

УДК 621.45

## Выбор и оптимизация состава авиационных газовых и сконденсированных топлив по критериям эффективности летательного аппарата.

Луковников А.В., Разносчиков В.В., Яновская М.Л.

### Аннотация

В статье приводится описание концепции, методик и комплекса математических моделей, предложенных для оценки использования новых авиационных топлив, оптимизированных по составу, по критериям эффективности системы «летательный аппарат – силовая установка – топливо». Приводятся результаты оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД и состава авиационного сконденсированного топлива для дозвуковых транспортных самолетов различной грузоподъемности.

### Ключевые слова

Силовые установки; летательные аппараты; авиационные топлива; эффективность; оптимизация; математическое моделирование.

### Введение

Известно, что между элементами системы «летательный аппарат (ЛА) – топливо – эксплуатация», рассматриваемой в качестве химмотологической, существуют сложные взаимонаправленные связи (рис. 1). Поэтому

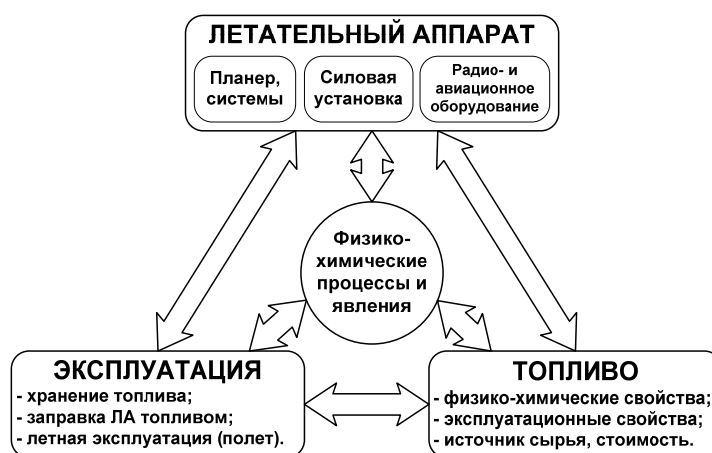


Рис. 1. Принципиальная схема химмотологической системы «ЛА – топливо – эксплуатация»

при создании нового ЛА необходимо учитывать требования, предъявляемые каждым из элементов к другим элементам и к химмотологической системе в целом. Например, при создании сверхзвуковых ЛА в 50-60-е годы XX века потребовалась разработка новой марки авиационного керосина, отличающегося по ряду свойств от топлива, используемого в дозвуковой авиации, т.е. даже авиакеросин, при достаточно узких диапазонах варьирования его свойств, пришлось специально адаптировать под новые требования авиационной техники. При создании же перспективных ЛА, использующих криогенные, газовые или сконденсированные топлива, состоящие из смеси водорода и различных углеводородов (метан, этан, пропан, бутан и т.д.), учет влияния энергетических и эксплуатационных свойств авиатоплива на характеристики ЛА и их силовых установок (СУ) должен быть обязательным. Без этого в настоящее время эффективную и конкурентоспособную авиационную систему создать нельзя, т.к. свойства топлива играют одну из ключевых функций при формировании технического облика ЛА и его СУ.

Решить такую сложную химмотологическую проблему, как выбор типа или состава топлива, обеспечивающего наилучшие показатели пассажирской, транспортной или боевой эффективности нового или модернизируемого ЛА, можно путем применения комплекса математических моделей и глобальной оптимизации на ЭВМ параметров ЛА, СУ и типа (марки или состава) используемого топлива.

Актуальность рассмотрения авиационного сконденсированного топлива (АСКТ) обусловлена его преимуществами перед авиационным керосином. Так, по удельной теплоте сгорания АСКТ превосходит керосин марки ТС-1 на ~ 5 %, что позволяет уменьшить на эту же величину массу топлива при неизменной дальности полета. АСКТ состоит из легких парафиновых углеводородов, что однозначно определяет его более высокую термоокислительную стабильность. Кроме того, АСКТ потенциально обладает существенно меньшей склонностью к дымлению и отложению нагара, чем авиакеросин, что благоприятно скажется на ресурсе камеры сгорания и турбины двигателя. Токсичность продуктов сгорания и пожароопасность АСКТ ниже по сравнению с ТС-1.

Производство авиационного керосина основано на использовании дорогостоящего химико-технологического процесса, а АСКТ находится в попутном нефтяном газе (ПНГ) в естественном виде в смеси с другими газами. Поэтому при выделении его из ПНГ посредством сжатия и охлаждения газа не требуется сложное технологическое оборудование, что значительно снижает себестоимость производства АСКТ, приближая ее к себестоимости автопропана.

## Системный подход к решению проблемы выбора топлива для ЛА

Летно-технические (ЛТХ) и эксплуатационные характеристики ЛА в наибольшей степени зависят от таких свойств топлива, как плотность  $\rho$  и теплота сгорания  $H_u$  (рис. 2). Значительное влияние свойства топлива оказывают и на конструкцию самолета. ЛТХ ЛА, в свою очередь, наиболее сильно зависят от аэродинамических и объемно-массовых параметров планера и тягово-экономических характеристик СУ. Влияние типа топлива на рабочий процесс и основные параметры СУ (тягу  $P$  и удельный расход топлива  $C_{уд}$ ) обусловлено, в основном, теплотворной способностью топлива и теплофизическими свойствами продуктов сгорания топлива с воздухом. Кроме того, топливо в значительной мере определяет облик двигателя и особенности его конструкции.

Особенно сильно на эффективность СУ влияют эксергетические возможности топлива, т.е. возможности увеличивать работу цикла [1]. Например, турбореактивный двигатель реализует в тягу только теплотворную способность топлива, а при использовании альтернативных криогенных топлив, кроме более высокой теплотворной способности, появляются такие эксергетические возможности, как хладоресурс и работоспособность топлива до его сгорания.

