- 1 – зависимость перепада давления на клапане от расхода жидкости через клапан;
- 2 – верхний предел допустимого диапазона;
- 3 – нижний предел допустимого диапазона

Показанные на рис. 5 зависимости относятся к «идеальному» клапану. К клапану, у которого размеры всех деталей выполнены строго по чертежам при нулевых допусках, используемая пружина также «идеальна» и «идеальна» её предварительная затяжка. Гидравлические характеристики реальных клапанов будут отклоняться от характеристики «идеального» клапана. Допустимые отклонения для характеристики клапана можно получить из анализа нормированных отклонений силовой характеристики демпфера  $P = f(A)$ .

Соотношение между параметрами перемещаемой через клапаны жидкости и силовым воздействием на шток демпфера определяется из уравнения сохранения энергии.

Работа, производимая силой  $P$ , приложенной к штоку демпфера, тратится на преодоление разности давлений между камерами демпфера  $\Delta p$  некоторым количеством жидкости.

$$P * v = Q * \Delta p, \quad (1)$$

где  $Q$  – секундный расход жидкости через клапаны;  $v$  – скорость штока демпфера.

Камера слива соединена с атмосферой. Поэтому разность давлений между камерами демпфера  $\Delta p$  равна манометрическому давлению в замкнутой камере  $p_{ман}$ .

Сила, действующая на шток демпфера, равна

$$P = F * (p_{ман} + p_{атм}). \quad (2)$$

Используя соотношения (1) и (2), получим выражение для расхода жидкости через клапаны

$$Q_{\Sigma} = F * v * (1 + p_{атм} / p_{ман}).$$

Скорость перемещения штока демпфера

$$v = \frac{dx}{dt} = \omega \frac{dx}{d\varphi} = \omega * A \frac{d \cos \varphi}{d\varphi} = \omega * A * \sin \varphi.$$

При  $\varphi = \pi / 2$  скорость максимальна и равна  $\omega * A$ .

Таким образом, максимальный расход через клапаны соответствует максимальному давлению  $p_{ман}$  и равен

$$Q_{\Sigma} = F * \omega * A * (1 + p_{атм} / p_{ман}).$$

Расход жидкости через один клапан будет соответственно в четыре раза меньше, т.е.

$$Q = 0,25 * F * \omega * A * (1 + p_{атм} / p_{ман}). \quad (3)$$

Соотношения (2) и (3) позволяют определить для заданных максимальной силы воздействия на шток демпфера и амплитуды колебательного движения штока манометрическое давление жидкости в замкнутой камере демпфера и расход жидкости, перетекающей через каждый клапан из замкнутой камеры в камеру слива.

Поскольку давление в замкнутой камере демпфера связано однозначно с максимальной силой, действующей на шток (2), допустимые отклонения силовой характеристики демпфера легко перестраиваются в допустимые отклонения гидравлической характеристики клапана.

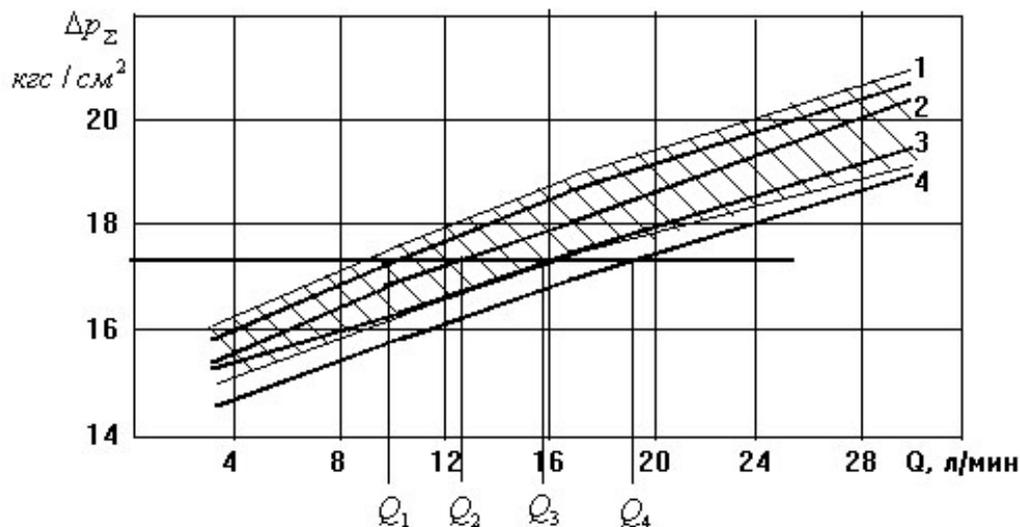
Наличие гидравлических характеристик клапанов позволяет решать важные для практики задачи.

В процессе ремонта сохраняется комплектность 4-х клапанов, работающих при движении штока «вперёд», и клапанов, работающих при движении штока «назад».

Если гидравлическая характеристика каждого клапана из комплекта не выходит за допустимые пределы, комплект клапанов передаётся на сборку демпфера с гарантией невыхода силовой характеристики демпфера за нормированные пределы.

Если характеристика хоть одного клапана выходит за допустимые пределы, производится проверка нахождения силовой характеристики демпфера с этим комплектом в допустимых пределах. Процедура проверки иллюстрируется на рис. 6.

Для различных значений  $\Delta p_{\Sigma}$  находятся соответствующие расходы жидкости через каждый клапан и подсчитывается их сумма  $Q_{\Sigma} = Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4$ . По величине  $\Delta p_{\Sigma}$  подсчитывается максимальная сила  $P$  (2), а по величине  $Q_{\Sigma}$  – соответствующая амплитуда  $A$  (3). Полученные точки проверяются на попадание в зону допустимых значений силовой характеристики демпфера. Если все найденные точки находятся в допустимом диапазоне (рис. 3), комплект передаётся на сборку.



**Рис. 6.** Пояснения к оценке комплекта клапанов: 1, 2, 3, 4 – гидравлические характеристики соответственно клапанов № 1, № 2, № 3, № 4; заштрихованная область соответствует допустимому диапазону силовой характеристики демпфера

Если комплект не обеспечивает допустимой силовой характеристики демпфера, производится замена одного или нескольких клапанов для получения приемлемой силовой характеристики демпфера. Выбор, какой клапан убрать и каким его заменить, зависит от возможностей производства, т.е. от количества «резервных» клапанов и их гидравлических характеристик. Алгоритм этого выбора индивидуален и зависит от перечисленных возможностей. После замены тем или иным способом клапана комплект проверяется на его соответствие требованиям по силовой характеристике демпфера. Если обнаруживается несоответствие, подбирается другой состав комплекта до тех пор, пока не будет подобран комплект, удовлетворяющий нормативным требованиям.

Для выявления причин значительного отклонения гидравлической характеристики клапана от нормы разработана и используется диагностическая математическая модель клапана. Суть модели – увязать вид гидравлической характеристики с неисправностями, которые оказались не устранёнными при ремонте. Среди возможных неисправностей – геометрические отклонения от нормы деталей, формирующих проточную часть клапана. Такими отклонениями могут быть глубокие риски и раковины на конических поверхностях, приводящие к изменениям проходных сечений проточной части клапана. Неправильная предварительная затяжка пружины и изменения коэффициента жёсткости пружины также могут явиться причинами отклонения гидравлической характеристики клапана от нормы.

Предварительно, по алгоритму, описанному выше, с помощью модели формируется банк гидравлических характеристик клапанов с возможными неисправностями (одной или несколькими). Путём сравнения реальной гидравлической характеристики неисправного клапана с характеристиками из банка находится характеристика, совпадающая в заданных пределах с реальной характеристикой. Помимо банка характеристик также предварительно формируется банк алгоритмов подстройки. В этом банке для каждой характеристики из банка характеристик имеется индивидуальный алгоритм дополнительной, более точной, подстройки характеристики модели к реальной характеристике за счёт изменения параметров, определяющих конкретную неисправность. По изменённым в модели параметрам по сравнению с «идеальными» и определяется неисправность (или неисправности) клапана.

Таким образом, введение «проливки» (снятия гидравлической характеристики) клапанов в полном диапазоне их работы исключает попадание на сборку демпфера клапанов, способных

негативно повлиять на силовую характеристику демпфера вплоть до выхода её за заданные пределы. Это обстоятельство исключило случаи разборки демпферов после сдаточных испытаний. В результате снизились себестоимость и продолжительность ремонта демпфера.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Володко А.М.** Вертолет в особой ситуации: монография. - М.: Транспорт, 1992.
2. **Володко А.М., Верховин М.П., Горшков В.А.** Вертолеты: справочник по аэродинамике, динамике полета, конструкции, оборудованию и технической эксплуатации. - М.: Воениздат, 1992.
3. **Ворожцов О.В.** Гидравлика с примерами решения задач: учебно-методическое пособие. - Псков: ПГПИ, 2008.
4. **Гиргидов А.Д.** Гидравлика (механика жидкости и газа): учебник для студентов вузов, обучающихся по техническим и технологическим специальностям. - СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2007.
5. **Идельчик И.Е.** Справочник по гидравлическим сопротивлениям / под ред. М.О. Штейнберга. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1992.
6. Контрольно-проверочный стенд КПС-27: руководство по эксплуатации. - СПб.: НПО «СПАРК», 2010.

#### DIAGNOSTIC MATHEMATICAL MODEL OF A HYDRAULIC DAMPER OF HELICOPTER ROTOR SLEEVE

**Borisov U.A., Solov'ev B.A.**

The article presents an example of the implementation of mathematical modeling in practice of overhaul of units of the helicopter hydraulic system. In particular, it sets out the methodology for constructing diagnostic mathematical model of a hydraulic damper rotor head. A procedure for the analysis of the hydraulic characteristics of the damper valve to determine the flow channel valve defects is suggested.

**Key words:** diagnostic model, hydraulic damper, diagnostics of the valve flow channels, hydraulic characteristics.

#### Сведения об авторах

**Борисов Юрий Александрович**, 1956 г.р., окончил РИИГА (1980), ВВИА им. Н.Е. Жуковского (1990), кандидат технических наук, председатель Совета директоров ОАО «СПАРК», автор 11 научных работ, область научных интересов – поддержание летной годности воздушных судов, современные технологии управления производствами в сфере авиационных услуг.

**Соловьёв Борис Александрович**, 1932 г.р., окончил ЛКВВИА им. А.Ф. Можайского (1956), заслуженный деятель науки и техники РСФСР, доктор технических наук, профессор СПб ГУГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов – поддержания летной годности воздушных судов, современные образовательных технологии.

УДК 629.73:662.75003(075.8)

## ВОСПЛАМЕНЯЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ РАЗРЯДОВ СТАТИЧЕСКОГО ЭЛЕКТРИЧЕСТВА ПРИ ЗАПРАВКЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ТОПЛИВОМ

Н.Е. СЫРОЕДОВ, В.Г. ПЕТУХОВ, Ф.Е. ШАРЫКИН

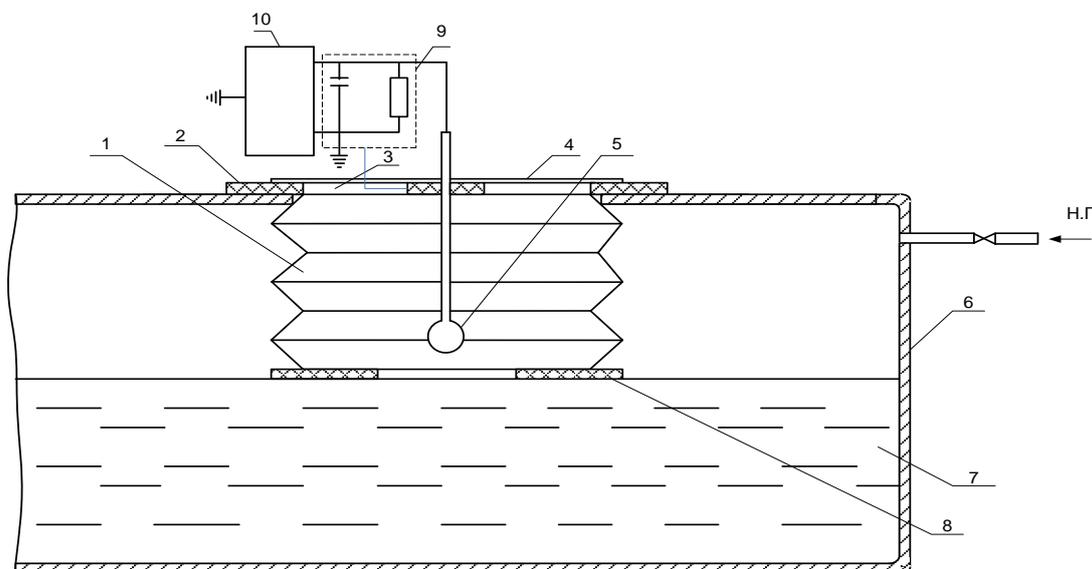
Статья представлена доктором технических наук, профессором Коняевым Е.А.

В статье рассматриваются вопросы совершенствования методической базы и результаты исследований воспламеняющей способности разрядов статического электричества в среде паров авиатоплива.

**Ключевые слова:** статическое электричество, воспламеняющая способность разрядов, авиатопливо, испытательный стенд.

При исследовании энергетических характеристик разрядов статического электричества (СЭ) важным является определение их воспламеняющей способности в среде паров нефтепродуктов. Под воспламеняющей способностью разрядов понимается величина заряда ( $g, \text{мкКл}$ ) в разрядном импульсе, способная поджечь горючую смесь.

Исследования воспламеняющей способности разрядов СЭ проводились на полномасштабном стенде [1; 2], имитирующем заправку воздушного судна (ВС) топливом от топливозаправщика. Принципиальная схема полномасштабного стенда с дополнительной камерой, изготовленной из диэлектрического материала в виде сиффона, для исследований воспламеняющей способности разрядов СЭ в среде топливовоздушной смеси представлена на рис. 1. Камеру устанавливали непосредственно в наливном баке с топливом. Верхней частью камера крепилась к панели, на которой монтировался электрод. Панель имела отверстия для выброса продуктов сгорания. Отверстия закрывались легко откидывающимися крышками. Нижняя часть камеры ограничивалась поплавком, имеющим отверстие диаметром 200 мм.



**Рис. 1.** Принципиальная схема полномасштабного стенда с камерой для исследований воспламеняющей способности разрядов СЭ при положительно заряженном топливе:

- 1 – сиффон; 2 – панель; 3 – отверстия для выброса продуктов сгорания;
- 4 – откидывающиеся крышки; 5 – электрод; 6 – наливной бак; 7 – топливо;
- 8 – поплавок; 9 – RC-цепочка; 10 – осциллограф с8-11

Заземление производили через схему измерения заряда в импульсе, состоящую из РС-цепочки и осциллографа с8-11. В исследованиях применялись сферические электроды диаметром 2, 5, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 80 мм.

Целью исследований являлось определение диаметра электрода, при котором возникали разряды СЭ, способные поджечь топливоздушную (горючую) смесь.

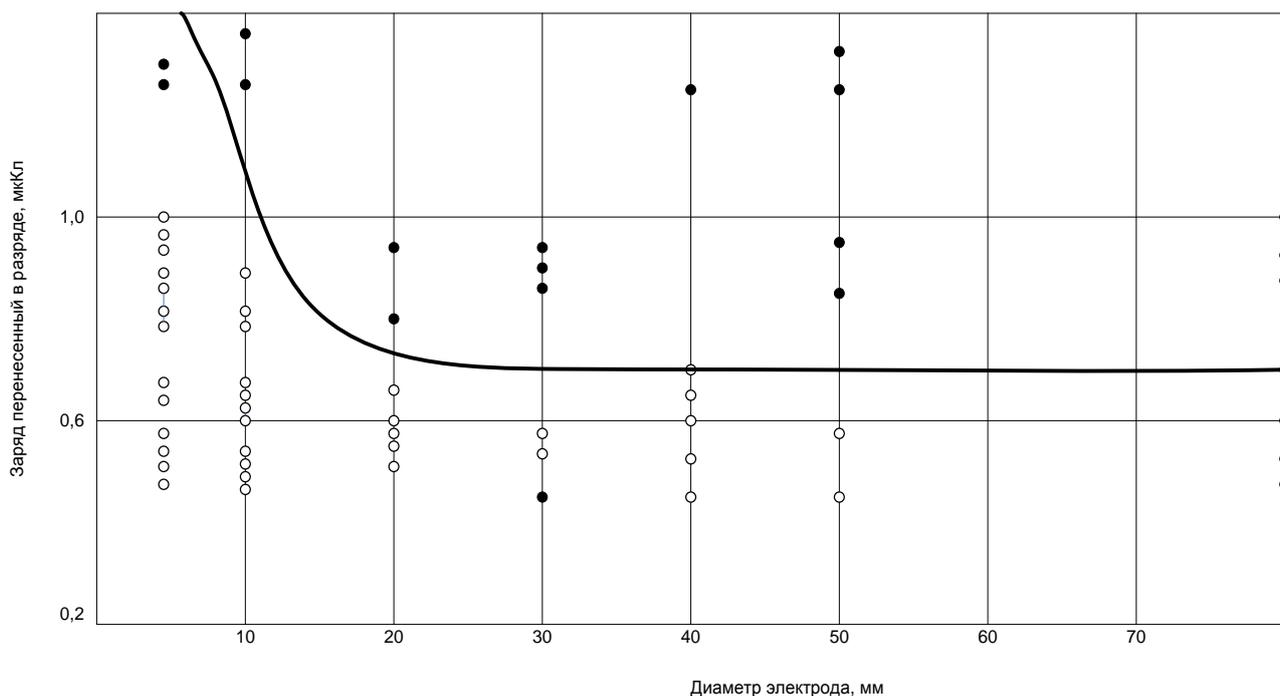
В качестве горючей смеси использовали бензино-воздушную или пропано-воздушную смесь. Эти смеси используются при испытании взрывозащищенного электрооборудования, работающего в средах II категории взрывоопасности, к которой относятся авиационные топлива [3].

При работе с камерой использовали смесь пропана с воздухом. Как показали предварительные исследования, состав бензино-воздушной смеси в камере быстро менялся, вероятно, из-за частичной растворимости при контакте с топливом.

Перед началом эксперимента определенное количество пропана вводили непосредственно в камеру для создания в ней концентрации, близкой к оптимальной.

Если при разряде СЭ между топливом и электродом смесь взрывалась, то продукты сгорания выбрасывались через отверстия в верхней части камеры. Для того чтобы избежать воспламенения во всем объеме заправляемого бака, пространство вокруг камеры заполнялось азотом. В целях безопасности применяли топливо Т-8, имеющее температуру вспышки не ниже + 55°C.

В результате исследований воспламеняющей способности разрядов СЭ, развивающихся между поверхностью положительно заряженного топлива и сферическим электродом, была получена следующая зависимость (рис. 2).

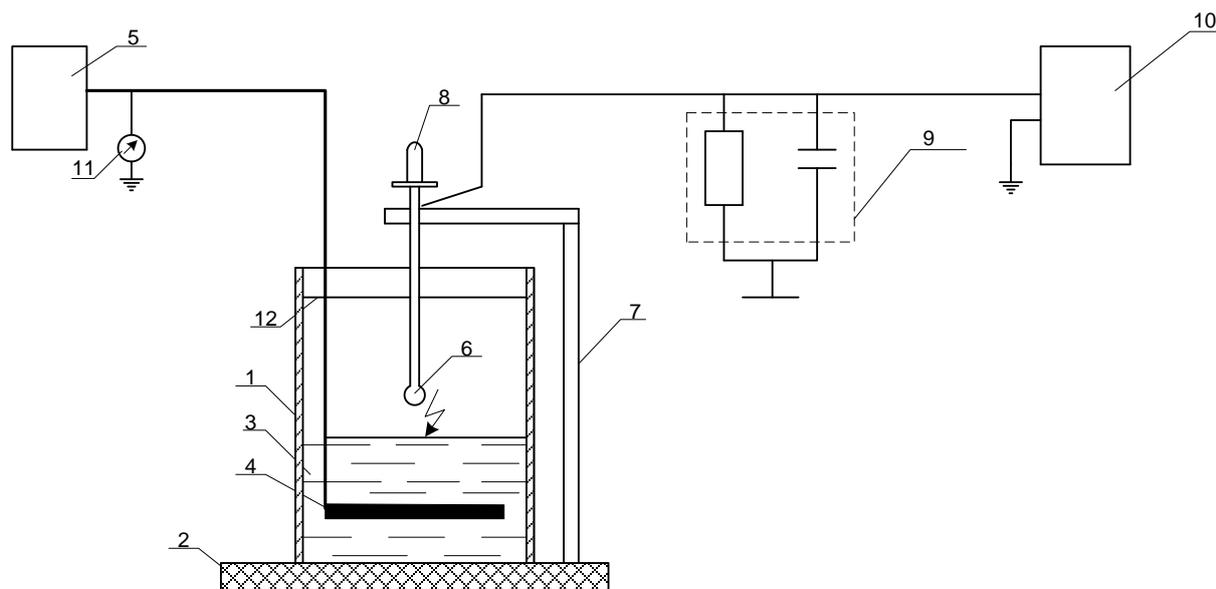


**Рис. 2.** Зависимость воспламеняющих значений перенесенного заряда от диаметра электрода при положительно заряженном топливе:

● - наличие воспламенения; ○ - отсутствие воспламенения

Зависимость воспламеняющих значений перенесенных зарядов от диаметра электрода получена при вероятности воспламенения, близкой к единице. При диаметрах электрода, меньших 20 мм, воспламеняющая способность разрядов СЭ резко падает, а при диаметре 20 мм и более она практически постоянна.