Поскольку ЛТХ ЛА зависят, главным образом, от компоновки и аэродинамических характеристик планера

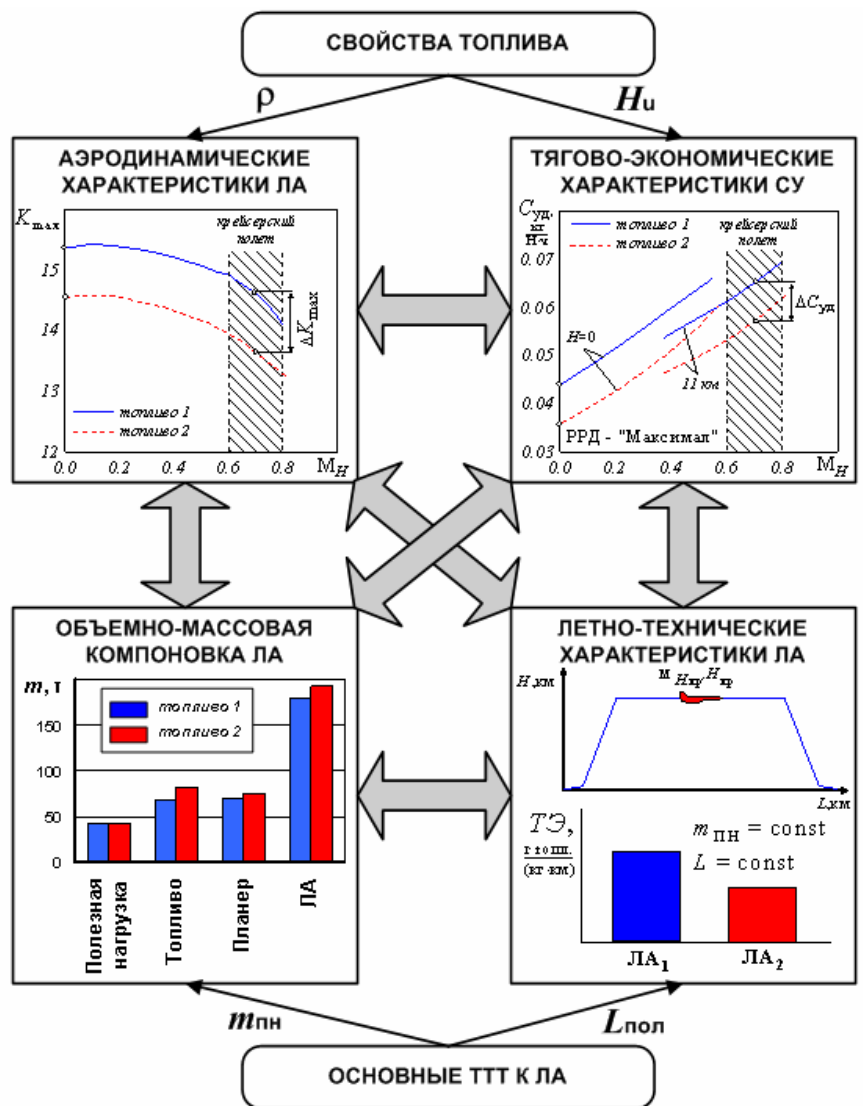


Рис. 2. Влияние топлива на свойства ЛА и СУ

и характеристик СУ, а не от состава и параметров бортового оборудования, то можно утверждать, что свойства авиационного комплекса как **носителя** полезной (боевой) нагрузки в большей степени определяются свойствами системы «летательный аппарат – силовая установка». Это позволяет значительно упростить задачу формирования технического облика исследуемой системы и не рассматривать вопросы, непосредственно связанные с эксплуатацией ЛА.

Отчетливо выраженная многодисциплинарность рассматриваемой проблемы и важность учета факторов, зависящих от применяемого топлива и влияющих на технический облик системы «ЛА–СУ» приводит к необходимости разработки комплексной математической модели (КММ), включающей в свой состав математические модели (ММ) ЛА, СУ и топлива, т.е. для оценки эффективности применения топлива на борту ЛА необходим переход от системы «ЛА–СУ» к системе «ЛА–СУ–топливо», а разрабатываемая КММ должна позволять рассчитывать не только тягово-экономические и габаритно-массовые характеристики СУ, но и геометрические, аэродинамические, весовые характеристики и траекторные параметры движения ЛА по типовым программам (профилям) полета, а также влияние на них свойств используемого топлива. Кроме этого, необходим учет экологических (шум, эмиссия вредных веществ в атмосферу) и стоимостных параметров системы «ЛА–СУ–топливо». Для решения этой проблемы необходим подход на основе системного анализа, включающего в себя следующие этапы: построение КММ исследуемой технической системы, выбор критерия (или нескольких критериев) оценки эффективности, постановка и решение задачи системного анализа [2].

### **Комплексное математическое моделирование системы «ЛА–СУ–топливо»**

Как отмечалось выше, первый этап системного исследования – это создание КММ системы «ЛА–СУ–топливо». Для решения задач по формированию оптимального предварительного технического облика СУ по критериям эффективности ЛА различного целевого назначения на этапах концептуальных исследований была разработана автоматизированная технология [3], базирующаяся на рассматриваемой КММ, блок-схема которой приведена на рис. 3.

В состав КММ системы «ЛА–СУ–топливо» входят:

- ММ топлива для расчета его свойств;
- ММ ЛА для расчета геометрических, аэродинамических, объемно-массовых и летно-технических характеристик ЛА;

- ММ СУ для «завязки» и расчета высотно-скоростных (ВСХ), дроссельных (ДХ) и габаритно-массовых (ГМХ) характеристик воздушно-реактивных двигателей прямой реакции различных схем: одноконтурных (ТРД и ТРДФ) и двухконтурных (ТРДД и ТРДДФ) турбореактивных двигателей, прямооточных ВРД, а также комбинированных СУ для гиперзвуковых ЛА: турбопрямоточных (ТПД) и пароводородных ракетно-турбинных (РТДп и РТДИ) двигателей;

- блок расчета критериев эффективности (КЭ) системы «ЛА–СУ–топливо».

Интегрированные в состав КММ новые (и уникальные в своем) роде ММ для расчета свойств топлив, теплофизических свойств рабочего тела СУ (воздуха и продуктов сгорания), стоимостных и экологических показателей [4] значительно расширяют возможности по исследованию влияния различных «топливных» факторов на параметры и эффективность системы «ЛА–СУ–топливо». В частности, имеется возможность проводить на ЭВМ расчетно-теоретические исследования по обоснованию состава перспективных топлив, оптимизированных не только по таким «самолетным» критериям, как транспортная или пассажирская эффективность, дальность полета, взлетная масса, но и по критериям стоимости жизненного цикла (ЖЦ) ЛА, стоимости одного летного часа, эмиссии вредных веществ в атмосферу и др.

Таким образом, особенностью КММ является сопряжение «самолетных», «двигательных» и «топливных» аспектов проектирования, органичное взаимодействие с пакетами многопараметрической оптимизации, которые позволяют оптимизировать любые самолетные,

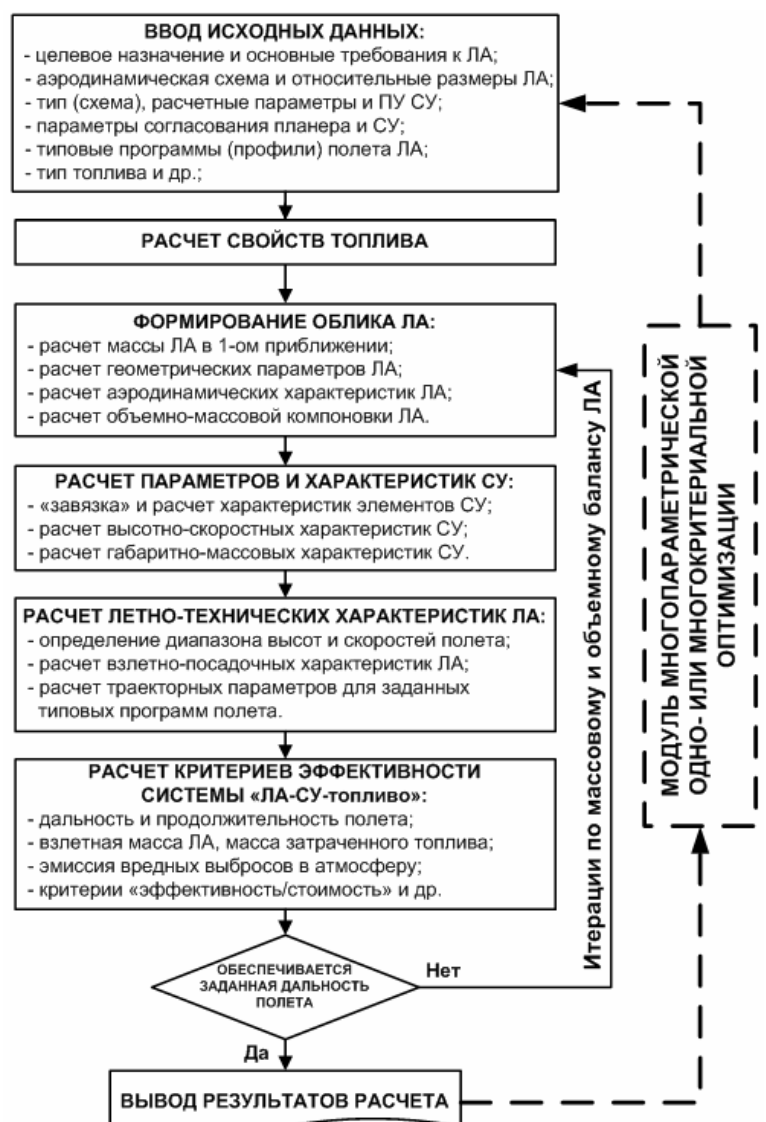


Рис. 3. Блок-схема комплексной ММ системы «ЛА–СУ–топливо»

двигательные и топливные параметры и их характеристики с целью формирования оптимального технического облика системы «ЛА–СУ–топливо» по выбранным КЭ ее функционирования. Разработанную КММ можно отнести к классу обличковых САПР, которые разрабатывались и внедрялись в отечественные КБ в 70-80-е гг. XX века, но в настоящее время в большинстве своем морально и технически устаревшие, либо не полностью функционирующие.

Структура и содержание основных математических моделей, входящих в состав КММ и обеспечивающих технологический процесс автоматизированного проектирования СУ в системе ЛА, подробно рассмотрены в [3]. В частности, для расчета аэродинамических характеристик (АДХ) ЛА использовались обобщенные критериальные зависимости [5], достоинством которых по сравнению с численными методами является простота с точки зрения числа задаваемых геометрических параметров планера ЛА и высокое быстродействие. Расчет объемно-массовой компоновки (ОМК) ЛА производится с использованием уравнений существования и согласования объемов ЛА и инженерных методик определения масс основных частей планера [6]. Расчет ВСХ и ДХ СУ осуществляется путем решения системы нелинейных алгебраических уравнений, описывающих условия совместной работы элементов двигателя [7]. В ММ СУ органично интегрированы ММ ее элементов, разработанные в последние годы в ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского.