Большое количество экспериментальных данных, полученных на натурных стендах, а также непосредственных замеров при заправке самолетов показывает, что отечественные авиационные топлива при их прокачке через фильтры с бумажными фильтрующими элементами заряжаются положительно. При прокачке топлива через резиноканевые рукава без наличия фильтров, например, при дозаправке ВС в воздухе, топливо заряжается отрицательно [4]. В связи с этим целесообразно определение воспламеняющей способности разрядов, возникающей на поверхности не только положительно заряженного топлива, но и топлива, имеющего отрицательный заряд. Исследования при отрицательно заряженном топливе проводились на специальной лабораторной установке (рис. 3).

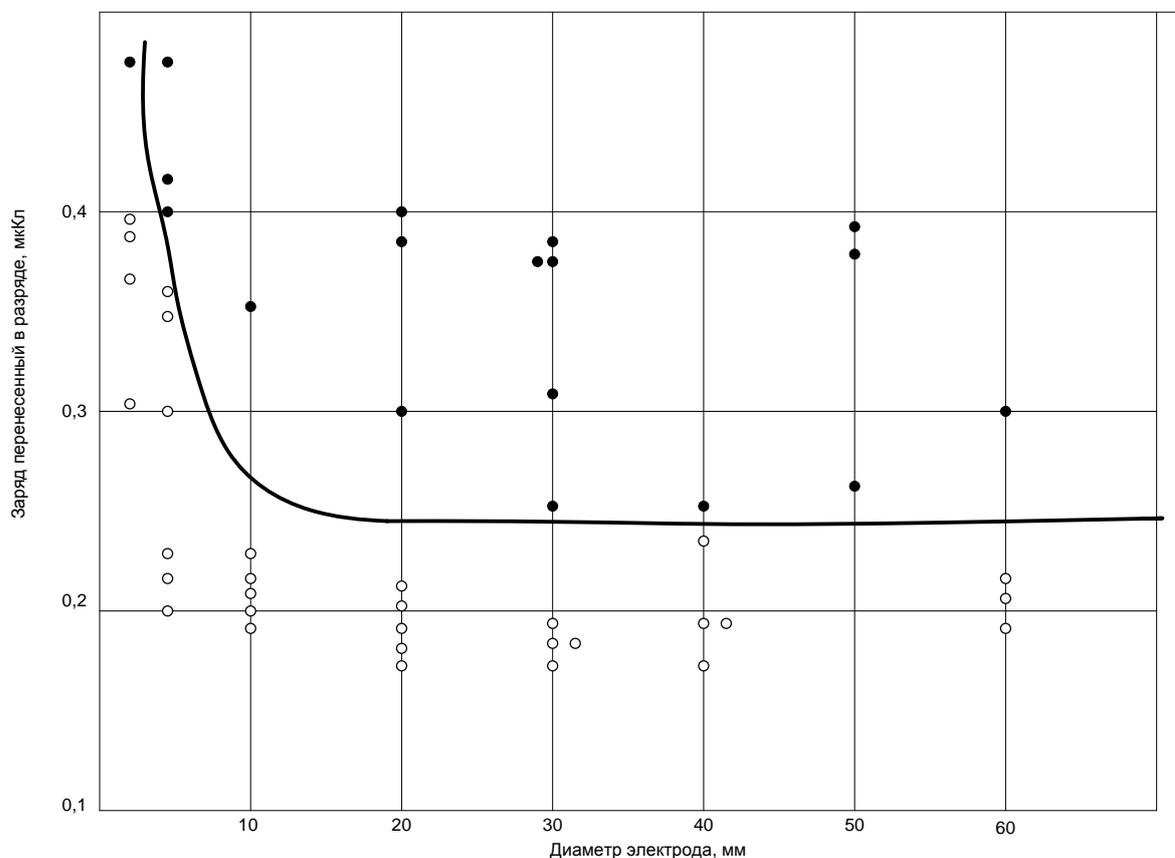


**Рис. 3.** Принципиальная схема лабораторной установки для исследований воспламеняющей способности разрядов СЭ при отрицательно заряженном топливе:

1 – диэлектрический сосуд; 2 – фторопластовый изолятор; 3 – топливо; 4 – пластина; 5 – высоковольтный источник АИИ-70; 6 – металлический электрод; 7 – стойка; 8 – диэлектрическая рукоятка; 9 – RC-цепочка; 10 – осциллограф с8-11; 11 – электростатический вольтметр с-96

Установка включала в себя диэлектрический сосуд цилиндрической формы диаметром 200 мм, установленный на фторопластовом изоляторе. В сосуд заливали топливо и заряжали его с помощью пластины, расположенной под поверхностью топлива от высоковольтного источника АИИ-70. Источник позволял заряжать топливо как положительным, так и отрицательным зарядом. Металлический электрод сферической формы укрепляли на специальной стойке, выполненной из диэлектрика. Диэлектрическая рукоятка позволяла изменять расстояние между поверхностью топлива и электродом. Электрод заземляли через схему измерения заряда в импульсе, состоящую из RC-цепочки и осциллографа с8-11. Измерения показали, что поверхность топлива после включения высоковольтной установки за доли секунды приобретала потенциал заряжающей пластины, который измерялся с помощью электростатического вольтметра с-96. Для определения воспламеняющей способности разрядов СЭ над поверхностью топлива, находящегося в сосуде, создавали горючую смесь пропана с воздухом. Состав смеси подбирали и контролировали таким же способом, как и при проведении исследований на натурном стенде. После приготовления горючей смеси топливо заряжали, и при достаточно мощном разряде, возникающем между электродом и поверхностью топлива, происходило воспламенение. В экспериментах на лабораторной установке использовали электроды с такими же характеристиками, что и в стендовых условиях.

Зависимость, полученная при разрядах с отрицательно заряженного топлива, приведена на рис. 4. На лабораторной установке было определено, что воспламеняющая способность разрядов, развивающихся между электродом и отрицательно заряженным топливом, существенно выше, чем разрядов с положительно заряженного топлива.



**Рис. 4.** Зависимость воспламеняющих значений перенесенного заряда от диаметра электрода при отрицательно заряженном топливе:  
● – наличие воспламенения; ○ – отсутствие воспламенения

Исследования показали, что в зависимости от диаметра электрода имеют место разряды СЭ, возникающие на поверхности топлива с энергией, воспламеняющей топливовоздушную смесь, а также, что воспламеняющая способность разрядов СЭ с поверхности заряженного топлива при положительной полярности зависит от диаметра электрода. При диаметре электрода 20 мм и более имеет место устойчивое воспламенение паров при минимальной энергии (около 0,7 мкКл), перенесенной в разряде. При размере электрода от 20 мм до 2 мм имеют место воспламеняющие разряды СЭ с большой энергией, перенесенной в разряде. При этом имеют место разряды СЭ с энергией, недостаточной для воспламенения топливовоздушной смеси.

При отрицательно заряженном топливе воспламеняющая способность разрядов СЭ приближается к воспламеняющей способности конденсированных разрядов между металлическими электродами [3]. Устойчивое воспламенение топливовоздушной смеси имеет место при возникновении разрядов СЭ на электроде диаметром 20 мм и более.

При положительно заряженном топливе воспламеняющая способность разрядов СЭ, вероятно, из-за уменьшения концентрации энергии в единице объема существенно ниже по сравнению с воспламеняющей способностью разрядов между электродом и отрицательно заряженным топливом.

Для дальнейших исследований воспламеняющей способности разрядов СЭ на полноразмерном стенде, имитирующем заправку ВС топливом, целесообразно учитывать приведенные в статье методические приемы исследований и использовать электроды диаметром 20 мм.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. **Мальшев В.В.** Результаты исследований опасности воспламенения топливо-воздушных смесей в самолетных баках от разрядов статического электричества при наземной заправке топливом / Мальшев В.В., Петухов В.Г., Григорьев В.А., Горелова В.Н., Петухова Г.И.: отчет №314-79-III.
2. **А.с. № 543318 СССР.** Камера для исследования воспламеняющей способности разрядов СЭ / В.Г. Петухов, В.А. Григорьев, В.В. Мальшев, Г.И. Петухова. - 1976.
3. **Веревкин В.Н., Бондарь В.А. и др.** Взрывобезопасность электрических разрядов и фрикционных искр / под ред. Кравченко В.С. - М.: Недра, 1976.
4. **Петухов В.Г.** Результаты стендовых испытаний по определению электризуемости топлив при их перекачке по схеме дозаправки изделия 045 в воздухе / Петухов В.Г., Мальшев В.В., Григорьев В.А., Охотников Г.Г., Горелова В.Н., Петухова Г.И., Бутылин В.П., Прохоров В.П., Пустырев О.Г.: отчет №31-75-III.

#### INFLAMMABLE ABILITY ELECTRIC DISCHARGE OF THE STATIC ELECTRICITY IN REFUELLING AIRCRAFT

Syrojedov N.E., Petuhov V.G., Sharykin F.E.

The article deals with the improvement of the methodical base and the results of the research in the field of inflammability of static electricity discharges in the environment of aviation fuel stream.

**Key words:** static electricity, discharges combustion ability, aviation fuel, test stand.

#### Сведения об авторах

**Сыроедов Николай Евгеньевич**, 1935 г.р., окончил КВИАУ ВВС (1961), кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», профессор кафедры авиатопливообеспечения МГТУ ГА, автор более 140 научных работ, область научных интересов – авиатопливообеспечение аэропортов, безопасность системы заправки ВС горюче-смазочными материалами.

**Петухов Валентин Георгиевич**, 1937 г.р., окончил МЭИ (1967), кандидат технических наук, старший научный сотрудник ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор 25 научных работ, область научных интересов – электростатическая безопасность системы заправки ВС горюче-смазочными материалами.

**Шарыкин Федор Евгеньевич**, 1983 г.р., окончил Ульяновское ВВТУ(ВИ) (2006), старший научный сотрудник ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор 15 научных работ, область научных интересов – безопасность нефтепродуктообеспечения, фильтрация рабочих сред систем авиационной техники.

УДК 629.7.036

## ОБ ОЦЕНКЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЛАЗЕРНЫМ ОПТИКО-АКУСТИЧЕСКИМ МЕТОДОМ

О.Н. КАРПЕНКО, В.С. ОЛЕШКО, А.В. ПОПОВ, В.М. САМОЙЛЕНКО

Рассмотрена возможность использования лазерной генерации поверхностной акустической волны в лопатках авиационных газотурбинных двигателей, регистрации, обработки и анализа параметров акустической волны с целью оценки возможности определения остаточных напряжений.

**Ключевые слова:** лазерный оптико-акустический метод, поверхностная акустическая волна, лопатка газотурбинного двигателя, остаточные напряжения.

### Введение

В настоящее время промышленностью обрабатываются программы, регламентирующие переход на техническую эксплуатацию авиационной техники (АТ) по состоянию [1]. Такой переход позволит существенно снизить стоимость и увеличить сроки эксплуатации АТ за счет наиболее полного использования работоспособности каждого конкретного изделия.

Широко применяемым в АТ авиадвигателем является газотурбинный двигатель (ГТД), в котором основным силовым элементом, ограничивающим ресурс АТ, являются лопатки ГТД. Далее в статье речь будет идти как о лопатках компрессора, так и о лопатках турбины ГТД. Основными причинами возникновения усталостных повреждений (трещин) в материале лопаток ГТД, приводящих к их досрочному снятию с эксплуатации, являются остаточные напряжения.

В связи с отсутствием эффективных методов оценки остаточного ресурса основных (ограничивающих ресурс) деталей АТ возникает необходимость разработки и внедрения современных методов оценки остаточных напряжений в лопатках ГТД. Существующие методы контроля напряженно-деформированного состояния элементов АТ условно разделяют на две группы: разрушающие и неразрушающие [2].

Проведенный анализ возможности использования разрушающих методов (гальваноэлектрический метод, метод Матара и др.) для диагностирования лопаток газотурбинных двигателей выявил, что данные методы имеют ряд недостатков: сложность применения, длительный процесс измерений, невысокая точность получаемых результатов и т. д. [2]. Но главным общим недостатком разрушающих методов является то, что для диагностики необходимо предварительно разрушить объект или безвозвратно изменить его характеристики.

Анализ возможностей неразрушающих методов определения остаточных напряжений (рентгеноструктурного метода, магнитной памяти металла, методов, основанных на фотоакустическом эффекте и др.) [2] выявил такие существенные недостатки, как: невозможность использования большинства методов в области пластической деформации и оценки глубинных слоев металла; не учитывается изменение структуры металла; требуется подготовка контролируемой поверхности и объектов контроля (зачистка, активное намагничивание, клейка датчиков и прочее); существует сложность определения положения датчиков контроля по отношению к направлению действия максимальных напряжений и деформаций и др.

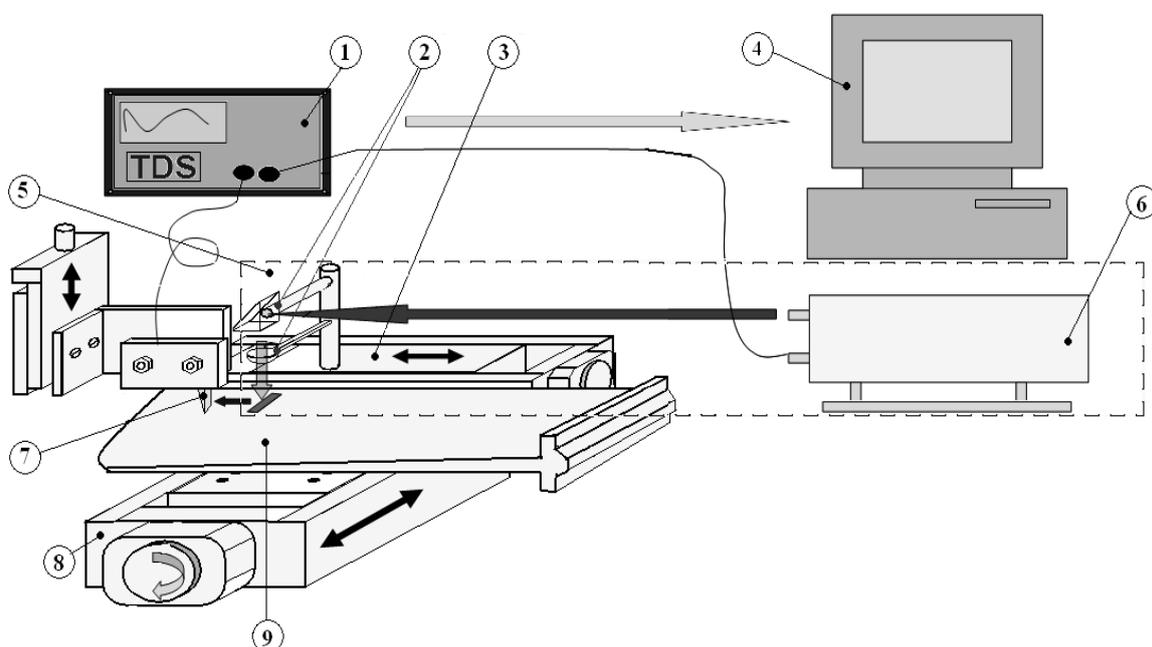
Особое положение среди неразрушающих методов занимают ультразвуковые методы, основанные на оптико-акустическом эффекте. Определение остаточных напряжений осуществляется по измерению времени задержки распространения продольных или сдвиговых акустических волн, поскольку механические напряжения приводят к изменению скорости звука в среде. Для этого требуется высокая точность измерения скорости звука [3]. Это достигается с исполь-

зованием коротких акустических импульсов, получаемых средствами лазерной оптико-акустики [3-6]. Но вопрос количественной оценки остаточных напряжений по изменению скорости звука в материале реальных конструкций является актуальным и малоизученным.

### Экспериментальные исследования

Для решения этой задачи нами исследовалась возможность использования лазерной генерации поверхностной акустической волны (ПАВ) в лопатках авиационных ГТД, регистрации, обработки и анализа параметров акустической волны с целью оценки возможности определения остаточных напряжений.

Разработанная экспериментальная установка, с помощью которой осуществлялась генерация ПАВ в исследуемых деталях и производилась регистрация акустического сигнала, представлена на рис. 1.



**Рис. 1.** Схема экспериментальной установки:

- 1 - цифровой осциллограф; 2 - система линз; 3 - подвижный столик с шаговым двигателем;  
4 - ПЭВМ; 5 - блок генерации ПАВ; 6 - лазер; 7 - пьезодатчик;  
8 - координатный столик установки; 9 - исследуемая лопатка

Методика экспериментальных исследований по измерению скорости ПАВ в лопатках ГТД заключалась в следующем. Исследуемая лопатка устанавливалась на координатный столик экспериментальной лабораторной установки. В зоне лопатки, подлежащей контролю, устанавливался клиновидный пьезоэлектрический приемник ПАВ с условием обеспечения сухого точечного контакта с поверхностью лопатки. Блок генерации ПАВ помещался на подвижный столик с шаговым двигателем, что дает возможность перемещать источник акустических волн с заданным шагом. Система линз, фокусирующая излучение на поверхности лопатки, настраивалась таким образом, чтобы линия фокусировки располагалась на расстоянии от 3 мм до 5 мм от зоны контакта датчика ПАВ с лопаткой, а направление распространения волны ПАВ совпадало с направлением, в котором необходимо измерять скорость ПАВ и соответственно определять наличие остаточных напряжений.

Для измерения скорости ПАВ применялся дифференциальный метод, схема и общий вид которого представлены на рис. 2, 3.

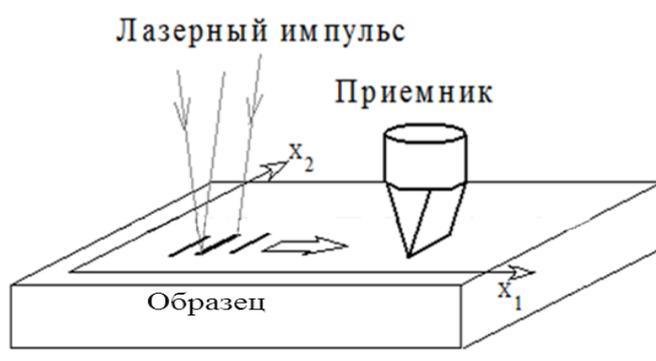


Рис. 2. Схема дифференциального метода измерений

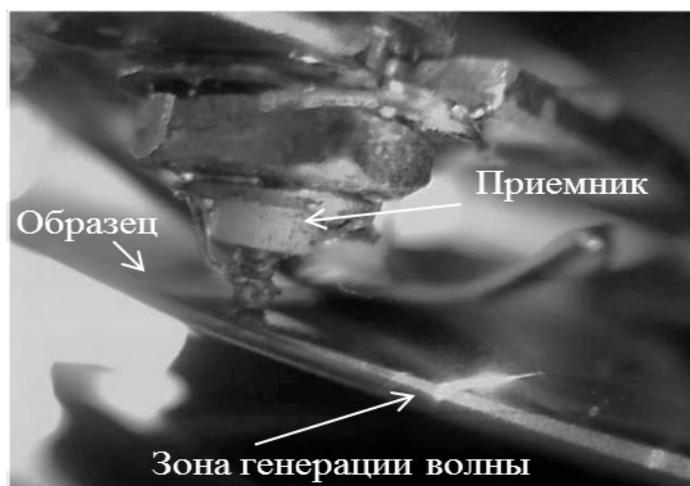


Рис. 3. Положение приемника и зоны возбуждения волны на лопатке

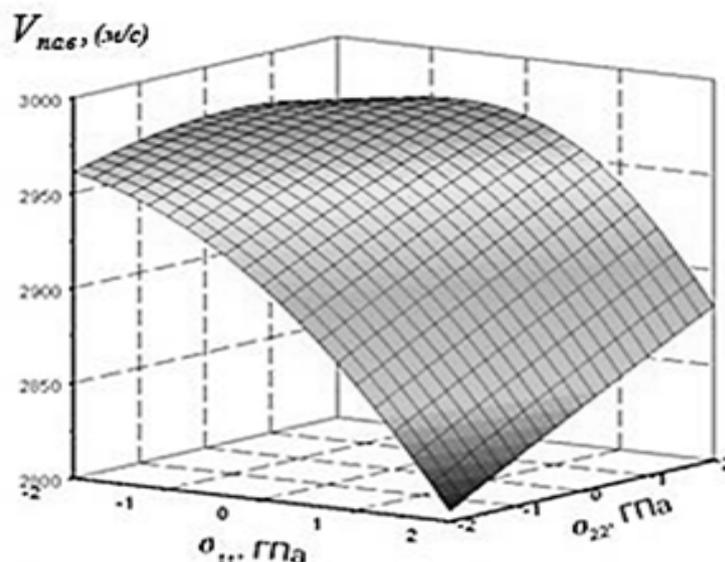
ПАВ на поверхности лопатки возбуждалась импульсным лазером и регистрировалась клиновидным пьезоэлектрическим приемником (рис. 2), после чего производилось измерение времени пробега этой волны. После генерации ПАВ расстояние источник-приемник увеличивалось на заданный шаг (100 мкм) и производилось новое измерение. Изменение зоны контроля производилось при перемещении лопатки с помощью системы перемещения координатного столика. Для каждой исследуемой зоны контроля в лопатке ГТД производилось не менее 30 измерений, что позволяло получить необходимую выборку для анализа. Далее с помощью фазового метода для данной зоны контроля определялась фазовая скорость поверхностной акустической волны  $C_R(\omega)$  [5].