В КММ для расчета физико-химических процессов, происходящих в топливе в элементах СУ (камере сгорания, теплообменниках, топливно-нагнетающих агрегатах и др.) и в топливной системе ЛА (баках, насосах, трубопроводах и др.) осуществляется взаимодействие ММ ЛА и ММ СУ с ММ топлив. При рассмотрении топлив, на которые имеются ГОСТ и технические условия (ТУ), их свойства могут быть определены из специализированных справочников, например, [8]. Однако в них ряд свойств даже известных топлив представлен в относительно узком диапазоне параметров их состояния (давления и температуры). Топлива в перспективных СУ предполагается эксплуатировать в широком диапазоне температур и давлений, и они могут быть рабочим телом топливного контура двигателя, влияя на его эффективность. Для проведения расчетов ЛТХ ЛА при использовании АСКТ различного состава необходимо иметь возможность вычислять свойства как индивидуальных веществ (компонентов топлива), так и их смесей. Кроме того, ММ топлив должна обеспечивать достоверный расчет свойств топлив в широком диапазоне температур и давлений и соизмеримое с остальными моделями КММ быстродействие расчета. Это требует разработки ММ топлив, основанной на инженерных методиках. Методики расчета свойств индивидуальных веществ и их смесей, из которых состоят альтернативных топлива, в частности газовые и криогенные, под-

робно описаны в специализированной литературе, например [9]. Авторами проведен анализ этих методик и выбраны наиболее достоверные в соответствии с поставленными к ММ требованиями.

В основе использованных методик расчета свойств индивидуальных веществ и их смесей лежат законы взаимодействия межмолекулярных сил. Количественное описание взаимодействия молекул осуществляется через потенциалы межмолекулярного взаимодействия. Их аналитическое определение производится методами квантовой механики и является чрезвычайно сложной задачей. Потому подобные задачи решаются численными методами. В настоящее время с приемлемой для практики точностью рассчитаны потенциалы взаимодействия атомов половины химических элементов, а также многих молекул. В разработанной ММ топлив используется потенциал Леннарда-Джонса, а также константы: фактор ацентричности Питцера, радиус твердой сферы, дипольный момент, атомная масса элементов и другие.

ММ топлив, блок-схема которой показана на рис. 4, позволяет определять свойства как стандартных топлив (например, различных марок авиакеросинов, сжиженного природного газа (СПГ), АСКТ по ТУ 39-1547-91 и др.), так и ряда индивидуальных веществ (водород  $H_2$ , предельные углеводороды (алканы) с условной формулой  $C_nH_{2n+2}$ , а именно: метан  $CH_4$ , этан  $C_2H_6$ , пропан  $C_3H_8$ , н-бутан  $C_4H_{10}$ , изо-бутан  $C_4H_{10}$ , н-пентан  $C_5H_{12}$ , изо-пентан (2-метилбутан)  $C_5H_{12}$ , нео-пентан (2,2-диметилпропан)  $C_5H_{12}$ , н-гексан  $C_6H_{14}$ , изо-гексан  $C_6H_{14}$ , н-гептан  $C_7H_{16}$ ), а также различных их смесей.

На рис. 5 в качестве примера показано сравнение расчетных (по разработанной ММ топлив) и экспериментальных [10, 11] значений теплоемкости н-пентана при давлении 0,1 МПа.

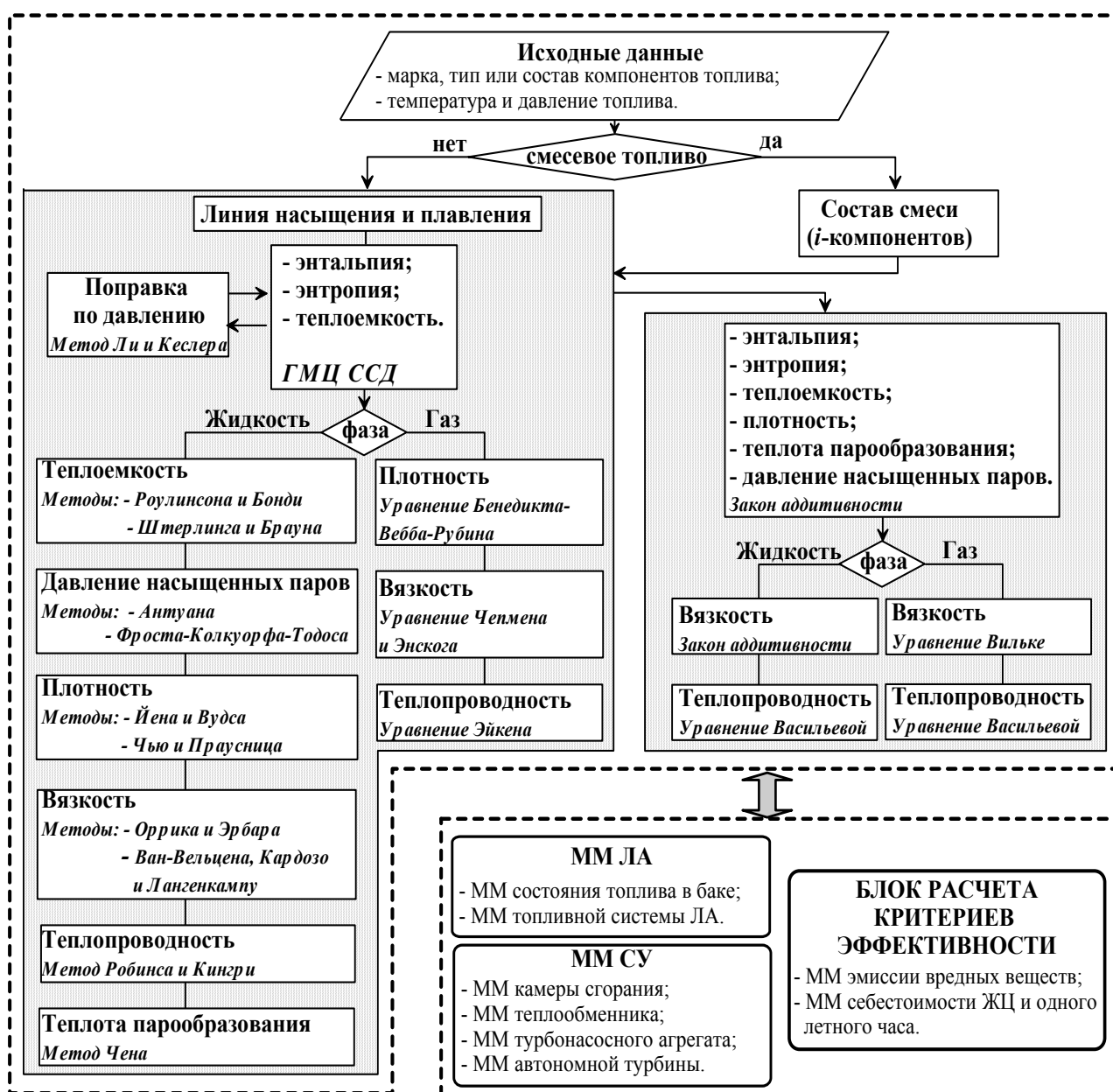


Рис. 4. Блок-схема ММ топлив



При расчете ЛТХ и траекторных параметров ЛА интегрируется система дифференциальных уравнений первого порядка, описывающих движение центра масс самолета без скольжения в вертикальной плоскости и в траекторной системе координат. Исходными данными для расчета служат полученные на предыдущих этапах аэродинамические и массовые характеристики ЛА, высотно-скоростные и габаритно-массовые характеристики СУ.

Расчет КЭ системы «ЛА–СУ–топливо» осуществляется после решения задач динамики полета для ряда полетных заданий с использованием инженерных методик расчета стоимости жизненного цикла и одного летного часа (с учетом известной или прогнозируемой стоимости топлива). Кроме этого, рассчитываются такие показатели, как транспортная и пассажирская эффективность ЛА, эмиссия CO<sub>2</sub> за весь полет и др.

Важный вопрос – адекватность разработанной КММ и ее отдельных модулей. Были проведены расчеты и сравнительные оценки для некоторых серийных авиадвигателей (АЛ-31Ф, РД-33, ПС-90А, Д-30КП, НК-32 и др.) и самолетов (Ил-76, Ту-204, Ан-124, Ту-22М3, Ту-160 и др.), которые подтвердили высокую достоверность разработанной КММ. Отметим, что КММ имеет открытую архитектуру, что позволяет вместо рассчитанных «внутренних» характеристик СУ и ЛА использовать «внешние» данные и характеристики, полученные экспериментальным путем или расчетом на сторонних, более точных, программах. Благодаря такой архитектуре предложенная технология, по сути, является платформой для дальнейшего развития и совершенствования системных исследований в данной области.

## Постановка задачи

Исследования по формированию облика СУ и ЛА представлены в многочисленных работах коллективов ОКБ, ряда научных и учебных организаций: ЦИАМ, ЦАГИ, ВВИА, 30 ЦНИИ МО РФ и др. В некоторых из этих работ производилась оценка эффективности СУ,

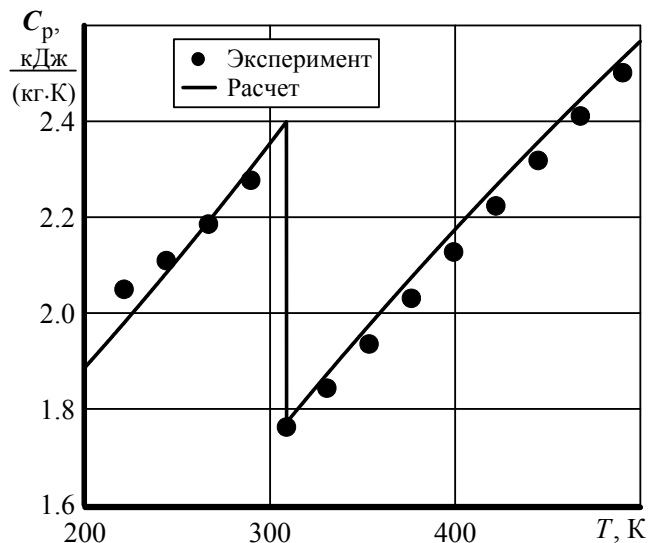


Рис. 5. Расчетные и экспериментальные значения теплоемкости n-пентана.

$$p = 0,1 \text{ МПа}$$

использующих различные топлива (керосин, метан, водород и их возможные комбинации), в системе ЛА. Вопросы же оптимизации состава альтернативных (в частности, газовых) топлив и оценки их эффективности в системе «ЛА–СУ» к настоящему времени освещены недостаточно. Поэтому эти исследования являются весьма актуальными.

Рассмотрим задачу оптимизации состава авиационного сконденсированного топлива, являющегося альтернативой авиационному керосину. АСКТ состоят, в основном, из предельных углеводородов. С одной стороны, смесь легких углеводородов в разных сочетаниях позволяет создавать требуемые составы с заданными (или оптимальными) плотностью и теплотворностью. При этом следует учитывать, что выбор состава АСКТ зависит от имеющихся в стране сырьевых и производственных возможностей и особенностей эксплуатации топлива в авиации. С другой стороны, так как ПНГ требуется перерабатывать для получения смеси согласно имеющимся ТУ, наиболее рациональным является путь разработки АСКТ, состав которого наиболее подходит для его использования в авиационной технике и способствует повышению эффективности ЛА и СУ.