Эффективность возбуждения ПАВ определяется временными и пространственными параметрами лазерного пучка, а также свойствами материала. Скорость ПАВ является функцией двух переменных, а именно, напряжений вдоль  $\sigma_{11}$  и поперек  $\sigma_{22}$  волнового вектора. Эта функция является нелинейной и имеет вид, представленный на рис. 4.

Решить нелинейную обратную задачу в общем виде затруднительно. Поэтому, линеаризуя функцию вблизи начала координат, т.е. заменяя криволинейную поверхность касательной плоскостью, получаем систему уравнений

$$\begin{cases} \frac{\Delta V_1}{V_1} = A\sigma_{11} + B\sigma_{22} \\ \frac{\Delta V_2}{V_2} = A\sigma_{22} + B\sigma_{11} \end{cases} \quad (1)$$

где  $V_{1,2}$  – скорости ПАВ в направлениях 1 и 2 соответственно;  $A$  и  $B$  – коэффициенты акустоупругости, зависящие от плотности и упругих модулей среды второго и третьего порядков.



**Рис. 4.** Зависимость ПАВ от действующих напряжений в образцах из сплава Д16

Решая систему (1) относительно  $\sigma_{11}$  и  $\sigma_{22}$ , получаем окончательные выражения, связывающие остаточные напряжения с относительными изменениями скоростей ПАВ

$$\begin{cases} \sigma_{11} = \frac{1}{A^2 - B^2} \left( A \frac{\Delta V_1}{V_1} - B \frac{\Delta V_2}{V_2} \right) \\ \sigma_{22} = \frac{1}{A^2 - B^2} \left( A \frac{\Delta V_2}{V_2} - B \frac{\Delta V_1}{V_1} \right) \end{cases} \quad (2)$$

Исследование возможности практического использования отношения (2) для определения напряжения в конструкциях лазерным оптико-акустическим методом затруднительно по причине неоднозначности определения коэффициентов  $A$  и  $B$  в связи с необходимостью решения задач нелинейной акустики [7; 8].

Поэтому предлагается для оценки величины остаточных напряжений измерять скорость ПАВ в ненагруженном образце из данного материала без остаточных напряжений  $V_0$ , а затем ее относительное изменение в исследуемом образце лазерным оптико-акустическим методом.

В связи с тем, что основным расчетным случаем нагружения лопаток ГТД является одноосное напряженное состояние (обусловленное в большей степени действием центробежных сил), измерение значения напряжений в лопатке ГТД необходимо определять от корневого сечения вдоль по перу лопатки. Задача определения компоненты напряжения  $\sigma_{11}$  сводится при этом к измерению скорости ПАВ  $V_1$ .

При оценке остаточных напряжений в лопатках авиационных газотурбинных двигателей необходимо аналитически определить расположение зон концентрации максимальных напряжений (рабочих или остаточных), а достоверность полученных результатов проверить расчетным или разрушающим методом.

Как правило, контроль остаточных напряжений в лопатках осуществляется после снятия рабочих нагрузок в условиях остаточного напряженно-деформированного состояния, когда напряжения и деформации могут иметь противоположный знак и другие значения по сравнению с рабочими. В данных условиях получаемые значения необходимо анализировать с учетом особенностей эксплуатации и характера рабочих нагрузок лопаток ГТД.

Решение таких задач возможно при комплексном подходе, включающем в себя этап моделирования напряженно-деформированного состояния лопаток газотурбинного двигателя с применением метода конечных элементов. Данный метод позволяет аналитически представить картину сложнапряженного состояния поверхностного слоя исследуемой лопатки и определить

возможные зоны концентрации критических напряжений. Для этого используются пакеты прикладных программ Solid Works и Cosmos или Unigraphics и Ansis. При этом определяются нагрузки, действующие на лопатку в процессе работы ГТД.

По полученному распределению напряжений в лопатках определяются зоны, в которых необходимо оценивать остаточные напряжения при диагностировании технического состояния лопаток ГТД.

Затем для экспериментального определения фактических численных значений напряженно-деформированного состояния в материале лопаток ГТД с помощью лазерного оптико-акустического метода необходимо установить корреляционные зависимости между значениями скоростей ПАВ и величинами остаточных напряжений в данном материале.

Для этого были проведены экспериментальные исследования остаточных напряжений в лопатках из сплава ВТ6 перспективного ГТД ПС-90А для военно-транспортного самолета Ил-76МД-90. Необходимым условием применения лазерного оптико-акустического метода для построения практических калибровочных характеристик конкретных деталей ГТД является использование в качестве образцов деталей из того же материала, с аналогичной механической и термической обработкой.

Для моделирования напряженно-деформированного состояния было использовано нагружение образцов изгибом. Сделано допущение, что ПАВ локализована в приповерхностном слое толщиной порядка длины волны (в нашем случае – порядка 100 мкм), что существенно меньше толщины исследуемого образца  $h=3$  мм.

Для проведения измерений скорости ПАВ в лопатках ГТД использовалась разработанная экспериментальная лабораторная установка, представленная на рис. 1, в которой вместо координатного столика для размещения образца использовалось устройство для изгибного нагружения образцов (рис. 5).

Нагружение осуществлялось ступенчато таким образом, чтобы отклонение конца пластины  $d$  от исходного (ненапряженного) положения изменялось с шагом 0,5 мм. При таком нагружении напряжение в области измерения на поверхности образца описывается формулой (в приближении Эйлера-Бернулли [9])

$$\sigma = \frac{3dh}{2L^3} E(L-x), \quad (3)$$

где  $h=3$  мм – толщина образца;  $E$  – модуль Юнга, для сплава ВТ6  $E=104$  ГПа.

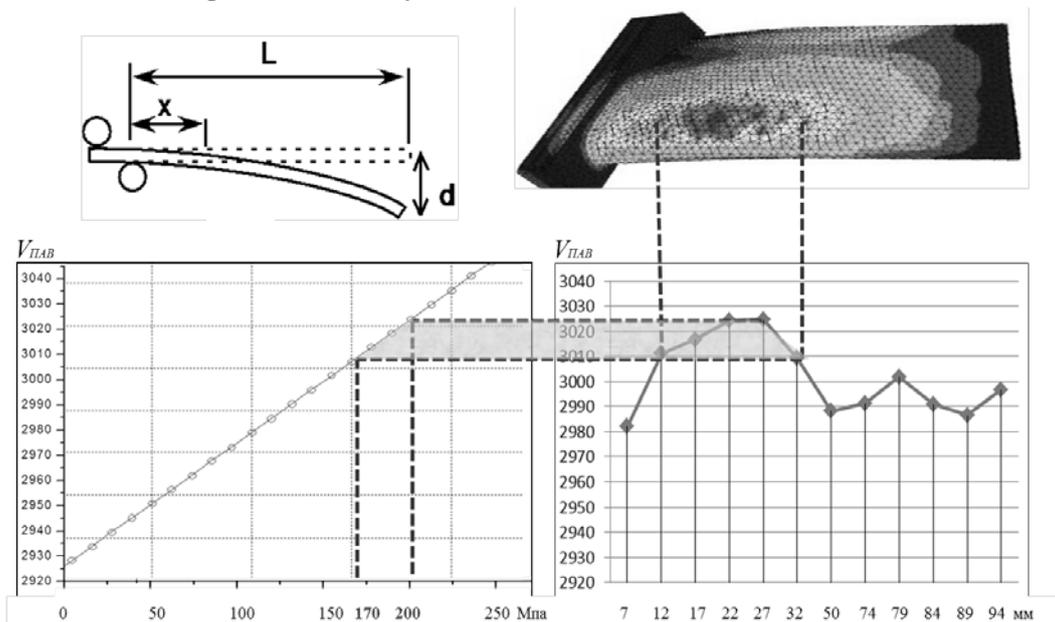


Рис. 5. Распределение напряженно-деформированного состояния в лопатке

## Результаты экспериментов и их обсуждение

В ходе проведенных исследований были получены результаты в виде зависимости скорости поверхностной акустической волны от напряжения в исследуемой области образца (рис. 5). После проведения измерений производилось сопоставление полученных результатов скоростей ПАВ в исследуемых лопатках с результатами моделирования напряжения для данного материала (рис. 5).

Анализ полученных данных (рис. 5) показывает, что изменение скорости ПАВ от корневого сечения по перу лопатки соответствует характеру распределения напряжения в лопатке ГТД, пунктирной линией выделено численное значение напряжения, соответствующее данной скорости ПАВ.

Используя данный подход, можно по значениям скоростей поверхностной акустической волны получить картину распределения остаточных напряжений для лопаток различных ГТД.

## Заключение

Таким образом, основные разделы методики оценки остаточных напряжений в лопатках ГТД лазерным оптико-акустическим методом имеют вид:

1. Моделирование напряженно-деформированного состояния для исследуемого материала методом искусственного нагружения.

2. Определение зон концентрации напряжений в лопатках ГТД при помощи метода конечных элементов.

3. Оценка остаточных напряжений в лопатках ГТД на основании данных оптико-акустического контроля.

Для выполнения условия прочности лопаток ГТД сумма значений от действующих напряжений в лопатках при эксплуатации авиационного двигателя  $\sigma_{раб}$  и значений остаточных напряжений, полученных с помощью лазерного оптико-акустического метода  $\sigma_{ост}$ , должна соответствовать следующему условию

$$\sigma_{\sigma} > \sigma_{раб} + \sigma_{ост}, \quad (4)$$

где  $\sigma_{\sigma}$  – предел прочности материала конструкции.

При выполнении данного условия (4) лопатки ГТД допускаются к дальнейшей эксплуатации.

Таким образом, разработанная методика оценки остаточных напряжений на основе лазерного оптико-акустического метода позволяет повысить достоверность определения напряженно-деформированного состояния лопаток на этапах производства и ремонта ГТД.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Лозицкий Л. П., Янко А.К., Лапшов В.Ф. Оценка технического состояния авиационных ГТД. - М.: Транспорт, 1982.
2. Лозовский В.Н, Бондал Г.В., Каксис А.О. Диагностика авиационных деталей. - М.: Машиностроение, 1988.
3. Ивочкин А.Ю., Карабутов А.А., Лямшев М.Л., Пеливанов И.М., Рохатги У., Субудхи М. Измерение распределения скорости продольных акустических волн в сварных соединениях лазерным оптикоакустическим методом // Акустический журнал. - 2007. - Т. 53. - № 4. - С. 1 – 8.
4. Гусев В.Э., Карабутов А.А. Лазерная оптоакустика. - М.: Наука, 1991.
5. Девиченский А.Ю., Ломоносов А.М., Жаринов С.Е., Михалевич В.Г. Диагностика остаточных напряжений в металлах с помощью широкополосных поверхностных акустических импульсов // Акустический журнал. - 2009. - Т. 55. - № 1. - С. 39 – 46.
6. Lomonosov A., Mayer A., Hess P. Laser-based surface acoustic waves in material science // Experimental Methods in the Physical Sciences, Academic Press, New York. 2001. V. 39. P. 65 – 134.
7. Мишакин В.В. Исследование влияния пластического деформирования на эффект акустоупругости // Нелинейный мир. - 2009. - Т. 7. - № 10. - С. 787–791.

**8. Курашкин К.В., Мишакин В.В.** Способ контроля уровня остаточных напряжений в сварных соединениях труб // Вестник научно-технического развития. - 2012. - Т. 54. - № 2. - С. 11 – 17.

**9. Манита А.Д.** Теория вероятностей и математическая статистика. - М.: Издательский отдел УНЦ ДО. - 2001.

## **ESTIMATION OF THE STRESS-STRAIN STATE OF A GAS TURBINE ENGINE BLADES BY LASER OPTICAL-ACOUSTIC METHOD**

**Karpenko O.N., Oleshko V.S., Popov A.V., Samoylenko V.M.**

Possibility of the use of the laser generation of surface acoustic waves in the blades of aircraft gas turbine engines, registration, processing and analysis of the acoustic waves parameters to assess the possibility of determination of residual stresses is considered.

**Key words:** laser optical-acoustic method, surface acoustic wave, gas turbine engine blade, residual stresses.

### **Сведения об авторах**

**Карпенко Олег Николаевич**, 1979 г.р., окончил Ставропольское ВВАИУ (2005), старший научный сотрудник ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 12 научных работ, область научных интересов - техническая диагностика и неразрушающий контроль конструкций ответственного назначения.

**Олешко Владимир Станиславович**, 1975 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2003), кандидат технических наук, профессор учебного военного центра при МАИ, автор более 40 научных работ, область научных интересов - неразрушающий контроль деталей авиационной техники.

**Попов Алексей Владимирович**, 1973 г.р., окончил Ростовское ВВКИУ РВ им. М.И. Неделина (1995), доцент, доктор технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», автор более 140 научных работ, область научных интересов — техническая диагностика и неразрушающий контроль конструкций ответственного назначения.

**Самойленко Василий Михайлович**, 1965 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1985), доктор технических наук, профессор, декан механического факультета МГТУ ГА, автор более 100 научных работ, область научных интересов - неразрушающий контроль деталей авиационной техники.

УДК 620.179.18

## О ВОЗМОЖНОСТИ ОЦЕНКИ МИНИМАЛЬНОГО ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА МЕТАЛЛОКОНСТРУКЦИЙ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ПРОБНОГО НАГРУЖЕНИЯ С КОНТРОЛЕМ АКУСТИЧЕСКОЙ ЭМИССИИ

О.Е. ЗУБОВ

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Самойленко В.М.**

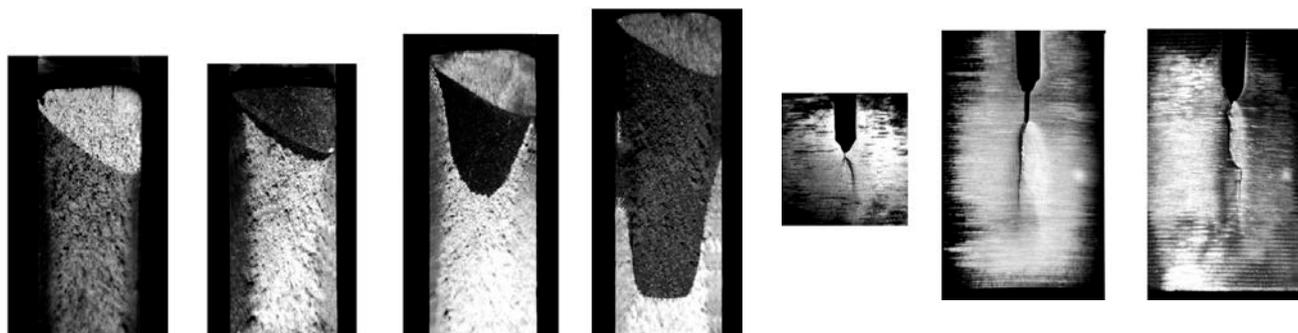
Для оценки минимального остаточного ресурса металлоконструкций предложен новый подход при использовании результатов испытаний металлоконструкций с применением метода акустической эмиссии и результатов испытаний материалов при определении критериев трещиностойкости в лабораторных условиях.

**Ключевые слова:** акустическая эмиссия, трещиностойкость, остаточный ресурс.

Одной из проблем, ограничивающих эффективность применения акустической эмиссии (АЭ) для оценки технического состояния конструкций, является отсутствие непосредственной количественной связи результатов контроля с остаточным ресурсом проверяемых объектов. Вместе с тем, как показывают результаты исследований работоспособности и долговечности металлоконструкций, возможна оценка их минимального остаточного ресурса. Такая оценка базируется на использовании характеристик трещиностойкости материалов и положительных результатов контроля металлоконструкций пробным нагружением с применением АЭ.

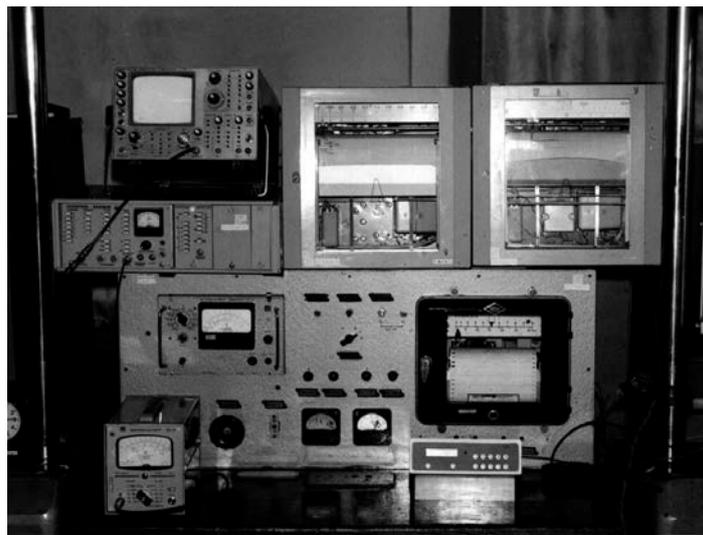
В настоящее время известны методы оценки ресурса металлоконструкций, основанные на анализе скорости развития процессов, которые способны приводить к отказам с течением времени. К наиболее опасным процессам, которые могут развиваться скрытно и приводить к внезапным авариям, относится распространение трещин. Поэтому срок службы (ресурс) многих металлоконструкций ограничивается именно временем развития трещин от исходных до критических размеров. Для оценки этого времени необходимы сведения о микротрещинах или трещиновидных и других дефектах, которые всегда имеются в реальных конструкциях, а также сведения о кинетике распространения трещин и трещиностойкости конструкционных материалов.

Наиболее сложную задачу представляет оценка исходных размеров трещины, поскольку она должна учитывать разнообразные индивидуальные особенности конструкции (ориентацию и размеры дефектов (рис. 1), неоднородность свойств материалов, остаточные напряжения и другие).

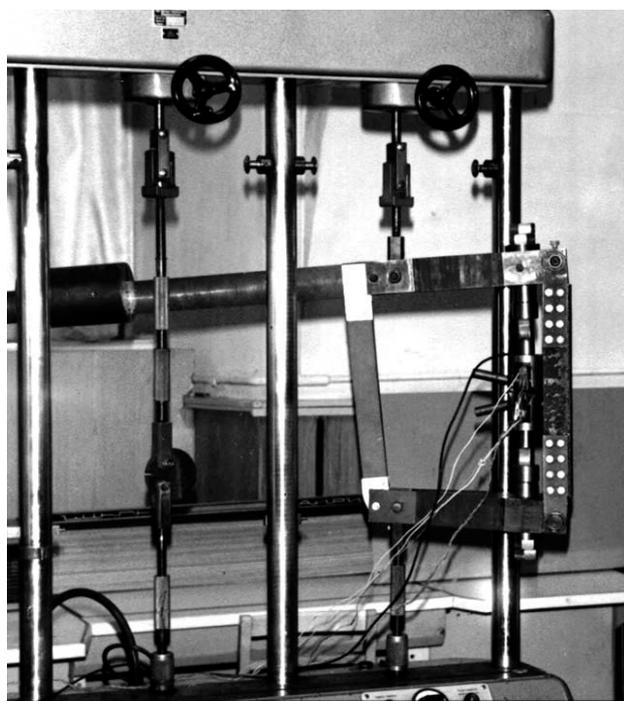


**Рис. 1.** Фотографии изломов образцов стали 35ХНЗМФА с термическим окрашиванием на разных стадиях роста трещины и поверхностные признаки распространения трещины

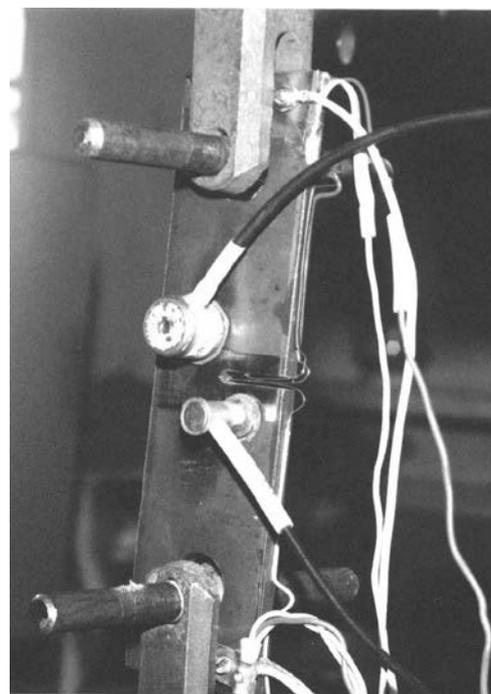
В настоящее время применяемые методы оценки ресурса предусматривают испытания пробными нагрузками металлоконструкций и определение трещиностойкости материалов в лабораторных условиях (рис. 2).