### Формулировка задачи оптимизации

Требуется определить оптимальные параметры ЛА, СУ и состав АСКТ из условия достижения минимума критерия эффективности – взлетной массы ЛА  $m_0$ , обеспечивающие выполнение основных тактико-технических требований, предъявляемых к нему [12]:

$$\left( P_{\text{вар}} \right)_{\text{opt}} = \arg \min_{P_{\text{вар}}} m_0 \left( P_{\text{вар}}, P_{\text{невар}} \right) \rightarrow LA_{\text{opt}}.$$

В качестве инструмента оптимизации используется пакет «IOSO NM», базирующийся на методе непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации (МНСО) и его модификациях, разработанных под руководством Егорова И.Н. [13].

Рассмотрим три дозвуковых транспортных самолета (ТС): легкий, средний и тяжелый (рис. 6), способные перевезти максимальную полезную нагрузку, соответственно, 20, 40 и 120 тонн, на заданную дальность. Основные тактико-технические требования и ограничивающие параметры, в качестве которых взяты размеры отсека полезной нагрузки (грузовой кабины), представлены в табл. 1.

Таблица 1

Основные тактико-технические требования	Легкий ТС	Средний ТС	Тяжелый ТС
---	-----------	------------	------------

Масса полезной нагрузки, т	20	40	120
Дальность полета, км	4000	5000	5000
Число М крейсерского полета	0,6	0,6	0,6
Длина × ширина × высота грузовой кабины), м	18,0×3,0×2,5	25,0×3,4×3,4	31,0×6,4×6,4

В качестве прототипов для рассматриваемых ТС взяты существующие и проектируемые самолеты Ил-214Т, Ил-76МД и Ан-124 «Руслан».

Вектор варьируемых переменных  $\Pi_{\text{вар}}$  включает в себя: удельную нагрузку на крыло

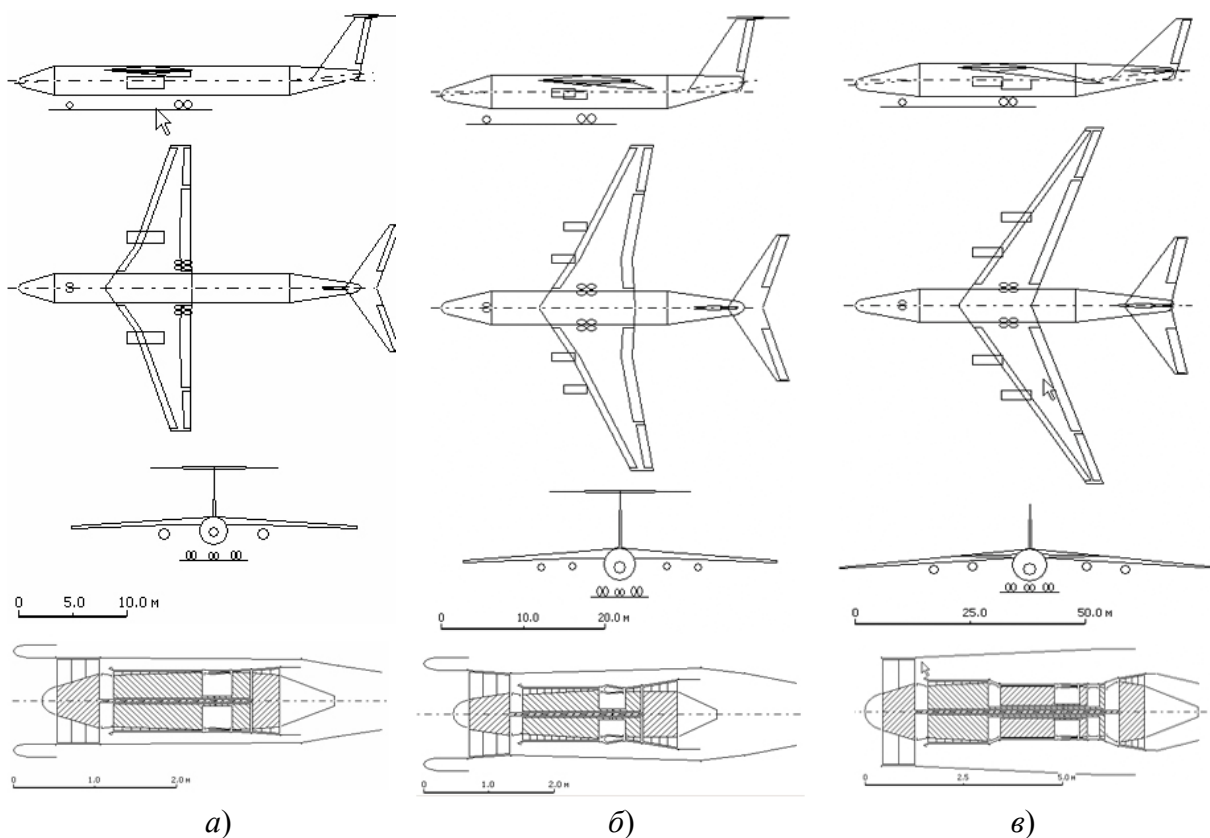


Рис. 6. Общий вид легкого (а), среднего (б) и тяжелого (в) транспортных самолетов и их силовых установок с ТРДД

$G_{\text{взл}}/S_{\text{кр}}$ , взлетную тяговооруженность  $m_0 = (P_0 N_{\text{дв}})/(m_0 g)$ , стреловидность крыла, удлинение фюзеляжа, относительную площадь миделя фюзеляжа, степень повышения давления в каскадах компрессора ТРДД, температуру газа перед турбиной, степень двухконтурности  $m$  и долевой состав АСКТ, состоящего из четырех компонентов:  $n\text{-C}_5\text{H}_{12}$ ,  $n\text{-C}_6\text{H}_{14}$ ,  $\text{изо-C}_6\text{H}_{14}$  и  $n\text{-C}_7\text{H}_{16}$ . Выбор такого состава обусловлен тем, что АСКТ остается в жидком состоянии во всем

эксплуатационном диапазоне полета самолета (рис. 7). Тогда АСКТ можно заправлять в топливные баки, как и авиакеросин, а конструкция топливной системы ЛА и СУ не потребует существенной доработки.

### Результаты оптимизации системы «ЛА–СУ–топливо»

В результате исследований с использованием разработанной КММ получены оптимальные предварительные технические облики ТС на авиакеросине и АСКТ, параметры которых представлены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты оптимизации	Легкий ТС		Средний ТС		Тяжелый ТС	
	керосин	АСКТ	керосин	АСКТ	керосин	АСКТ
Доля н-пентана ( $n\text{-C}_5\text{H}_{12}$ )	–	0,582	–	0,572	–	0,510
Доля н-гексана ( $n\text{-C}_6\text{H}_{14}$ )	–	0,051	–	0,047	–	0,049
Доля изо-гексана (изо- $\text{C}_6\text{H}_{14}$ )	–	0,186	–	0,171	–	0,228
Доля н-гептана ( $n\text{-C}_7\text{H}_{16}$ )	–	0,181	–	0,210	–	0,213
Плотность топлива, $\text{кг/м}^3$	775	646	775	647	775	649
Теплотворность, МДж/кг	42,90	45,28	42,90	45,28	42,90	45,26
Индекс эмиссии $\text{CO}_2$ , г/кг	3143	3062	3143	3058	3143	3052
Взлетная масса $m_0$ , т	67	63	180	173	395	375

По сравнению с оптимальным вариантом ЛА на керосине применение АСКТ на всех трех рассмотренных самолетах приводит к уменьшению их взлетной массы на 3–5 %. Показано, что все три оптимальные ТС используют практически одинаковый долевого состав АСКТ (табл. 2). Индекс эмиссии  $\text{CO}_2$  за весь полет при использовании АСКТ уменьшается на 3–4 %.

Анализ полученных результатов на примере легкого ТС показал, что оптимальный вариант самолета на АСКТ имеет меньшую взлетную массу. Это объясняется меньшей массой топ-

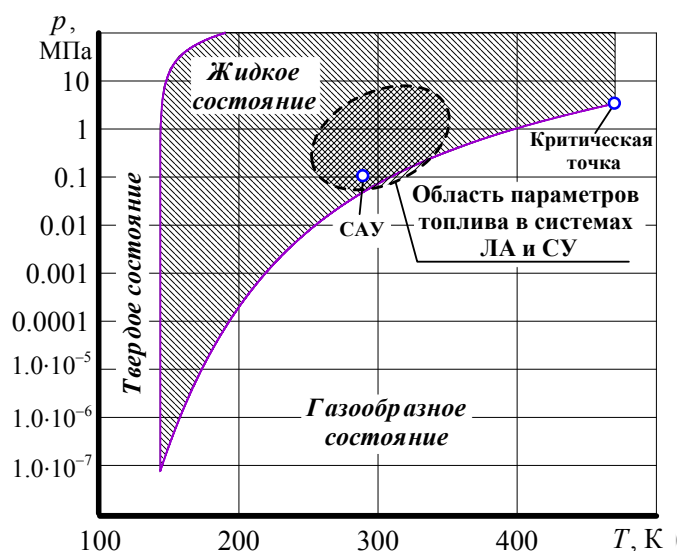


Рис. 7. Диаграмма состояния АСКТ

и область параметров топлива в системах ЛА и СУ

лива  $m_{\text{топл}}$ , необходимой для выполнения полета, из-за благоприятного влияния повышения теплотворности АСКТ на удельный (рис. 8) и километровый (рис. 9) расходы топлива в крейсерском полете ( $H = 8\text{--}10$  км,  $M_H = 0,6\text{--}0,8$ ).

Но АСКТ из-за меньшей плотности требует увеличения объема крыльевых топливных баков, что приводит к росту размеров и массы крыла. Однако, несмотря на это, из-за преобладающего влияния снижения  $m_{\text{топл}}$  взлетная масса ЛА на АСКТ получается меньшей, чем на керосине.

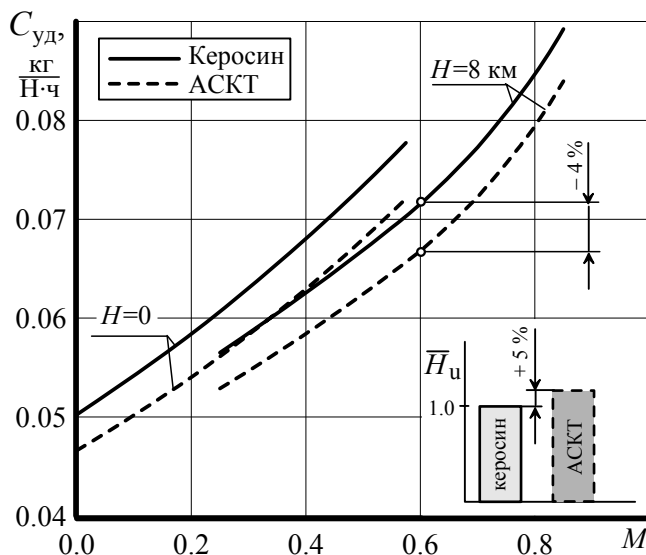


Рис. 8. Зависимость удельного расхода топлива от скорости

Рассмотренный пример иллюстрирует необходимость оптимизации состава топлива и оценки эффективности его применения в системе «ЛА–СУ–топливо». Сложный характер взаимного влияния и взаимосвязей между «топливными», «самолетными» и «двигательными» факторами требует разработки и применения комплексных математических моделей на этапах концептуального проектирования перспективных ЛА и их СУ.