а



б

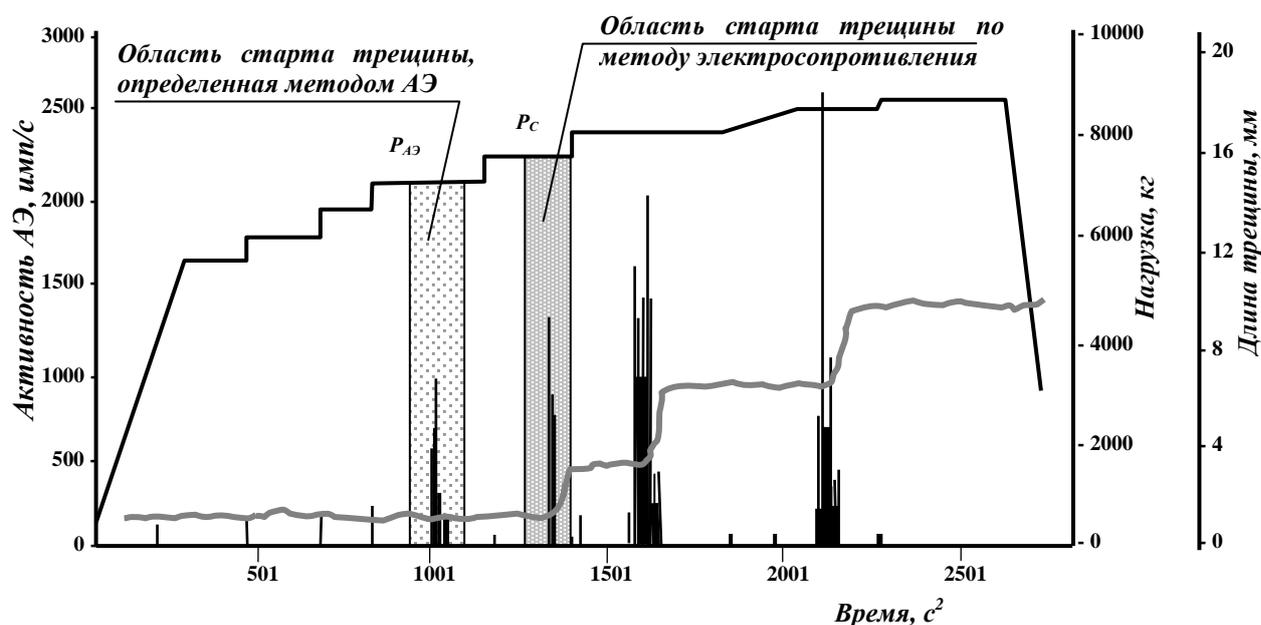


в

**Рис. 2.** Оборудование для регистрации роста трещины: *а* – аппаратура метода электросопротивления и акустической эмиссии; *б* – силовая установка на замедленное разрушение с образцом материала; *в* – образец внецентренного разрушения (ВР) с датчиками АЭ

Вместе с тем, такая методика имеет ряд недостатков. В ходе пробного нагружения, если не используется АЭ, возможно скрытое трещинообразование в проверяемой конструкции. В таком случае скрытое развитие трещин может продолжаться и при более низких, чем испытательные, рабочих нагрузках. Кроме того, исходный размер трещин, которые могут оставаться после испытаний, оценивается по критическим значениям коэффициентов интенсивности напряжения исходя из принципа «разрушился - не разрушился». Но как показали результаты лабораторных

испытаний металлических образцов с трещинами (рис. 3), АЭ обнаруживает начало роста трещин намного раньше, чем происходит окончательное разрушение (до 30% от разрушающей нагрузки). Большая заблаговременность обнаружения роста трещин АЭ позволяет предложить новую методику оценки остаточного ресурса, которая даст возможность полнее использовать реальную работоспособность и долговечность металлоконструкций. Основная особенность методики заключается в оценке исходных размеров трещины в случае отсутствия активных сигналов АЭ (положительных результатов испытаний). Если сигналы отсутствуют, это означает, что оставшиеся в конструкции дефекты имеют размеры менее 0,3 от критических. При этом одновременно учитывается возможность неблагоприятного сочетания различных скрытых факторов, способствующих развитию трещин.



**Рис. 3.** Зависимость активности АЭ и роста трещины во времени при ступенчатом нагружении образца ВР из стали 35ХНЗМФА

Вместе с тем, такая методика позволяет оценить только минимальный остаточный ресурс. Она не учитывает инкубационный период (он может быть в несколько раз больше минимального ресурса). Реальные размеры трещин в металлоконструкции могут быть меньше, чем рассчитываемые по методике. Поэтому срок службы металлоконструкции будет равен или больше, чем расчетный.

Практическая реализация данного подхода показала, что поведение различных металлоконструкций в условиях эксплуатации соответствует расчетным оценкам по предлагаемой методике.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Основы технического диагностирования объектов военной техники: учеб. пособие / под ред. А.И. Гневко. - М.: ВА РВСН им. Петра Великого, 2013.
2. ГОСТ 27655-88. Акустическая эмиссия. Термины, определения, обозначения. - М.: Изд-во стандартов, 1988.
3. ГОСТ 9.903-81. Единая системы защиты от коррозии и старения. Стали и сплавы высокопрочные. Методы ускоренных испытаний на коррозионное растрескивание. - М.: Изд-во стандартов, 1982.

---

**POSSIBILITY OF ESTIMATION OF METALWARE REMAINING LIFE ON BASIS OF TEST  
LOADING RESULTS WITH ACOUSTIC EMISSION MONITORING**

**Zubov O.E.**

A new approach to metalware minimal remaining life estimation using metalware test results with acoustic emission method and materials test results with fracture strength criterion detection in laboratory environment is suggested.

**Key words:** acoustic emission, fracture strength, remaining life.

**Сведения об авторе**

**Зубов Олег Евгеньевич**, 1965 г.р., окончил Краснодарское ВВКИУ РВ (1987), кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА МГТУ ГА, автор 26 научных работ, область научных интересов – техническая диагностика металлоконструкций и неразрушающий контроль методом акустической эмиссии.

УДК 678

## ВОПРОСЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЕРМОПЛАСТИЧНЫХ РУКАВОВ ДЛЯ НЕФТЕПРОДУКТОВ В УСЛОВИЯХ ХОЛОДНОГО КЛИМАТА

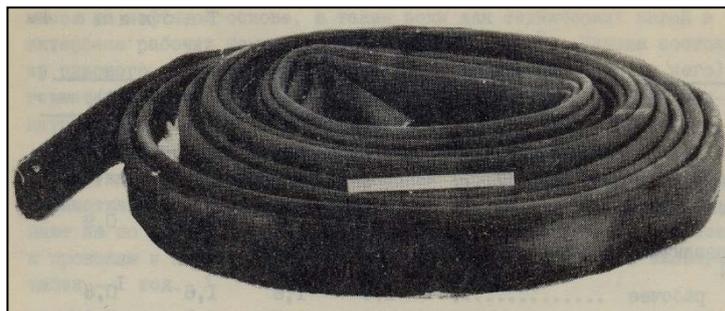
Ю.Н. РЫБАКОВ, О.Д. ХАРЛАМОВА, С.И. ЧИРИКОВ

Проведена оценка возможности использования напорных термопластичных рукавов в условиях Арктики и Крайнего Севера. На основе проведённых исследований сделан вывод, что замена резинотканевых рукавов на термопластичные позволит снизить в 2,5 раза их материалоемкость, расширить на 10-15<sup>0</sup>С температурный диапазон рабочих температур, исключить влияние материала рукава на качество горючего, повысить прочностные характеристики и сроки эксплуатации.

**Ключевые слова:** напорные термопластичные рукава, материалоемкость, качество горючего, температура хрупкости, проницаемость, односторонний контакт.

Разработка рукавов для нефтепродуктов, позволяющих обеспечить надежное функционирование техники в условиях холодного климата, является актуальной научно-технической задачей [1].

Существующие рукава (рис. 1), серийно выпускаемые и поставляемые для нужд ВС РФ, а также их аналоги (в гражданском секторе экономики) обладают следующими основными недостатками:



**Рис. 1.** Круглотканый рукав для горючего

- низким уровнем надёжности (наработка на отказ в ходе эксплуатации должна составлять не менее 1000 ч (получено при эксплуатации - не более 300 ч), срок службы рукавов по техническим условиям производителей рукавов - 1...2,5 г;

- существенным влиянием материалов на качество горючего при статическом контакте (рукава не должны влиять на качество горючего, при испытаниях получено превышение предельно-допустимых значений отдельных показателей качества горючего после контакта с рукавами в 4 и более раз);

- влиянием перекачиваемого горючего на физико-механические характеристики материалов рукавов (недопустимое снижение адгезии внутреннего и внешнего слоев, вымывание сажи и пластификаторов из резин, снижение электропроводности);

- несоответствие уровня климатического исполнения рукавов уровню климатического исполнения образцов ВВТ (требуемая нижняя рабочая температура рукавов - минус 60<sup>0</sup>С, получено при испытаниях - минус 40<sup>0</sup>С).

Новое поколение рукавов должно отличаться от серийно выпускаемых по следующим основным параметрам:

- применяемым материалам (стойким к воздействию горючего и внешних возмущающих факторов, не ухудшающих качество горючего, обладающих необходимым уровнем надёжности и морозостойкостью);

- конструкции рукавов (обеспечивающей для рукавов исключение рабочей операции «откачивание горячего из рукава после заправки летательного аппарата», возможность применения различной концевой арматуры).

Термопластичный полиуретан (ТПУ) широко применяется во многих областях техники как универсальный заменитель резины, каучука, металла, пластика, кожи и др. Именно этот полимерный материал обеспечивает целый ряд преимуществ изготовленным на его основе плоскостворачиваемым рукавам фирмы «MILROY BUSINESS MANAGEMENT» Ltd (рис. 2).



**Рис. 2.** Рукав напорный для нефтепродуктов Chemicoil 600 (K42) 4" производства фирмы "MILROY BUSINESS MANAGEMENT" LTD

По данным фирмы-производителя [2] рукава рассчитаны на работу в широком диапазоне температур (минус 50°C - плюс 70°C), в любых климатических условиях, на любой местности, даже на воде (рукава обладают плавучестью). Рукава являются маслостойкими, пригодны для использования в агрессивных средах. Могут использоваться для перекачки воды, нефти, нефтепродуктов и других жидкостей.

В соответствии с программой и методикой испытаний [3] авторы провели испытания рукава напорного для нефтепродуктов Chemicoil 600 (K42) 4" (102 мм) производства фирмы "MILROY BUSINESS MANAGEMENT" LTD для бункеровки судов на соответствие требованиям Министерства обороны Российской Федерации и возможности его использования в условиях Арктики и Крайнего Севера.

Испытания проводились в 4 этапа [4].

На этапе 1 определяли проницаемость  $P_{\max}$ , г/м<sup>2</sup>сут. топлива ДТ через исследуемый рукав в соответствии с патентом РФ № 2310841 от 25.08.2006 г. «Способ оценки возможности использования многослойного полимерного материала для изготовления технических средств нефтепродуктообеспечения».

На этапе 2 оценивали физико-механические свойства (разрывную нагрузку, сопротивление раздиру, прочность связи между слоями при расслоении, морозостойкость, сопротивление проколу) образцов рукава до воздействия топлива ДТ (в исходном состоянии).

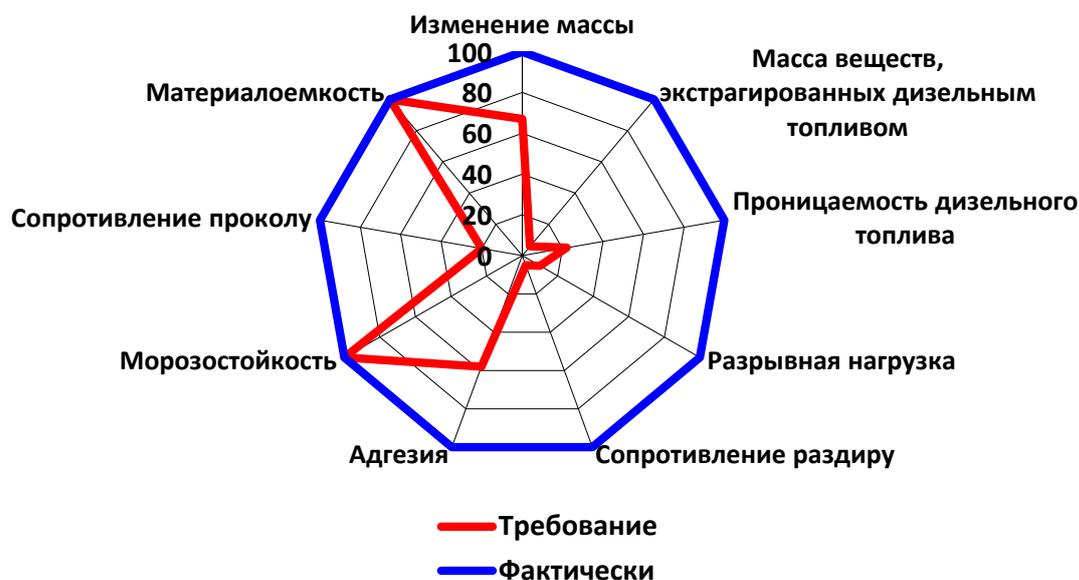
На этапе 3 определяли стойкость рукава к воздействию топлива ДТ по изменению указанных физико-механических показателей после контакта с топливом.

На этапе 4 определяли стойкость рукава к воздействию топлива ДТ по изменению физико-механических показателей после контакта и последующего испарения топлива.

Результаты испытаний представлены на рис. 3.

Проницаемость топлива ДТ через материал рукава в течение 15 сут. при температурах (23±2)<sup>0</sup>С и (50±2)<sup>0</sup>С составила 1 г/м<sup>2</sup>сут. и 22 г/м<sup>2</sup>сут.

Прочностные характеристики материала рукава: разрывная нагрузка, сопротивление раздиру, прочность связи между слоями как до, так и после воздействия топлива ДТ остались в пределах требований.



**Рис. 3.** Результаты испытаний рукава напорного для нефтепродуктов Chemicoil 600 (K42) 4" (102 мм) производства фирмы "MILROY BUSINESS MANAGEMENT" LTD

Температурный предел хрупкости внутреннего и наружного покрытий рукава как в исходном состоянии, так и после воздействия и последующего испарения дизельного топлива не изменился – ниже минус  $60^{\circ}\text{C}$ .

Температура хрупкости при сдавливании образца, сложенного петлей, определялась на образцах внутреннего и наружного покрытий рукава, отслоенных от ткани. Определено, что температура хрупкости внутреннего и наружного покрытий до воздействия топлива ДТ составила минус  $62^{\circ}\text{C}$  и минус  $61^{\circ}\text{C}$  соответственно. После воздействия и последующего испарения дизельного топлива температура хрупкости покрытий практически не изменилась.

Оценка морозостойкости материала рукава при статической нагрузке сжатия проводилась в климатической камере СМ-60/75-250-ТХ.

После выдержки образцов рукава в течение 2 ч при температуре минус  $60^{\circ}\text{C}$  целостность наружного и внутреннего покрытий не нарушилась.

Исследования стойкости рукава к воздействию дизельного топлива показали, что при одностороннем контакте материала рукава с топливом ДТ при температурах  $(23\pm 2)^{\circ}\text{C}$  и  $(50\pm 2)^{\circ}\text{C}$  изменение массы остается в пределах требований (не более 20%), а максимальное значение не превышает 6%.

Масса веществ, экстрагированных топливом ДТ из материала рукава при одностороннем контакте, отсутствует.

При исследовании стойкости наружного и внутреннего покрытий рукава, отслоенных от ткани, к воздействию топлива ДТ по изменению массы методом погружения при температуре  $(70\pm 2)^{\circ}\text{C}$  в течение 120 ч определено, что показатель остается в пределах требований и составляет 13,4% и 12,9% соответственно.

Масса веществ, экстрагированных топливом ДТ из наружного и внутреннего покрытий, незначительна и составляет 0,6% и 0,5% соответственно.

Сопротивление проколу составляет 104 Н при требовании не менее 20 Н.

По результатам лабораторных испытаний с дизельным топливом установлено, что рукав напорный для нефтепродуктов Chemicoil 600 (K42) 4" (102 мм) производства фирмы "MILROY BUSINESS MANAGEMENT" LTD соответствует требованиям Министерства обороны Российской Федерации.

Замена резиновых покрытий рукавов на термопластичные позволит снизить в 2,5 раза материалоёмкость, расширить на 10-15<sup>0</sup>С температурный диапазон рабочих температур, исключить влияние материала рукава на качество горючего, повысить прочностные характеристики и сроки эксплуатации.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Основы государственной политики Российской Федерации в Арктике на период до 2020 года и дальнейшую перспективу: постановление Президента РФ от 18 сентября 2008 г. [Электронный ресурс] URL: <http://www.rg.ru/2009/03/30/arktika-osnovy-dok.html> (дата обращения: 11.03.2014).

2. Трубопровод ПМТ - Композит из плосковорачиваемых рукавов фирмы "MILROY BUSINESS MANAGEMENT" LTD. [Электронный ресурс] URL: <http://www.milroy.biz/index/.php> (дата обращения: 03.12.2009).

3. Оценка соответствия конструкционных материалов рукавов для нефтепродуктов требованиям Министерства обороны Российской Федерации: Типовая программа и методика испытаний ТПМИ 23 КМР.12-2014. - М.: ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», 2014.

4. Пат. № 2310841 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> G01N 33/22, G01N 33/44. Способ оценки возможности использования многослойного полимерного материала для изготовления технических средств нефтепродуктообеспечения / Рыбаков Ю.Н., Харламова О.Д., Самарина Г.Р., Паталах И.И., Фёдоров А.В.; заявитель и патентообладатель ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России». - 2006130671/04; заявл. 25.08.06; опубл. 20.11.07, Бюл. № 30.

#### PROBLEMS OF USING FLEXIBLE THERMOPLASTIC HOSES IN COLD CLIMATE

Ribakov Y.N., Harlamova O.D., Chirikov S.I.

The possibility of using pressure thermoplastic hoses in the Arctic and the Far North is evaluated. The conclusion that the replacement of rubber hoses on the thermoplastic will reduce 2.5 times their material consumption, extend the 10-15 C temperature range of operating temperatures, eliminate the influence of sleeve material on fuel quality, improve the strength characteristics and terms of use is presented.

**Key words:** flexible hoses, material consumption, fuel quality, brittleness temperature, permeability, unilateral contact.

#### Сведения об авторах

**Рыбаков Юрий Николаевич**, 1961 г.р., окончил МИНХ и ГП им. И.М. Губкина (1983), кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заслуженный изобретатель РФ, начальник 23 отдела «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор более 200 научных работ, область научных интересов – нефтепродуктообеспечение, полимерные материалы.

**Харламова Ольга Дмитриевна**, окончила МАТИ (1978), начальник лаборатории полимерных материалов и новых технологий «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор более 80 научных работ, область научных интересов – складские технические средства нефтепродуктообеспечения.

**Чириков Сергей Игоревич**, 1990 г.р., окончил МАТИ (2013), младший научный сотрудник 23 отдела «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор 5 научных работ, область научных интересов – полимерные материалы.

УДК 544.03

## ВОПРОСЫ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ УЧЁТА УГЛЕВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВ НА ПОЛЕВЫХ СКЛАДАХ

Ю.Н. РЫБАКОВ, С.И. ЧИРИКОВ, Р.И. КЮННАП

В статье изложены теоретические подходы к оценке технологических потерь нефтепродуктов при хранении в эластичных резервуарах с учётом стационарного и нестационарного режимов диффузии топлив через конструкционный материал эластичного резервуара. Предложенный алгоритм и математические модели определения технологических потерь, с учётом нестационарного режима изменения топливопроницаемости конструкционного материала эластичных резервуаров, позволяют существенно (до 40%) повысить точность нормирования естественной убыли углеводородных топлив на полевых складах горючего.

**Ключевые слова** эластичные резервуары, полевые склады горючего, естественная убыль, технологические потери, моторные и авиационные топлива, коэффициент диффузии, алгоритм и математические модели, нормирование.

Большинство известных работ, посвящённых оценке естественной убыли при хранении в эластичных резервуарах, используют стационарную модель процесса диффузии углеводородов. Для получения более точных оценок технологических потерь нефтепродукта необходимо учитывать нестационарность данного процесса, т.е. рассматривать данное явление при переменной не только по толщине, но также и во времени концентрации нефтепродукта в эластичной оболочке. Это позволит осуществить более точный прогноз потерь углеводородов при их хранении в эластичных резервуарах.

Решение задач по определению нормативов технологических потерь (естественной убыли) нефтепродуктов за счет проницаемости нефтепродуктов через оболочки резервуаров может быть эффективно осуществлено с использованием дифференциального уравнения диффузии без набухания

$$\frac{\partial C(x, \tau)}{\partial \tau} = \operatorname{div}(-D \cdot \operatorname{grad} C(x, \tau)). \quad (1)$$

При постоянном коэффициенте диффузии  $D = \text{const}$  имеем уравнение

$$\frac{\partial C}{\partial \tau} = D \cdot \Delta C. \quad (2)$$

При решении практических задач чаще всего ограничиваются случаем одномерных моделей, используя известное дифференциальное уравнение параболического типа [1; 2]. Считая внешние размеры резервуара существенно большими толщины его стенок, выберем модель диффузионного процесса в виде неограниченной пластины толщиной  $d$ . С учетом отсутствия источников массы внутри эластичного материала можно применить дифференциальное уравнение, обычно называемое уравнением теплопроводности [3]

$$\frac{\partial C}{\partial \tau} = D \cdot \frac{\partial^2 C}{\partial x^2}, \quad (3)$$

где  $\tau$  – время протекания диффузионных процессов;  $x$  – координата, направление которой совпадает с внешней нормалью к эластичной поверхности.

Для количественного решения задачи определения естественной убыли нефтепродукта вследствие диффузии из эластичного резервуара уравнение (3) необходимо дополнить начальными и граничными условиями. Очевидно, что начальные условия в момент времени  $\tau = 0$  следует принять в виде

$$C(0,x)=0 \quad \text{при} \quad 0 \leq x \leq l,$$

что соответствует отсутствию молекул нефтепродукта в эластичном материале.

Для задания двух граничных условий в точках  $x = 0$  и  $x = l$  примем следующие допущения:

1. В точке  $x = 0$  в месте контакта границы жидкого объема с эластичной поверхностью во все моменты времени  $\tau > 0$  считаем концентрацию  $C(x, \tau)$  постоянной величиной, равной максимально возможной при данной температуре

$$C(x, \tau)|_{x=0} = C_0. \quad (4)$$

2. В точке  $x = l$ , соответствующей внешней оболочке эластичной поверхности, принимаем граничные условия в виде

$$-\left. \frac{dc}{dx} \right|_{x=l} = AC_0, \quad (5)$$

считая плотность диффузионного потока на внешней границе оболочки постоянной величиной, пропорциональной максимально возможной концентрации нефтепродукта в эластичном материале -  $C_0$  ( $A = 0$  - случай непроницаемой эластичной оболочки).

Для этого определения численных значений параметров  $C_0$  и  $A$  в формулах (4) и (5) необходимо использовать экспериментальные данные по накоплению диффузанта (нефтепродукта) в эластичной оболочке. Т.е. необходимо проведение двух экспериментов по измерению концентрации при двух различных толщинах эластичных оболочек. При этом толщина этих двух оболочек должна отличаться в 2 раза.

Учитывая граничные условия (4) и (5) решение уравнения (3) можно записать в виде

$$C(x, \tau) = C_0(1 - Ax) - \frac{8l}{\pi^2} \sum_1^{\infty} [A + (-1)^n \frac{2n+1}{2l} \pi C_0] \cdot e^{-\left(\frac{2n+1}{2l} \pi\right)^2 \cdot \frac{D\tau}{l^2}} \cdot \frac{\cos \frac{2n+1}{2l} \pi(l-x)}{2n+1} \quad (6)$$

Задавая различные значения элементов времени  $\tau$ , можно получить значения концентрации нефтепродукта  $C$  в различных точках эластичной оболочки.

Наиболее важным является определение функции изменения во времени значения концентрации  $C(\tau)$  в точке  $x = l$ , т.е. на внешней границе оболочки. Тогда решение (6) примет вид

$$C(l, \tau) = C_0(1 - Al) - \frac{8l}{\pi^2} \sum_1^{\infty} [A + (-1)^n \frac{2n+1}{2l} \pi l_0] \cdot \frac{1}{(2n+1)^2} e^{-\left(\frac{2n+1}{2l} \pi\right)^2 \cdot \frac{D\tau}{l^2}} \quad (7)$$

Данное решение  $C(l, x)$  может быть использовано при определении массы вышедшего нефтепродукта из объема, ограниченного эластичной поверхностью при нестационарном режиме диффузии.

Для определения последней величины примем, что стационарное значение концентрации  $C(l, \tau)$  при  $\tau \longrightarrow \infty$  соответствует известной величине  $I$  – массе вышедшего нефтепродукта в единицу времени с единицы поверхности, измеряемой экспериментально в течение значительного промежутка времени (более 5 сут.).

Промежуточные во времени  $\tau$  ( $0 < \tau < \infty$ ) значения величины  $i(\tau)$  будут пропорциональны концентрации  $C(l, \tau)$  в тот же момент времени  $\tau$ . Таким образом, текущее значение плотности диффузионного потока  $i(\tau)$  будет определяться формулой

$$i(\tau) = \frac{C(l, \tau) \cdot I}{C(l, \infty)} \quad (8)$$

Значение массы нефтепродукта, вышедшей из единицы поверхности эластичного резервуара за время  $t$ , может быть определено в виде

$$m = \int_0^t i(\tau) d\tau, \quad (9)$$

где  $m$  – топливопроницаемость через конструкционный материал,  $кг/м^2$ .

Для определения зависимости во времени концентрации и плотности диффузионного потока на внешней границе эластичной оболочки воспользуемся формулой (7). Задавая различные значения  $\tau$ , получим соответствующие значения концентрации  $C(l, \tau)$  (таблица).

$$\rho = 750 \text{ кг/м}^3, l = 3 \text{ мм}, t = 20 \text{ }^{\circ}\text{C}, I_0 = 145 \text{ г/(м}^3\text{сут.)}, \\ D = 6,71 \cdot 10^{-12} \text{ м}^2/\text{с} = 5,8 \cdot 10^{-7} \text{ м}^2/\text{сут.}$$

#### Таблица

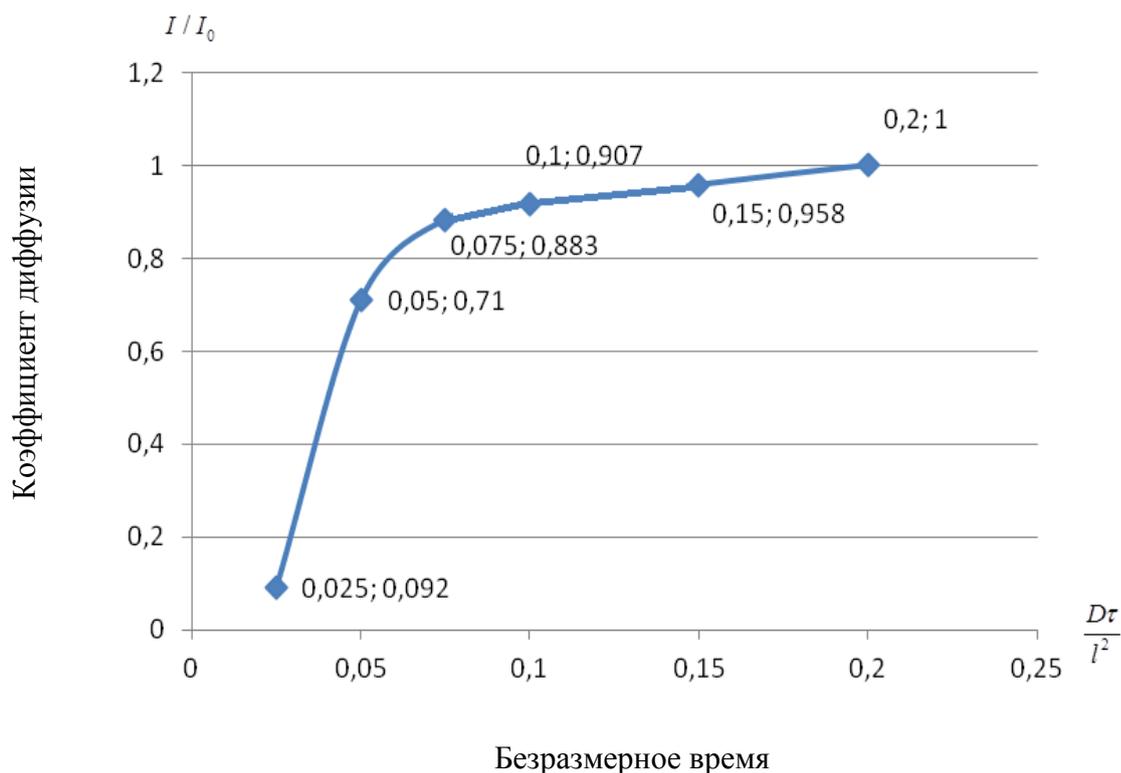
Исходные данные и результаты расчета технологических потерь в нестационарном режиме диффузии

$\frac{D\tau}{l^2}$	$I/I_0$
0,025	0,092
0,05	0,710
0,075	0,831
0,1	0,907
0,15	0,58
$\infty$	1

На рисунке приведен график зависимости безразмерной величины  $I/I_0$  ( $I_0$  – значение диффузионного потока в стационарном режиме) от безразмерного времени.

Рисунок иллюстрирует зависимость  $D\tau/l^2$  при рассмотрении диффузии бензина АИ-92 через конструкционный материал эластичного резервуара типа МР [4; 5; 6]. Безразмерное время протекания неустановившегося процесса диффузии, равное 0,2, соответствует реальному времени около 3 сут.

Оценку массы вышедшего из эластичного резервуара нефтепродукта рассчитывают по формуле (9).



**Рисунок.** Динамика технологических потерь при нестационарном режиме диффузии углеводородов

Промежуток времени определяют из расчётов по предыдущему пункту. Очевидно, что это время  $\tau$  – протяженность нестационарного процесса диффузии или время стабилизации диффузии. Интегрируя по (9) с учётом формул (8) и (7), получаем значение для рассматриваемого случая (материал – МР, бензин – АИ-92).

После интегрирования получаем значение убывшей массы в нестационарном режиме за безразмерное время  $D\tau/l^2 = 0,2$ , равное 0,5326.

Это значение убывшей массы вещества удобно выразить в долях от массы, убывающей за аналогичный период времени, считая процесс установившимся, с постоянной величиной диффузионного потока.

Резюмируя изложенное, можно констатировать, что без учёта нестационарности процесса диффузии оценка количества вышедшего нефтепродукта оказывается завышенной. Реальная убыль нефтепродукта при протекании нестационарного режима оказывается немногим более половины (56,5%) от убыли, посчитанной по известным методикам для стационарных режимов. Таким образом, неучёт этого фактора может очень сильно отразиться на результате для относительно коротких сроков хранения (до 15 сут.) нефтепродуктов в эластичных резервуарах.

Реальное время, соответствующее безразмерному времени  $D\tau/l^2 = 0,2$ , равно 3,1 сут. За 6,2 сут. выйдет около 80% от рассчитанной величины по стационарному, за 9,3 сут. - 86%.

Предложенный алгоритм и математические модели определения технологических потерь, с учётом нестационарного режима измерения топливопроницаемости конструкционного материала эластичных резервуаров позволяют существенно (до 40%) повысить точность нормирования естественной убыли углеводородных топлив на полевых складах горючего.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Рудобашта С.П., Карташов Э.М. Диффузия в химико-технологических процессах. - 2-е изд., перераб. и доп. - М.: КолосС, 2010.
2. Карслоу Г., Егер Д. Теплопроводность твердых тел. - М.: Наука, 1964.
3. Васин С.И., Филиппов А.Н. Проницаемость сложнопористых сред // Коллоидный журнал. - 2009. - Т.71. - № 1. - С. 32-46.
4. Отчет о НИР Исследование по разработке норм естественной убыли нефтепродуктов при хранении и транспортировке. - ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны РФ». Шифр «Свирск-4», 2009.
5. Пат. Российская Федерация. Автоматизированная установка определения массы нефтепродукта в эластичном резервуаре при хранении / Рыбаков Ю.Н., Ванчугов Н.А., Харламова О.Д., Пирогов Ю.Н. - № 111639; заявл. 31.08.2011; опубл. 20.12.2011; Б.И. № 35.
6. Пат. Российская Федерация. Способ определения массы нефтепродукта при хранении в эластичном резервуаре / Рыбаков Ю.Н., Ванчугов Н.А., Харламова О.Д., Пирогов Ю.Н. - № 2470264; заявл. 20.07.2011; опубл. 20.12.2012; Б.И. № 35.

## IMPROVING OF HYDROCARBON FUELS ACCOUNTING IN FUEL FARMS

Ribakov Y.N., Chirikov S.I., Kyunnap R.I.

The article outlines the theoretical approaches to the assessment of technological losses of petroleum products during storage in flexible tanks with flexible account of steady and unsteady regimes fuels diffusion through structural material of tanks. The proposed algorithm and mathematical model for determining technological losses, taking into account the unsteady measurement mode structural material elastic reservoirs, can significantly (up to 40 %) improve the accuracy of the valuation of natural loss of hydrocarbon fuels at fuel depots field.

**Key words:** flexible tanks, fuel dumps, wastage, technological losses, motor and aviation fuel, the diffusion coefficient, the algorithm and mathematical models, valuation.

## Сведения об авторах

**Рыбаков Юрий Николаевич**, 1961 г.р., окончил МИНХ и ГП им. И.М. Губкина (1983), кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заслуженный изобретатель РФ, начальник 23 отдела «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор более 200 научных работ, область научных интересов – нефтепродуктообеспечение, полимерные материалы.

**Чириков Сергей Игоревич**, 1990 г.р., окончил МАТИ (2013), младший научный сотрудник 23 отдела «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор 5 научных работ, область научных интересов – полимерные материалы.

**Кюннап Роман Игоревич**, 1989 г.р., окончил УВВТУ (ВИ) (2011), младший научный сотрудник 23 отдела «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор 7 научных работ, область научных интересов – технические средства нефтепродуктообеспечения.

УДК 66-948.1

## ОСОБЕННОСТИ ОЦЕНКИ И НОРМИРОВАНИЯ ЕСТЕСТВЕННОЙ УБЫЛИ НЕФТЕПРОДУКТОВ В ЭЛАСТИЧНЫХ РЕЗЕРВУАРАХ

Ю.Н. РЫБАКОВ

Разработана эффективная технология проведения экспериментальных исследований по определению потерь нефтепродуктов в эластичных резервуарах. Определены нормы технологических потерь нефтепродуктов от проницаемости, набухания и смачивания оболочки эластичных резервуаров.

**Ключевые слова:** проницаемость, солнечная радиация, технологические потери, эластичные резервуары, масса нефтепродуктов, нормы.

Технологические потери нефтепродуктов в эластичных резервуарах (ЭР) складываются из потерь, связанных с максимальной проницаемостью (ГОСТ 27896) [1] - массой нефтепродукта, прошедшего через материал ЭР за определенное время, и диффузионной сорбцией, следствием которой является увеличение массы и объема оболочки.

Технологические потери нефтепродуктов, связанные с максимальной проницаемостью, набуханием и смачиванием, зависят от температуры климатического района использования, интенсивности солнечной радиации, подгруппы и марки нефтепродукта и постоянной площади внутренней поверхности ЭР [2].

Распределение средневесенних сумм солнечной радиации на территории РФ представлено на рис. 1.

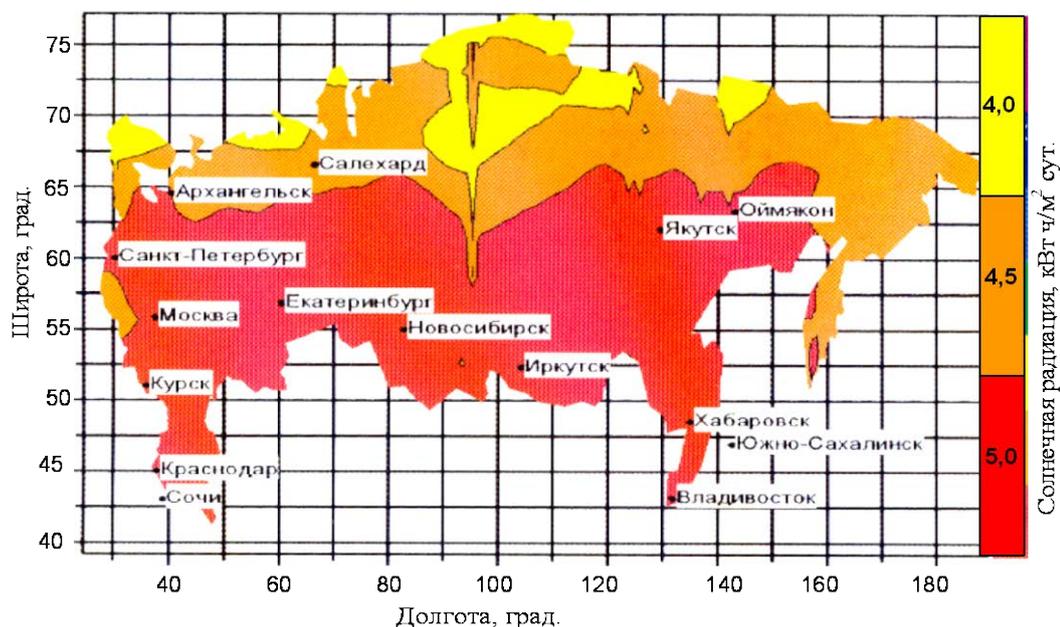


Рис. 1. Средневесенние суммы солнечной радиации

Обобщенные данные замеров температуры прогрева нефтепродуктов на различной глубине при испытаниях ЭР приведены в табл. 1.

Анализ представленных в табл. 1 результатов показал, что характер зависимости температуры по высоте нефтепродукта существенно меняется в течение суток, однако можно утверждать, что на глубине более 50 см температура остается практически неизменной.

Таблица 1

Суточное колебание температур в резервуаре ЭР-25  
при солнечной радиации 5,0 кВтч/м<sup>2</sup>·сут.

Время суток, ч	Температура, °С							
	окружающего воздуха	нефтепродукта на глубине, см						
		2	5	10	20	30	40	50
9 <sup>45</sup> -10 <sup>00</sup>	29	36	33	32	28	28	28	28
12 <sup>15</sup> -12 <sup>35</sup>	35	59	55	46	40	35	34	28
15 <sup>20</sup> -15 <sup>55</sup>	38	63	60	54	42	35	33	28
17 <sup>10</sup> -17 <sup>30</sup>	37	60	60	55	45	38	36	29
19 <sup>10</sup> -19 <sup>30</sup>	35	54	54	53	46	39	36	30
21 <sup>45</sup> -22 <sup>00</sup>	34	47	47	47	47	44	39	31
7 <sup>45</sup> -8 <sup>00</sup>	23	28	28	28	28	28	28	28

Принципиальная схема температурных полей в ЭР, установленных в обваловании, представлена на рис. 2.

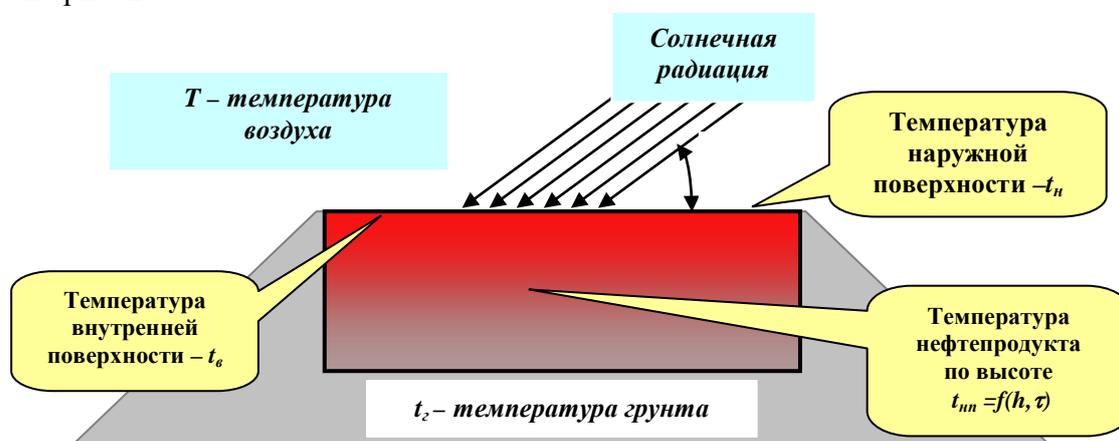


Рис. 2. Принципиальная схема температурных полей в ЭР

Если в качестве основного определяющего параметра взять температуру верхнего слоя нефтепродукта (непосредственно примыкающего к оболочке резервуара – 10 см), которая практически равна температуре внутренней поверхности верхнего полотнища ЭР, то с погрешностью не более 2°С температура по глубине нефтепродукта  $x$  (см) может быть аппроксимирована линейной функцией вида

$$t(x) = t_{cm} - \frac{t_{cm} - 30}{50} \cdot x, \quad (1)$$

где  $t_{cm}$  – температура стенки, °С.

Нагрев нефтепродукта в ЭР выше температуры окружающего воздуха возможен только за счёт солнечной радиации. В этой связи основной задачей исследований являлось определение температуры нагрева внешней поверхности ЭР, определяющей параметры процесса теплопередачи через полотнища резервуара и толщу нефтепродукта (рис. 3).

По результатам исследований установлено [3], что при интенсивности солнечной радиации 4,0, 4,5 и 5,0 кВтч/м<sup>2</sup>сут. (рис. 3) среднесуточная температура нефтепродукта в ЭР на глубине 10 см ( $t_{10}$ , °С) соответственно равна

$$t_{10} = t_{\text{окр.возд.}} + 10, 13 \text{ и } 15^{\circ}\text{С}. \quad (2)$$

Результаты определения массы нефтепродуктов в зоне максимального нагрева в ЭР представлены в табл. 2.