## Выводы

1. Разработана комплексная (многодисциплинарная) математическая модель, позволяющая оценивать эффективность различных авиационных топлив, в том числе и альтернативных, по критериям эффективности системы «ЛА–СУ–топливо».

2. Проведенные исследования по оптимизации состава АСКТ показали, что при создании перспективных ЛА их

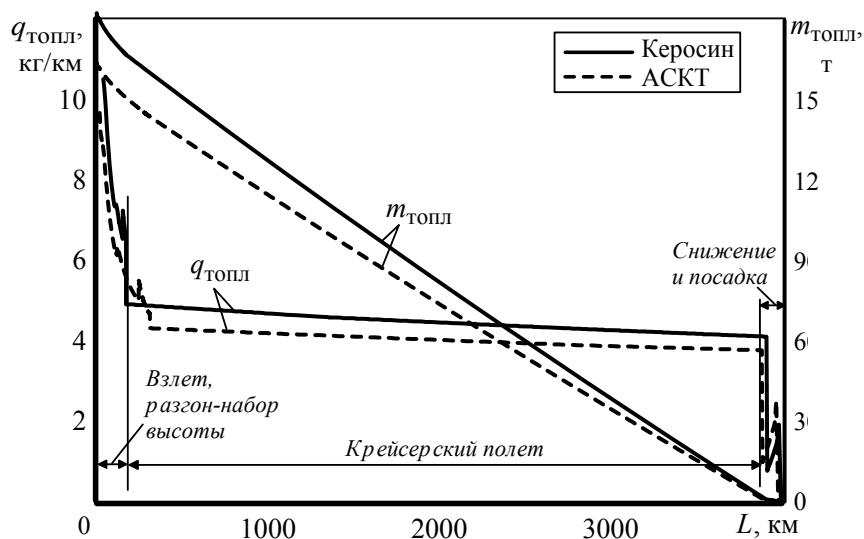


Рис. 9. Масса и километровый расход топлива по траектории полета самолета

взлетная масса будет на 3–5 % меньше, чем при использовании керосина, при одних и тех же основных тактико-технических требованиях к ним. Это приводит к снижению себестоимости ЛА при прочих равных условиях.

3. Из-за меньшего содержания углерода в АСКТ, чем в керосине, и меньших затрат топлива на полет, выбросы CO<sub>2</sub> в атмосферу снижаются на 3–4 %. Это позволит снизить вредное влияние авиационной техники на окружающую среду.

4. Проведенные оптимизационные исследования для транспортных самолетов разной грузоподъемности (от 20 до 120 тонн) показали, что требуемый состав АСКТ для них практически одинаков: н-пентан – 51–58,2 %, н-гексан – 4,7–5,1 %, изо-гексан – 17,1–22,8 % и н-гептан – 18,1–21,3 %. Полученные данные по долевым составу АСКТ могут явиться основой для разработки технических условий на новое топливо.

## Библиографический список

1. **Резников М.Е., Разносчиков В.В.** Методика ЭИМ (эксергия – импульс – масса), как теоретическая основа применения криотоплив в перспективных летательных аппаратах. / В Сб. докладов IV научно-технической конференции «Применение криогенных топлив в перспективных ЛА». –М.: Изд. ВВИА, 1998. – С. 12–15.
2. **Антонов А.В.** Системный анализ. –М.: Высшая школа, 2006. – 454 с.
3. **Луковников А.В.** Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке / Вестник МАИ, Т.15, № 3, 2008. –М.: Изд. МАИ. – С. 34–43.
4. **Разносчиков В.В., Чепанов А.И.** Анализ использования криогенных и газовых топлив в силовых установках магистральных самолетов. / Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации, №134, 2008. –М.: Изд. МГТУ ГА. – С. 10–15.
5. **Гриценко Н.А., Икрянников Е.Д.** Расчет аэродинамических характеристик ЛА: Учебное пособие. –М.: Изд. ВВИА, 1994. – 259 с.
6. **Проектирование самолетов:** Учебник для вузов / Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др./ Под ред. Егера С.М. – 3-е изд., перераб. и доп. –М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
7. **Бутов А.М., Козарев Л.А.** Математическое моделирование рабочего процесса авиационных двигателей: Учебное пособие. –М.: Изд. ВВИА, 1993. – 143 с.

8. **Дубовкин Н.Ф., Яновский Л.С., Харин А.А. и др.** Топлива для воздушно-реактивных двигателей. – М.: Изд. МАТИ–РГТУ им. К.Э. Циолковского, 2001. – 443 с.
9. **Рид Р., Праусниц Дж., Шервуд Т.** Перевод с англ. Соколова Б.И. Свойства газов и жидкостей. –Л.: Химия, 1982. – 591 с.
10. Веб-ресурс «ФГУП «Стандарт информ» – <http://www.standards.ru>.
11. Веб-ресурс «National institute of standards and technology» – <http://www.nist.gov>.
12. **Мышкин Л.В.** Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 304 с.
13. Веб-ресурс компании «IOSO Technology Center» – <http://www.iosotech.com>.

### **Сведения об авторах**

Луковников Александр Валерьевич, заместитель начальника кафедры, д.т.н., ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского. E-mail: [Lukovnikof@mail.ru](mailto:Lukovnikof@mail.ru).

Разносчиков Владимир Валентинович, доцент, к.т.н – ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского. E-mail: [raznoschikov@mail.ru](mailto:raznoschikov@mail.ru).

Яновская Мария Леонидовна – аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета), E-mail: [maria\\_yanovskaya@mail.ru](mailto:maria_yanovskaya@mail.ru).