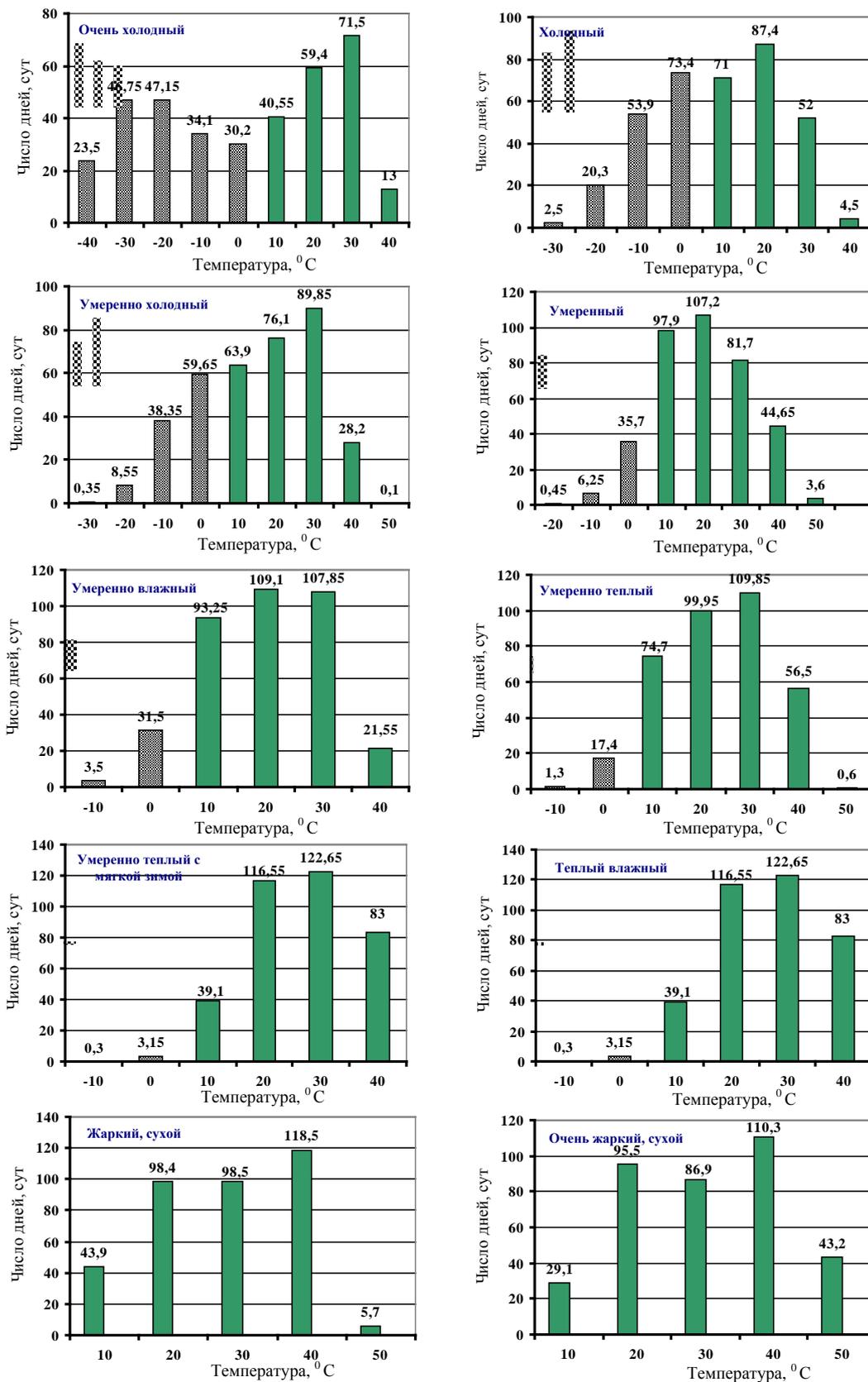


Рис. 3. Характеристика температуры нагрева внешней поверхности ЭР по среднесуточной температуре с учётом среднедневных сумм солнечной радиации

Таблица 2

## Масса нефтепродуктов в зоне максимального нагрева в ЭР

Тип резервуара	Объем, м <sup>3</sup>			Масса нефтепродукта М <sub>10</sub> , кг			
	V	V <sup>I</sup>	V <sub>10</sub>	Регуляр-92 ρ <sub>4</sub> <sup>20</sup> =750кг/м <sup>3</sup>	Нормаль-80 ρ <sub>4</sub> <sup>20</sup> =730кг/м <sup>3</sup>	ТС-1 ρ <sub>4</sub> <sup>20</sup> =780кг/м <sup>3</sup>	ДЗ ρ <sub>4</sub> <sup>20</sup> =840кг/м <sup>3</sup>
ЭР-4	6,60	5,44	1,16	870	847	905	974
ЭР-6	9,42	7,83	1,59	1193	1161	1240	1336
ЭР-10	19,12	16,64	2,48	1860	1810	1934	2083
ЭР-25	35,75	31,58	4,17	3128	3044	3253	3503
ЭР-50	73,23	65,65	7,58	5685	5533	5912	6367
ЭР-150	144,07	130,19	13,88	10410	10132	10826	11659
ЭР-250	255,68	233,82	21,86	16395	15958	17051	18362

Технология проведения экспериментальных исследований по определению потерь нефтепродуктов представлена на рис. 4.

Расчётные нормы технологических потерь нефтепродуктов от проницаемости, набухания и смачивания оболочки ЭР представлены в табл. 3, 4 соответственно [4; 5].

Таким образом, установлено, что технологические потери нефтепродуктов при хранении в ЭР складываются из потерь за счет проницаемости, набухания и смачивания оболочки. При этом потери от проницаемости в десятки раз превышают величину потерь от других причин.

Таблица 3

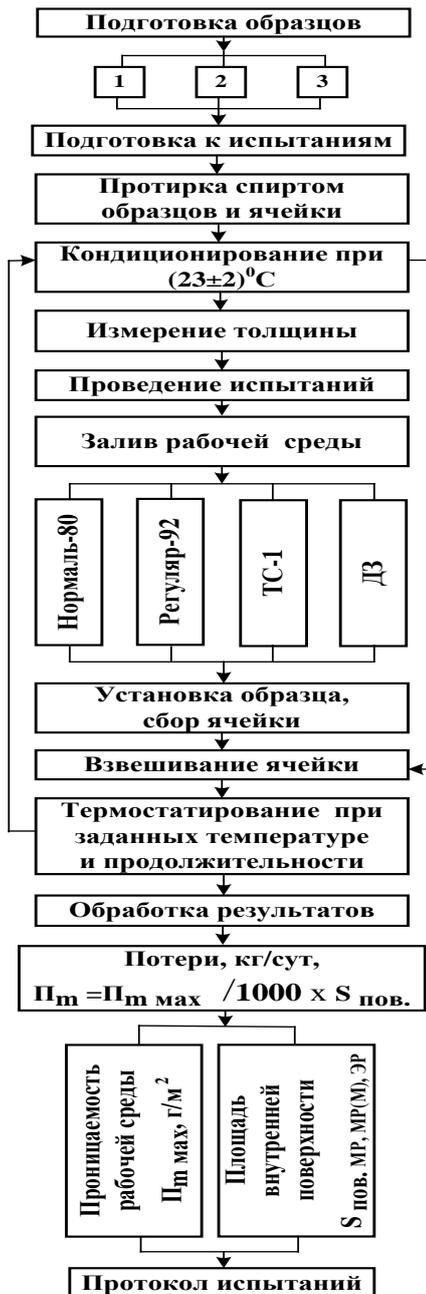
## Нормы естественной убыли нефтепродуктов в месяц в ЭР за счёт проницаемости

Тип резервуара	Нефтепродукт	Норма убыли, кг				
		Климатический район по ГОСТ 16350, период действия				
		П <sub>1</sub> , П <sub>2</sub> , П <sub>2</sub> май-сентябрь	П <sub>3</sub> , П <sub>4</sub> , П <sub>5</sub> апрель-октябрь	П <sub>6</sub> , П <sub>7</sub> февраль-ноябрь	П <sub>9</sub> , П <sub>10</sub> февраль-декабрь	П <sub>11</sub> , П <sub>12</sub> январь-декабрь
ЭР-4	Нормаль-80	27	33	35	39	45
	Регуляр-92	45	54	59	63	78
	ТС-1	18	21	22	24	28
	ДЗ	6	9	9	10	11
ЭР-6	Нормаль-80	36	45	47	53	61
	Регуляр-92	60	75	80	85	106
	ТС-1	24	27	30	33	38
	ДЗ	9	12	12	13	14
ЭР-10	Нормаль-80	57	69	74	82	96
	Регуляр-92	96	117	124	134	166
	ТС-1	36	45	47	52	60
	ДЗ	15	18	18	20	23
ЭР-25	Нормаль-80	96	117	123	136	159
	Регуляр-92	159	195	207	222	276
	ТС-1	60	75	78	86	99
	ДЗ	24	30	30	33	38
ЭР-50	Нормаль-80	174	210	221	245	286
	Регуляр-92	288	354	375	402	499
	ТС-1	111	135	141	156	179
	ДЗ	45	54	55	61	69
ЭР-150	Нормаль-80	315	381	403	448	522
	Регуляр-92	531	645	701	753	942
	ТС-1	204	243	257	284	326
	ДЗ	81	93	99	109	124
ЭР-250	Нормаль-80	492	597	632	701	819
	Регуляр-92	822	1008	1070	1148	1425
	ТС-1	321	384	404	447	513
	ДЗ	126	147	156	171	195

Таблица 4

Нормы естественной убыли нефтепродуктов при хранении в ЭР за счет набухания и смачивания оболочки

Тип резервуара	Норма убыли, кг			
	Нормаль-80	Регуляр-92	ТС-1	ДЗ
ЭР-4	2	4	1	1
ЭР-6	2	5	1	1
ЭР-10	4	8	1	1
ЭР-25	8	18	2	1
ЭР-50	12	27	2	1
ЭР-150	20	44	4	2
ЭР-250	31	68	6	3



Конструкционный материал ЭР Измерение толщины образца и диффузионная ячейка



Термостатирование и определение проницаемости ЭР

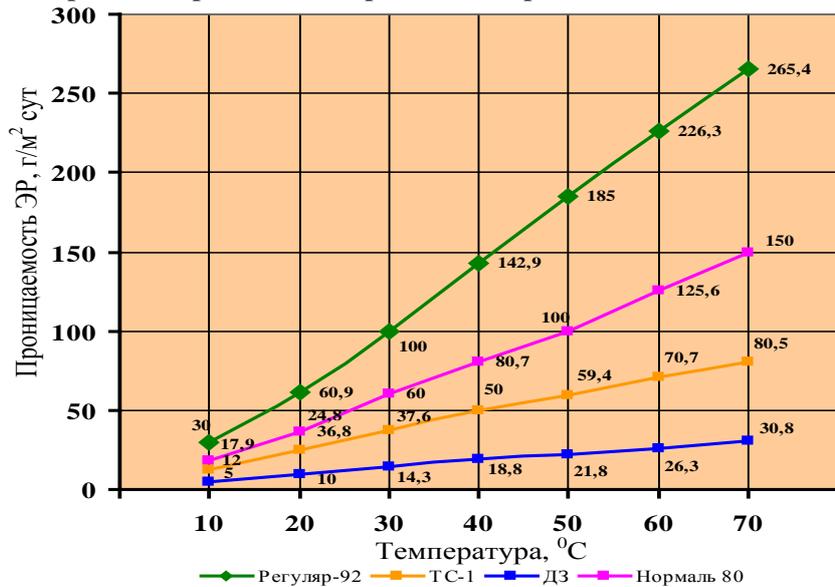


Рис. 4. Технология проведения и результаты экспериментальных исследований по определению потерь нефтепродуктов за счёт проницаемости конструкционных материалов эластичных резервуаров

## ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ 27896-88. Резины, полимерные эластичные материалы, прорезиненные ткани и ткани с полимерным эластичным покрытием. Методы определения топливонепроницаемости. - М.: Изд-во стандартов, 1988.
2. Исследования по разработке временных норм естественной убыли нефтепродуктов при их хранении и транспортировке: отчет о НИР. - М.: ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», 2009.
3. Внедрение новых конструкционных материалов и покрытий для оборудования и технических средств нефтепродуктообеспечения: отчет о НИР. - М.: ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», 2009.
4. Передвижные эластичные резервуары. Оценка потерь нефтепродуктов при проведении испытаний: ВМИ 23-ПЭР.275-2009. - М.: ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», 2009.
5. Акт государственных испытаний. Передвижные эластичные резервуары из синтетических материалов вместимостью 4, 10, 25, 50, 150, 250 м<sup>3</sup>: утв. решением № 357, 2009.

## EVALUATION AND RATIONING OF NATURAL LOSS OF OIL PRODUCTS IN FLEXIBLE TANKS

Ribakov Y.N.

An effective technique for experimental studies to determine the losses of petroleum products in flexible tanks is suggested. Standards of technological losses of petroleum products on the permeability, swelling and wetting flexible tanks are defined.

**Key words:** permeability, solar radiation, technological losses, flexible tanks, rationing.

## Сведения об авторе

**Рыбаков Юрий Николаевич**, 1961 г.р., окончил МИНХ и ГП им. И.М. Губкина (1983), кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заслуженный изобретатель РФ, начальник 23 отдела «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор более 200 научных работ, область научных интересов – нефтепродуктообеспечение, полимерные материалы.

УДК 66-5

## ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ПОЛЕВЫХ СКЛАДОВ ГОРЮЧЕГО

Ю.Н. РЫБАКОВ, О.Д. ХАРЛАМОВА, Р.И. КЮННАП, С.И. ЧИРИКОВ, Д.С. ПЛОХОЙ

Исследованы вопросы совершенствования эксплуатационных характеристик полевых складов горючего. Использование термопластичных полиуретанов в конструкции эластичных резервуаров позволит повысить экологическую безопасность в 2,0 – 2,5 раза, расширить температурный диапазон эксплуатации до 30%, снизить трудозатраты на развертывание склада в 2,5 – 3,0 раза. Обоснована критичность технологии производства конструктивных материалов на основе термопластичного полиуретана из отечественного сырья.

**Ключевые слова:** полевые склады горючего, эластичные резервуары, экологическая безопасность, температурный диапазон эксплуатации, критические технологии.

Полевые склады горючего бригад материально-технического обеспечения (*брмто*) служат для накопления и содержания установленных оперативных запасов горючего, а также их приёма и отгрузки различными видами транспорта [1].

Основными средствами хранения горючего на полевых складах являются эластичные резервуары, от совершенства тактико-технических характеристик которых зависит надежность обеспечения войск горючим.

Полевые склады горючего, оснащенные резинотканевыми резервуарами, не отвечают современным требованиям [2; 3] и не могут применяться для хранения нефтепродуктов.

Ранее производство резинотканевых резервуаров было организовано на заводах по производству резинотехнических изделий («Ярославрезинотехника», г. Ярославль и п/я А-7637, г. Ангрен, Узбекистан). В настоящее время производство резинотканевых резервуаров на территории Российской Федерации утрачено. Восстановление утраченного производства в современных экономических условиях нецелесообразно по причине морально устаревшей технологии изготовления резинотканевых резервуаров и потребности значительных капитальных вложений.

Состоящие на вооружении резинотканевые резервуары имеют следующие недостатки:

- масса резервуара, обусловленная высокой материалоемкостью (3-5 кг/м<sup>2</sup>) резинотканевого материала;

- ограниченная область применения резервуара в зонах с температурой ниже минус 30<sup>0</sup>С, что связано с использованием в качестве топливостойкого слоя нитрильной резины с температурным пределом хрупкости минус 30<sup>0</sup>С;

- высокие потери хранимого нефтепродукта, обусловленные проницаемостью (100-250 г/м<sup>2</sup> сут.) нефтепродукта через конструкционный материал;

- высокая пожароопасность при наливке нефтепродуктов, обусловленная диэлектрическими свойствами прорезиненной ткани (изолятор) – удельное объёмное электрическое сопротивление составляет 10<sup>11</sup>-10<sup>12</sup> Ом м.

Практика эксплуатации таких резервуаров показала, что они имеют ограниченный срок хранения в нем нефтепродукта, т.к. внутренний слой влияет на качество хранимого нефтепродукта, а хранимый нефтепродукт - на физико-механические характеристики материала (снижается адгезия внутреннего и внешнего слоев, происходит вымывание сажи и пластификаторов и др.).

Все это в целом снижает эффективность использования резинотканевых резервуаров.

В настоящее время на хранении в войсках находятся резервуары 1980-х годов выпуска, срок службы которых истек.

Анализ современных взглядов на систему тылового обеспечения вооружённых сил ведущих зарубежных стран показывает, что в армиях продолжают работы по совершенствованию технических средств нефтепродуктообеспечения, при этом основной упор делается на совер-

шенствование их эксплуатационных характеристик (снижение массы, себестоимости; повышение прочности, технологичности и живучести и т.д.).

Модернизация технических средств нефтепродуктообеспечения проводится за счёт внедрения в их конструкцию различных полимеров, которые позволят получить рациональное сочетание эксплуатационных показателей и внедрить в производство прогрессивные технологии, снизить материалоемкость, расширить сырьевую и производственную базы.

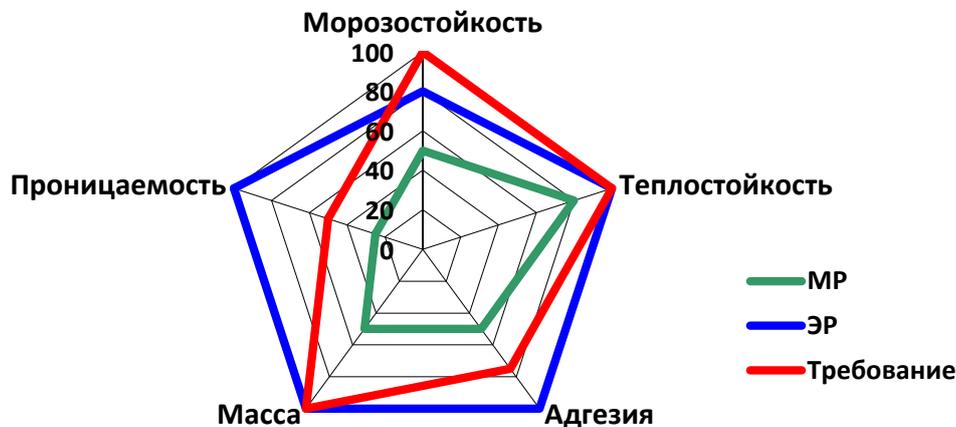
Внедрение в конструкцию эластичных резервуаров термопластичных полиуретанов позволило фирме «Uniroyal» США существенно увеличить прочность и морозостойкость резервуаров, снизить в 1,9-2,7 раза их материалоемкость. Одновременно появилась возможность применения в производстве конструкционных материалов и изделий прогрессивных технологических процессов, таких как экструзия для изготовления материалов и сварка токами высокой частоты для сборки изделий.

В качестве армирующего слоя в конструкции эластичных резервуаров за рубежом используются ткани из нейлонового, полиэтиленового, полипропиленового, углеводородного и арамидного волокон, которые обеспечивают необходимую прочность.

ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России» с 2005 г. проводит исследования по оценке возможности использования термопластичных полиуретанов зарубежного производства в конструкции передвижных эластичных резервуаров.

На основе проведенных авторами исследований [4; 5; 6] определены основные военнотехнические показатели нового поколения эластичных резервуаров для оснащения перспективных складов горючего (рис. 1).

По результатам проведенных исследований обоснована целесообразность развития полевых складов горючего брмто Вооруженных сил Российской Федерации на модульном принципе [7].



**Рис. 1.** Сравнительная характеристика резиноканевых резервуаров (МР) и эластичных резервуаров на основе термопластичных полиуретанов (ЭР)

В 2013 г. в соответствии с «Программой и методикой государственных испытаний...» были проведены успешные испытания (рис. 2) модуля полевого склада горючего ПСГ-1000.

Основные технические параметры модуля приведены в таблице.

Таблица

## Технические параметры модуля ПСГ-1000

Наименование показателя	Норма
Номинальная общая вместимость эластичных резервуаров модуля, не менее, м <sup>3</sup>	1000
Единичная вместимость основных эластичных резервуаров, не более, м <sup>3</sup>	50
Среднесуточный объём отгрузки горючего со склада (0,5 от вместимости), м <sup>3</sup>	500
Среднесуточный объём поступления горючего на склад (0,5 от вместимости), м <sup>3</sup>	500
Расчётная вместимость автомобильных подразделений подвоза, м <sup>3</sup>	750
Расчётная вместимость автомобильных подразделений отгрузки, м <sup>3</sup>	250
Расчётная вместимость железнодорожных наливных транспортов (до 18 ЖДЦ), м <sup>3</sup>	до 1000
Время слива (налива) автомобильных подразделений подвоза, не более, ч	3,0
Время налива (слива) автомобильных подразделений отгрузки, не более, ч	1,5/3,0
Расчётный размер 1 подачи железнодорожных цистерн, не менее, шт.	6
Нормативное время слива 1 подачи железнодорожных цистерн, не более, ч	2
Время развёртывания модуля на подготовленной площадке, не более, ч	8
Время свёртывания модуля для погрузки и транспортирования, не более, ч	12
Доверительная вероятность выполнения задач по объёмам и срокам, не менее, %	95
Число человек, необходимых для развёртывания резервуара типа ЭР-50, чел.	4
Число человек, необходимых для свёртывания резервуара типа ЭР-50, чел.	4
Затраты времени на развёртывание резервуара типа ЭР-50, не более, мин.	12
Затраты времени на свёртывание резервуара типа ЭР-50 и упаковку, не более, мин.	15



Рис. 2. Модуль полевого склада горючего ПСГ-1000. Основные моменты испытаний

Разработанный ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России» [8-11] в сотрудничестве с ООО НПФ «Политехника» модуль полевого склада горючего прошел апробацию в ходе стратегических учений «Кавказ-2012», «Запад-2013» и получил положительную оценку при взаимодействии с трубопроводным и автомобильным батальонами брмото.

На основе проведённых исследований определено, что модульный принцип является перспективным направлением развития полевых складов горючего.

Основными преимуществами модуля полевого склада горючего являются:

- повышенная экологическая безопасность за счёт снижения проницаемости топлива в 2,0 – 2,5 раза;
- хранение нефтепродуктов без потери качества;
- расширение температурного диапазона эксплуатации до 30%;
- снижение трудозатрат на развёртывание склада за счет снижения материалоемкости в 2,5 – 3,0 раза;
- система активной молниезащиты (радиус действия 100 м);
- автоматизированное рабочее место для обслуживающего персонала;
- экспресс-анализ качества топлива;
- система измерения массы топлива в резервуаре.

В настоящее время в качестве конструкционного материала эластичных резервуаров используется термопластичный полиуретан зарубежного производства.

Учитывая современную геополитическую обстановку, разработка передвижных эластичных резервуаров на основе отечественных термопластичных полиуретанов является актуальной.

Критичность технологии обусловлена в первую очередь и главным образом отсутствием опыта производства конструкционных материалов на основе ТПУ, в том числе из отечественного сырья.

Основная цель разработки - технология производства конструкционных материалов на основе термопластичных полиуретанов из отечественного сырья для создания передвижного эластичного резервуара для хранения и транспортирования горючего (нефтепродуктов).

Основные задачи разработки технологии производства:

- обоснование выбора материалов покрытия, армирующего слоя;
- разработка технологии изготовления покрытий;
- разработка технологии изготовления конструкционного материала;
- подбор и закупка оборудования для изготовления покрытий, конструкционного материала и эластичных резервуаров.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Обоснование требований к техническому оснащению стационарных и полевых складов горючего в новом облике Вооруженных Сил Российской Федерации: отчет о НИР (заключ.) / ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России»; рук. Рыбаков Ю.Н.; исполн.: Пирогов Ю.Н. [и др.]. - М., 2012.
2. Система общих технических требований к видам вооружения и военной техники. Технические средства службы горючего. Общие технические требования: ОТТ 8.1.1.1-2010 / ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России». - М., 2010.
3. Прогнозирование развития вооружения и военной техники вооруженных сил ведущих зарубежных стран на период до 2030 г. Тактико-технические характеристики технических средств службы горючего сухопутных войск ведущих зарубежных стран: отчет о НИР (промежуточ.) / ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России»; рук. Рыбаков Ю.Н.; исполн.: Волков О.Е. [и др.]. - М., 2012.
4. Пат. 2284522 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> G01N 33/44. Способ оценки влияния светлых нефтепродуктов на изделия из полимерных материалов [Текст] / Рыбаков Ю.Н., Харламова О.Д., Самарина Г.Р., Паталах И.И., Фёдоров А.В.; заявитель и патентообладатель ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России». - № 2005123851/04; заявл. 27.07.05; опубл. 27.09.06, Бюл. № 27.
5. Пат. 2343447 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> G01N 3/00. Способ оценки воздействия нефтепродуктов на полимерные материалы, используемые в технических средствах нефтепродуктообеспечения / Рыбаков Ю.Н., Харламова О.Д., Паталах И.И., Фёдоров А.В.; заявитель и патентообладатель ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России». - № 2007124495/28; заявл. 29.06.07; опубл. 10.01.09, Бюл. № 1.
6. Пат. 2310841 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> G01N 33/22, G01N 33/44. Способ оценки возможности использования многослойного полимерного материала для изготовления технических средств нефтепродуктообеспечения /

Рыбаков Ю.Н., Харламова О.Д., Самарина Г.Р., Паталах И.И., Фёдоров А.В.; заявитель и патентообладатель ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России». - № 2006130671/04; заявл. 25.08.06; опубл. 20.11.07, Бюл. № 30.

**7. ТУ 7981-023-08151164-2013.** Полевой склад горючего ПСГ-1000. Технические условия / ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России». - М., 2013.

**8. Пат. 2341688 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> F04C11/00, F04C14/00.** Насосная установка с насосом объемного вида / Волков О.Е., Кузьмин С.А., Рыбаков Ю.Н., Коваленко В.Г.; заявитель и патентообладатель ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России». - № 2007125541/06; заявл. 06.07.07; опубл. 20.12.08, Бюл. № 32.

**9. Пат. 2304553 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> B65D 88/16, B65D 88/22.** Мобильный эластичный резервуар для нефтепродуктов / Рыбаков Ю.Н., Харламова О.Д., Паталах И.И., Абрамов М.Д.; заявитель и патентообладатель ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России». - № 2006111348/11; заявл. 07.04.06; опубл. 20.08.06, Бюл. № 23.

**10. Пат. 111639 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> G01F 1/68.** Автоматизированная установка определения массы нефтепродукта в эластичном резервуаре при хранении / Рыбаков Ю.Н., Ванчугов Н.А., Харламова О.Д., Пирогов Ю.Н.; заявитель и патентообладатель ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России». - № 2011136048/28; заявл. 31.08.11; опубл. 20.12.11, Бюл. № 35.

**11. Пат. 2470264 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> G01F 1/68.** Способ определения массы нефтепродукта при хранении в эластичном резервуаре / Рыбаков Ю.Н., Ванчугов Н.А., Харламова О.Д., Пирогов Ю.Н.; заявитель и патентообладатель ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России». - № 2011130099/28; заявл. 20.07.11; опубл. 20.12.12, Бюл. № 35.

## PERSPECTIVES OF FUEL FARMS DEVELOPMENT

**Ribakov Y.N., Harlamova O.D., Kyunnap R.I., Chirikov S.I., Plohoj D.S.**

The use of thermoplastic polyurethanes in collapsible tanks design will improve the environmental safety of 2.0-2.5 times, extend the temperature range of operation up to 30%, reduce the effort required to deploy a warehouse in 2.5 - 3.0 times.

**Key words:** flexible tanks, environmental safety, operating temperature range, critical technology.

### Сведения об авторах

**Рыбаков Юрий Николаевич**, 1961 г.р., окончил МИНХ и ГП им. И.М. Губкина (1983), кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заслуженный изобретатель РФ, начальник 23 отдела «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор более 200 научных работ, область научных интересов - нефтепродуктообеспечение, полимерные материалы.

**Харламова Ольга Дмитриевна**, 1953 г.р., окончила МАТИ (1978), начальник лаборатории полимерных материалов и новых технологий «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор более 80 научных работ, область научных интересов – складские технические средства нефтепродуктообеспечения.

**Кюннап Роман Игоревич**, 1989 г.р., окончил УВВТУ (ВИ) (2011), младший научный сотрудник 23 отдела «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор 7 научных работ, область научных интересов – технические средства нефтепродуктообеспечения.

**Чириков Сергей Игоревич**, 1990 г.р., окончил МАТИ (2013), младший научный сотрудник 23 отдела «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор 5 научных работ, область научных интересов – полимерные материалы.

**Плохой Дмитрий Сергеевич**, 1987 г.р., окончил УВВТУ (ВИ) (2009), аспирант ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», автор 3 научных работ, область научных интересов – технические средства нефтепродуктообеспечения.

УДК 621.89+665.6

## КРИТЕРИИ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛЬНОЙ ЧАСТИЦЫ МЕХАНИЧЕСКИХ ПРИМЕСЕЙ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ МОДЕЛИ ОТСТАИВАНИЯ АВИАТОПЛИВА И МАСЕЛ

А.Н. ТИМОШЕНКО, К.И. ГРЯДУНОВ

**Статья представлена доктором технических наук, профессором Коняевым Е.А.**

Рассматриваются вопросы выбора критериев модельной частицы загрязнения для математического описания процесса отстаивания авиатоплива и масел.

**Ключевые слова:** авиационное топливо, отстаивание, механические примеси, модель седиментации.

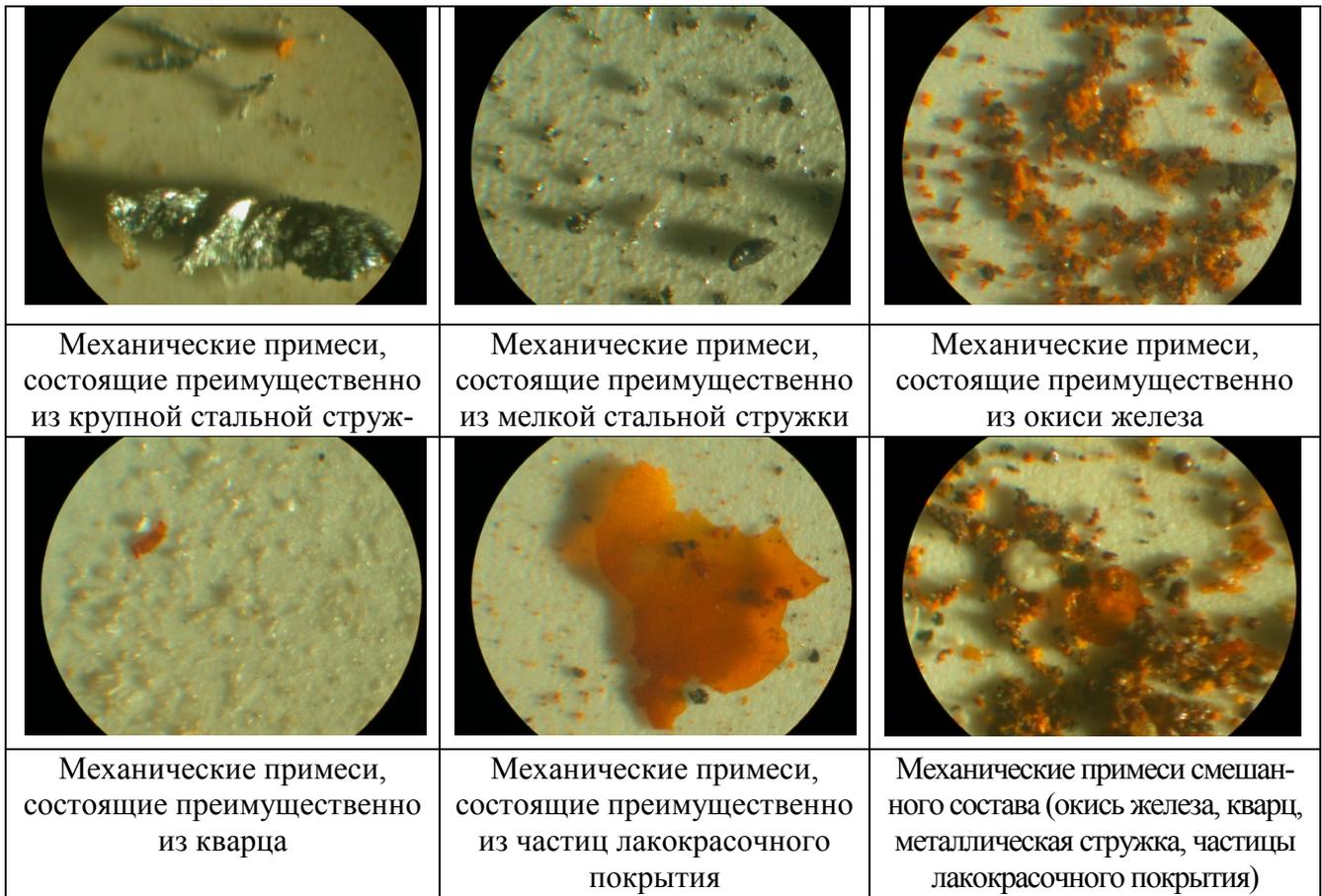
Механические примеси способны привести к нарушению топливопитания авиадвигателя вплоть до полного его прекращения. Эти отказы могут носить внезапный характер. Тяжесть последствий отказов систем авиадвигателя от воздействия механических примесей является причиной нормирования промышленной чистоты авиатоплива. Ожидаемые условия эксплуатации воздушных судов включают промышленную чистоту авиатоплива в качестве эксплуатационного фактора. С целью обеспечения нормы промышленной чистоты авиатопливо в обязательном порядке подвергается очистке перед применением в ВС. Обязательной технологической операцией в составе технологического процесса подготовки авиатоплива является его отстаивание. Еще одно название этого процесса – седиментация.

Скорость и соответственно время оседания частиц механических примесей зависит от плотности, вязкости и температуры авиатоплива, а также от плотности, размера и формы самих частиц. Однако в нормативной документации гражданской авиации установлена фиксированная продолжительность отстаивания независимо от физических параметров авиатоплива и механических примесей – 4 часа на один метр уровня авиатоплива, налитого в резервуар. Фиксированный норматив продолжительности отстаивания может оказаться как недостаточным для очистки авиатоплива, так и избыточным.

Актуальным для эксплуатации мог бы стать переход от фиксированного норматива к так называемому расчетному методу определения продолжительности отстаивания, основанному на использовании модели седиментации механических примесей в авиатопливе в зависимости от параметров авиатоплива и частиц механических примесей.

Этот метод широко используется в других отраслях производства. При этом модели седиментации разрабатываются для конкретных технологических условий. Общее в моделях то, что расчет силы сопротивления основан на решении системы уравнений Навье-Стокса для движения шара в жидкости.

Характерный состав механических примесей в авиатопливе различен и зависит от способа его транспортировки, состояния емкостей транспортных средств и резервуаров, природно-климатической зоны, ветровой нагрузки и других факторов. Некоторые виды характерного состава механических примесей представлены рис. 1.



**Рис. 1.** Состав механических примесей в авиатопливе

За время отстаивания, рассчитанное с помощью модели седиментации, из авиатоплива должны быть гарантированно удалены все опасные для авиадвигателя частицы механических примесей.

То есть, модель седиментации предназначена для определения физической детерминированной границы безопасности между чистым и загрязненным авиатопливом. При продолжительности отстаивания равной или большей расчетной все опасные частицы должны удаляться из авиатоплива. При продолжительности отстаивания меньшей расчетной опасные частицы могут в нем оставаться.

Таким образом, в модели в виде параметров модельной частицы механических примесей должны быть учтены параметры самых медленно седиментирующих опасных частиц.

Наиболее опасные виды отказов возможны по причине заклинивания золотника (плунжера) из-за его перекоса вследствие попадания абразивных частиц. Этот механизм отказа определяет требования к абразивным свойствам модельной частицы, т.е. определяет требования к твердости и размеру частицы.

Твердость частицы должна превышать твердость поверхности сопрягаемых деталей прецизионных пар.

Максимальные размеры частиц не должны превышать значений зазоров прецизионных пар топливорегулирующей автоматики, т.е. номинальной тонкости фильтрации топливных фильтров на входе в авиадвигатель, как это определено в Нормах летной годности: «перед основным насосом каждого двигателя должен быть предусмотрен фильтр с тонкостью очистки, соответствующей руководству по эксплуатации двигателя» (п. 7.1.4.1) [1]. Сведения о тонкости фильтрации фильтров на входе в насосы высокого давления ряда отечественных реактивных двигателей сведены в таблицу.

Таблица

Тонкость фильтрации фильтров низкого давления  
некоторых типов отечественных турбореактивных двигателей

Тип двигателя	Тип фильтра	Тонкость фильтрации, мкм	
		номинальная	абсолютная
НК-8-2У	82.654.000	12	16
Д-30 КУ-2 Д-30 КП-2 Д-30 КУ-154 2 сер	350.003В	12	16
НК-86	8Д2.966.697-07	16	25
ПС-90	8Д2.966.697 РЭ	16	25

Минимальной скоростью седиментации (при равных размерах) обладают частицы с минимальной плотностью.

Скорость оседания частиц зависит также от их формы.

Таким образом, модельная частица механических примесей в авиатопливе для описания процесса седиментации должна одновременно удовлетворять критериям, приведенным на рис. 2.



**Рис. 2.** Критерии выбора модельной частицы для описания процесса седиментации

Требованиям к модельной частице механических примесей для описания процесса отстаивания удовлетворяет частица кварца.

Критериями достаточности отстаивания авиатоплива от механических примесей должно быть удаление в процессе отстаивания частиц кварца (модельных частиц), размеры которых превышают норматив, установленный в Нормах летной годности. Анализ данных о номинальной тонкости фильтрации фильтров низкого давления отечественных авиадвигателей позволил определить этот размер - 12 мкм.

Критерии достаточности отстаивания авиатоплива позволяют оценить завершенность процесса отстаивания.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран-членов СЭВ (ЕНЛГ – С). - М.: ЦАГИ, 1985.

**CONTAMINATION PARTICLE PARAMETERS CHOICE CRITERIONS  
FOR AVIATION FUEL AND OIL SEDIMENTATION MODELING****Timoshenko A.N., Gryadunov K.I.**

Model contamination particle choice criterions questions for aviation fuel and oil sedimentation modeling are observed.

**Key words:** aviation fuel, sedimentation, contamination, sedimentation model.

**Сведения об авторах**

**Тимошенко Андрей Николаевич**, 1958 г.р., окончил МИИГА (1981), заместитель директора ЦС ГСМ ГосНИИ ГА, автор 25 научных работ, область научных интересов – эксплуатация воздушного транспорта, обеспечение качества авиационных ГСМ.

**Грядунов Константин Игоревич**, 1986 г.р., окончил МГТУ ГА (2008), аспирант МГТУ ГА, автор 14 научных работ, область научных интересов – эксплуатация летательных аппаратов, диагностирование пар трения ГТД.

УДК 621.89+665.6

## ПРОБЛЕМЫ ТОЧНОСТИ ФИКСИРОВАННОГО НОРМАТИВА ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ОТСТАИВАНИЯ АВИАТОПЛИВА

Е.А. КОНЯЕВ, А.Н. ТИМОШЕНКО

Рассматриваются проблемы использования фиксированного времени отстаивания авиатоплива в службах авиаГСМ.

**Ключевые слова:** авиационное топливо, отстаивание, механические примеси, норматив времени отстаивания.

Подготовка авиаГСМ к применению в воздушных судах осуществляется в службах авиаГСМ аэропортов.

Подготовка авиатоплива включает в себя три основных технологических процесса:

- проверку марки и качества поступившего авиатоплива;
- очистку авиатоплива от механических примесей и воды до установленной нормы промышленной чистоты авиатоплива;
- придание авиатопливу необходимых эксплуатационных свойств путем добавления противодокристаллизационной жидкости (при необходимости).

Так как отстаивание авиатоплива приводит к существенному снижению количества механических примесей, то в соответствии с отечественными и зарубежными нормативными документами гражданской авиации [1; 2] отстаивание является обязательным и основным методом очистки авиатоплива от механических примесей, а также от некоторой части свободной воды, кристаллического льда и органических осадков в службах авиаГСМ аэропортов.

На двух этапах авиатопливоподготовки применяется фильтрация:

- на этапе приемки авиатоплива на склады служб авиаГСМ аэропортов для предварительной очистки авиатоплива от наиболее крупных загрязнений с помощью фильтров грубой очистки (свыше 45 мкм);
- на этапе выдачи авиатоплива на заправку в воздушные суда (после завершения технологической операции отстаивания) с помощью фильтров тонкой очистки (до 3 – 5 мкм).

Задачами ступени тонкой фильтрации авиатоплива (после технологической операции отстаивания) является доведение уровня промышленной чистоты авиатоплива до требований нормативной документации путем:

- а) удаления из авиатоплива основной массы воды;
- б) удаления из авиатоплива частиц механических примесей, не осевших за нормативное время отстаивания.

Тонкая очистка авиатоплива осуществляется с помощью бумажных фильтроэлементов, которые обладают высокой эффективностью фильтрации.

Использование в качестве пористого фильтрованного материала нескольких слоев бумаги позволяет создавать средства очистки с тонкостью фильтрации 1 – 10 мкм. В силу этого бумажные фильтроэлементы повсеместно используются в технологическом процессе подготовки авиатоплива к применению в фильтрах тонкой очистки.

Исключение из производственного процесса подготовки авиатоплива к применению технологической операции отстаивания и полная замена ее на операцию тонкой фильтрации невозможны по причине необходимости обеспечения надежной очистки авиатоплива. В работе [3] приводятся сведения о том, что утрата герметичности фильтроэлементом может происходить бессимптомно, т.е. без уменьшения перепада давления на фильтроэлементе до минимально допустимого уровня.

Таким образом, отстаивание авиатоплива является безальтернативной технологической операцией.

В настоящее время в гражданской авиации России действует фиксированный норматив продолжительности отстаивания авиатоплива. Этот норматив установлен указанием МГА СССР от 21.03.1966 г. № 43/4-6 «О предварительном отстаивании топлива» [1]. Указание требует обеспечить: «Выдачу авиаторючего со складов ГСМ на заправку самолетов после предварительного отстаивания в стационарных емкостях. Норму времени отстаивания в зависимости от высоты взлива продукта в резервуаре принять для авиакеросинов 4 часа на каждый метр глубины залива горючего».

Фиксированный норматив продолжительности отстаивания может оказаться как избыточным, так и недостаточным.

На момент принятия норматива в 1966 г. и на протяжении последующих двух десятилетий отстаивание авиатоплива считалось наиболее доступным способом очистки топлив от загрязнений. На складах служб авиаГСМ аэропортов используются резервуары двух типов: резервуары горизонтально стоящие (РГС) и резервуары вертикально стоящие (РВС). Диаметр РГС объемом 60 м<sup>3</sup> составляет 2,78 м, и время отстаивания авиатоплива в нем не превышает 10 ч. Основные типоразмеры РВС, применявшиеся в гражданской авиации в тот период, представлены в табл. 1 [4].

Таблица 1

Типоразмеры резервуаров вертикально стоящих объемом менее 1000 м<sup>3</sup>

Номинальный объем, м <sup>3</sup>	Внутренний диаметр, м	Высота стенки, м	Время отстаивания авиатоплива, ч
1	2	3	4
100	4,73	6,0	20
200	6,63	6,0	20
300	7,58	7,5	26
400	8,53	7,5	26
700	10,43	9,0	32

**Примечание:** время отстаивания приведено с учетом незаполненного объема в верхней части резервуара высотой 1 м, занятого конструкцией плавающего устройства верхнего забора.

За последние 20-25 лет ситуация изменилась. В настоящее время в отрасли идет техническое перевооружение и переоснащение служб авиаГСМ аэропортов с учетом перспективного роста объема воздушных перевозок. Если в период 1960 – 1980-х гг. еще имелась возможность экстенсивного расширения территорий служб авиаГСМ аэропортов, то современной особенностью является ограниченная возможность их территориального развития в силу особенностей рельефа местности, застройки приаэропортовой территории и действия факторов экономического характера. Эти факторы заставляют для обеспечения возросших объемов авиaperевозок оснащать склады авиаГСМ резервуарами большей емкости и соответственно больших геометрических размеров (высотой 12, 15 м). Типоразмеры РВС, наиболее часто возводимые в службах авиаГСМ аэропортов в настоящее время, представлены в табл. 2 [4].

Таблица 2

Типоразмеры резервуаров вертикально стоящих объемом от 1000 м<sup>3</sup> до 5000 м<sup>3</sup>

Номинальный объем, м <sup>3</sup>	Внутренний диаметр, м	Высота стенки, м	Время отстаивания авиатоплива, ч
1000	10,43	12,0	44
2000	15,18	12,0	44
3000	18,98	12,0	44
5000	22,80	12,0	44
5000	20,92	15,0	56

**Примечание:** время отстоявания приведено с учетом незаполненного объема в верхней части резервуара высотой 1 м, занятого конструкцией плавающего устройства верхнего забора.

Большая высота резервуаров в сочетании с фиксированным нормативом продолжительности отстоявания становятся причиной возрастания времени подготовки авиатоплива к применению.

Таким образом, в настоящее время отстоявание является самой длительной технологической операцией, определяющей продолжительность всего процесса подготовки авиатоплива к применению.

Сложившиеся условия приводят к увеличению продолжительности ожидания заправки ВС авиатопливом, а в ряде случаев – к срыву регулярности полетов.

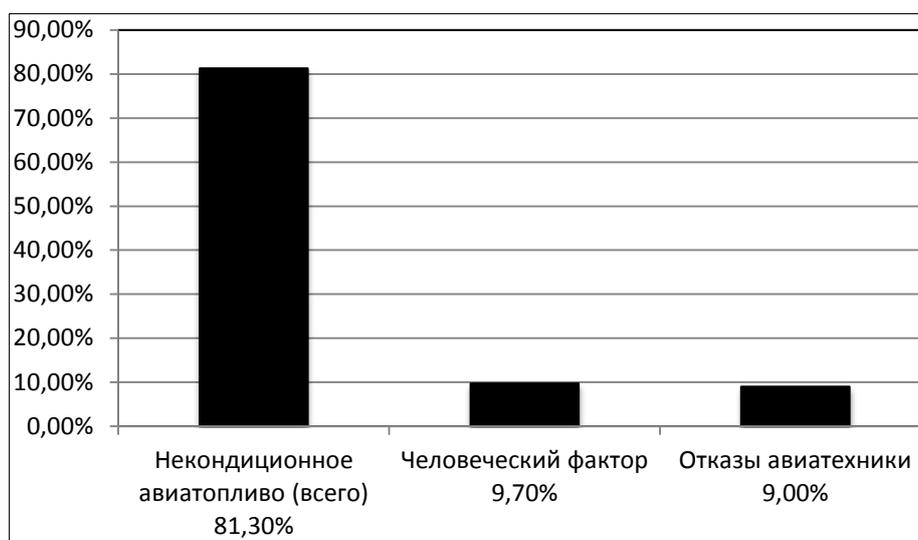
Возможная недостаточная точность норматива является потенциальным фактором:

- непреднамеренного попадания в топливную систему ВС загрязненного авиатоплива в случае не проявившегося разрушения фильтроэлементов третьей ступени очистки при занижении времени отстоявания авиатоплива;
- необоснованного увеличения продолжительности ожидания заправки ВС авиатопливом (вплоть до срыва регулярности полетов в ряде случаев) при завышении времени отстоявания авиатоплива;
- вынужденного принятия решений о заправке ВС авиатопливом с невыдержанным нормативом продолжительности технологического процесса подготовки авиатоплива к применению в ВС.

С целью проверки наличия проблемы недостаточной точности фиксированного норматива продолжительности отстоявания был выполнен анализ статистических данных об инцидентах, авариях и катастрофах с воздушными судами коммерческой гражданской авиации Российской Федерации в период с 1990 г. по 2007 г., учтенных в базе данных Автоматизированной системы обеспечения «Безопасность полетов» по коду «028 топливная система».

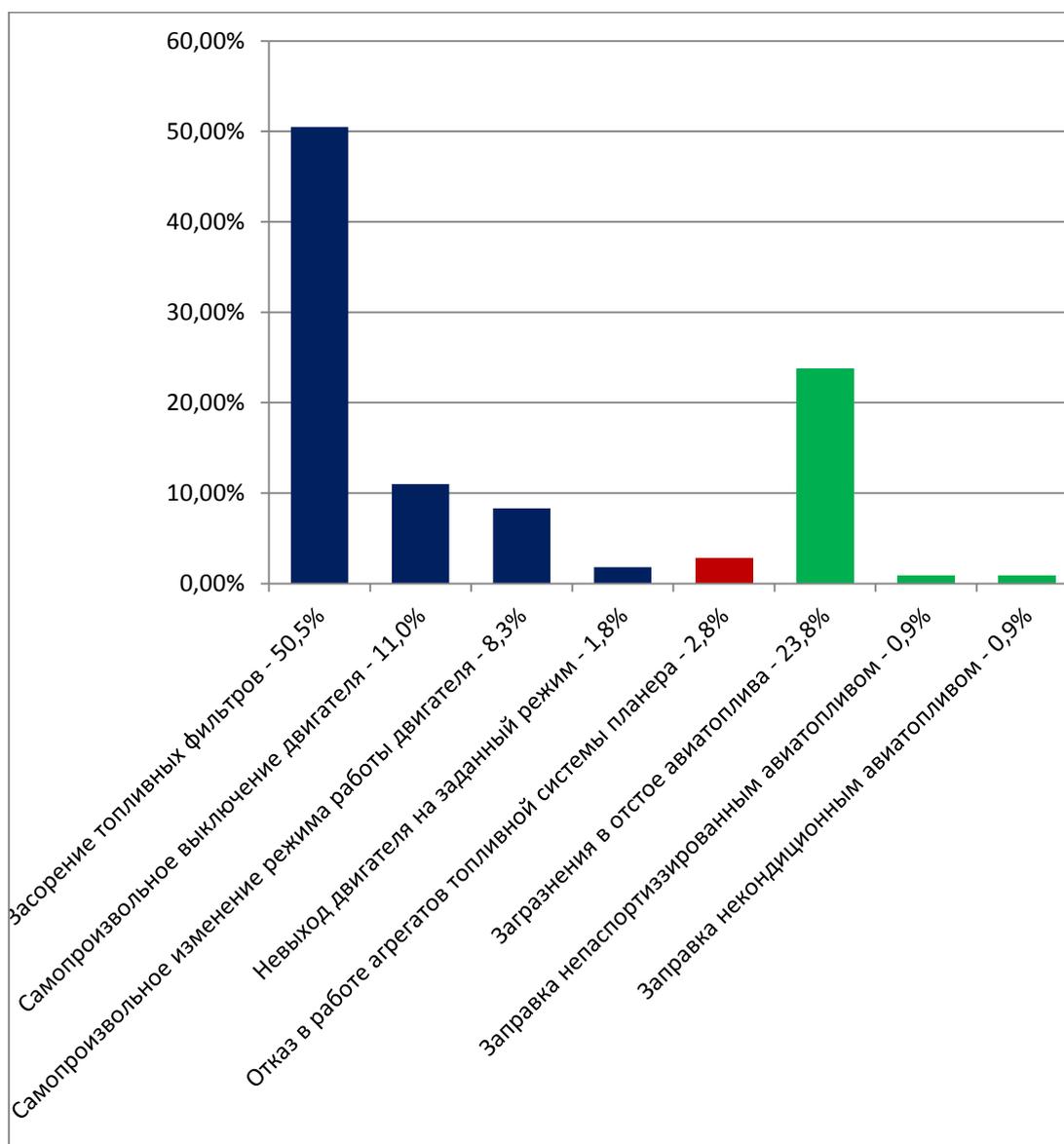
Всего проанализировано 134 события. Статистические данные ранжированы по группам и сделаны следующие выводы.

Важнейшим фактором, влияющим на надежность работы топливной системы воздушного судна, является кондиционность авиатоплива (рис. 1).



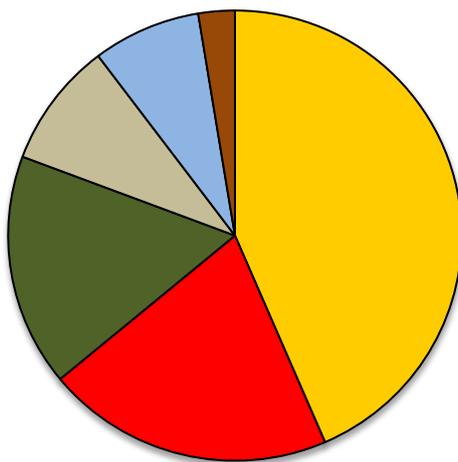
**Рис. 1.** Инциденты и авиационные происшествия, обусловленные работоспособностью топливной системы

Топливная система двигателя гораздо чувствительнее к некондиционности авиатоплива, чем топливная система планера (рис. 2).



**Рис. 2.** Причины инцидентов и авиационных происшествий, обусловленные некондиционностью авиатоплива

Первое место среди обстоятельств, послуживших причинами отказов авиадвигателей, занимает загрязнение авиатоплива механическими примесями - 20,5% (рис. 3).



- Некондиционное авиатопливо ( без указания причины некондиционности) 43,5%
- Загрязнение авиатоплива механическими примесями 20,5%
- Ненормативная концентрация ПВКЖ в авиатопливе 16,7%
- Загрязнение авиатоплива водой 9,0%
- Химические загрязнения в авиатопливе 7,7%
- Несоответствие авиатоплива ТУ 2,6%

**Рис. 3.** Виды некондиционности авиатоплива, послужившие причинами инцидентов и авиационных происшествий из-за отказов авиадвигателей

Таким образом, статистические данные подтверждают наличие проблемы недостаточной точности фиксированного норматива продолжительности отстаивания.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. О предварительном отстаивании топлива: указание МГА СССР от 21.03.1966 № 43/4-6. - М.: МГА СССР, 1966.
2. Руководство по приему, хранению, подготовке к выдаче на заправку и контролю качества авиационных горюче-смазочных материалов и специальных жидкостей в предприятиях воздушного транспорта Российской Федерации: приказ Департамента воздушного транспорта Минтранса Российской Федерации от 17.10.1992 № ДВ-126. - М.: Минтранс РФ, 1992.
3. Браилко А.А., Смутьский А.В. Оценка остаточного ресурса фильтроэлементов // Информационный сборник Ассоциации организаций авиатопливообеспечения воздушных судов гражданской авиации. - 2013. - № 8. - С. 66-69.
4. ГОСТ 31385-2008. Резервуары вертикальные цилиндрические стальные для нефти и нефтепродуктов. Общие технические условия. - М.: Стандартинформ, 2010.

#### AVIATION FUEL SEDIMENTATION DURATION FIXED STANDARD ACCURACY PROBLEMS

Konyaev E.A., Timoshenko A.I.

Aviation fuel sedimentation duration fixed standard using problems in fuels and lubricants department are observed.

**Key words:** aviation fuel, sedimentation, contamination, sedimentation duration standard.

**Сведения об авторах**

**Коняев Евгений Алексеевич**, 1937 г.р., окончил РИИГА (1959), доктор технических наук, профессор кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА МГТУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов – диагностика авиационных ГТД, авиационная химмотология топлив и масел.

**Тимошенко Андрей Николаевич**, 1958 г.р., окончил МИИГА (1981), заместитель директора ЦС ГСМ ГосНИИ ГА, автор 26 научных работ, область научных интересов – эксплуатация воздушного транспорта, обеспечение качества авиационных ГСМ.

УДК 629.735

## ДИАГНОСТИЧЕСКИЕ ПРИЗНАКИ ЗАГРЯЗНЕНИЯ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Е.А. КОНЯЕВ, Ш. АРДЕШИРИ, В.Ф. БАНБАН, П. ДЖАФАРИ

В статье анализируются методы оценки степени загрязнения проточной части авиационных ГТД.

**Ключевые слова:** авиационный двигатель, проточная часть, загрязнение, методы оценки, качество очистки.

Степень загрязненности проточной части может быть выявлена непосредственно (инструментальными методами, визуально при осмотре оптическими приборами), либо косвенным путем - по изменению газодинамических параметров двигателя.

В качестве косвенной оценки загрязненности проточной части могут служить критерии, используемые для контроля состояния судовых газотурбинных установок (ГТУ)[1]. Здесь степень загрязнения проточной части одновальной установки определяется по величине температуры газов перед турбиной.

Для двухвальных ГТУ показателем загрязнения проточной части, кроме того, считается изменение частот вращения роторов высокого и низкого давлений. Разная степень загрязнения компрессоров приводит к изменению отношения их частот вращения, называемого скольжением роторов, которое является вполне определенным для каждого режима работы установки.

При изменении скольжения от нормируемых значений необходимо промыть проточную часть. Для контроля за изменением скольжения на практике используют графические или табличные зависимости [1].

Загрязнения на лопатках компрессора изменяют их геометрию, форму межлопаточных каналов, чистоту поверхности.

При загрязнении КНД снижается его КПД, уменьшается степень сжатия и расход воздуха  $\pi_{\text{кнд}}^*$  и  $G_B$ , что, в свою очередь, ведет к увеличению  $T_{\text{г}}^*$  и  $T_{\text{твд}}^*$ . Таким образом, отмечается непрерывное повышение температуры газа за турбиной  $T_{\text{т}}^*$ .

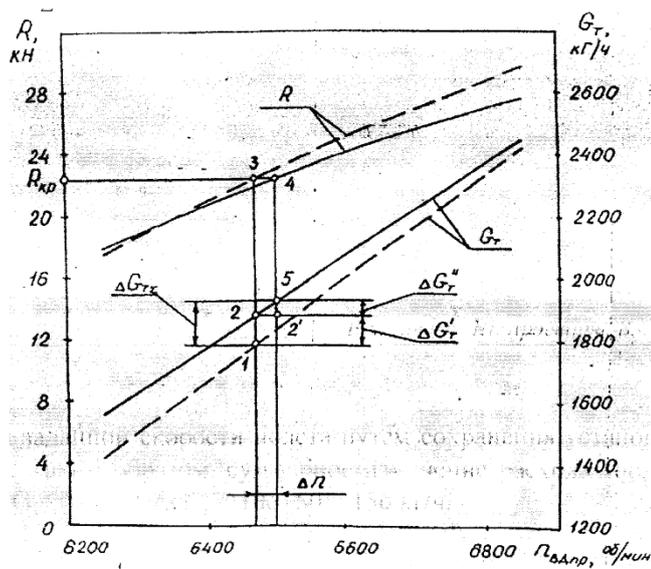
Удельный расход топлива  $C_{\text{уд}} = G_{\text{т}}/R$  при загрязнении КНД возрастает, что объясняется ухудшением аэродинамики потока, увеличением профильных потерь, возникновением локальных и общих срывов потока, снижением устойчивости работы компрессора.

Рассмотрим влияние загрязнений на работу КВД. Если ГТД управляется по программе  $n_{\text{квд}} = \text{const}$ , то загрязнение КВД приводит к увеличению подачи топлива и температуры газов перед турбиной  $T_{\text{г}}^*$ .

Эффективность удаления загрязнения была оценена на примере промывок парка двигателей НК-8-2У, имевших различную наработку. Обработка статистических данных показала, что в результате очистки проточной части в наземных условиях для режима  $n_{\text{нд}} = 90\%$  снижение часового расхода топлива в среднем составило  $\Delta G_{\text{тп}} = 275$  кг/ч при увеличении тяги  $R = 4,71$  кН [2].

На рисунке приведены расчетные зависимости тяги  $R$  и часового расхода топлива  $G_{\text{т}}$  двигателя НК-8-2У по частоте вращения  $n_{\text{вд}}$  ротора высокого давления до и после промывки проточной части для крейсерского режима полета ( $H = 11$  км,  $M = 0,8$ ). Как видно, загрязнение приводит к увеличению расхода топлива и снижению тяги при неизменной частоте вращения ротора высокого давления  $n_{\text{вд}}$ .

Поскольку значение потребной тяги  $R_{\text{кр}}$  для осуществления полета должно быть неизменным (участок 3-4) как для загрязненного, так и промытого двигателя, было установлено, что эффект от промывки обусловлен двумя причинами. Во-первых, за счет улучшения характеристик двигателя (отрезок 1-2) и, во-вторых, вследствие необходимости изменения режима работы ГТД для поддержания заданной скорости полета путем сохранения установленной потребной тяги  $R_{\text{кр}}$  (отрезок 2'-5). Таким образом, суммарное изменение расхода топлива по указанным причинам составляет  $\Delta G_{\text{т}\Sigma} = \Delta G'_{\text{т}} + \Delta G''_{\text{т}} = 100 + 50 = 150$  кг/ч.



**Рисунок.** Дроссельные характеристики двигателя НК-8-2У ( $H=11000$  м,  $M = 0,8$ ): сплошная линия – загрязненный двигатель; пунктир – очищенный двигатель

Анализ характера загрязнений основных узлов ГТД показывает, что для очистки последних требуется применение комплексного технологического процесса, предусматривающего эффективное удаление различных типов вредных отложений. Это влечет за собой необходимость использования универсальных технологий промывки и моющих средств [2].

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Горелов В.И. Эксплуатация корабельных газотурбинных установок. - М.: Воениздат, 1972.
2. Банбан В.Ф., Колобанов В.Ю., Турко В.П. Влияние промывки авиадвигателей на эффективность их использования в эксплуатации // Авиационная промышленность. - 1992. - № 4.

#### AVIATION ENGINE AIR-GAS CHANNEL CONTAMINATION DIAGNOSTIC CHARACTER

Konyaev E.A., Ardeshiri Sh., Banban V.F., Djafari P.

The aviation engine air-gas channel contamination rate estimation methods are explored in the article.

**Key words:** aviation engine, air-gas channel, contamination, estimation methods, cleaning quality.

#### Сведения об авторах

**Коняев Евгений Алексеевич**, 1937 г.р., окончил РИИГА (1959), доктор технических наук, профессор кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА МГТУ ГА, автор более 200 научных работ, область научных интересов - диагностика авиационных ГТД, авиационная химмотология топлив и масел эксплуатация воздушного транспорта.

**Ардешери Шади**, окончила МГТУ ГА (2011), аспирантка МГТУ ГА, автор 2 научных работ, область научных интересов - эксплуатация воздушного транспорта.

**Банбан Виктор Федорович**, 1961 г.р., окончил РКИИГА (1983), кандидат технических наук, заместитель директора авиакомпании Волга-Днепр, автор 10 научных работ, область научных интересов – эксплуатация воздушного транспорта.

**Джафари Педрам**, 1985 г.р., окончил МГТУ ГА (2008), аспирант МГТУ ГА, автор 3 научных работ, область научных интересов – эксплуатация воздушного транспорта, вибрационная диагностика механизмов и машин.

**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  
№ 206

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 11.08.14 г.

Печать офсетная  
17,50 усл. печ. л.

Формат 60x90/8  
Заказ № 1834/

15,64 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