

На правах рукописи

ТКАЧЕНКО Андрей Юрьевич

ОПТИМИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИНЫМ  
ДВИГАТЕЛЕМ ПО КРИТЕРИЯМ ЭФФЕКТИВНОСТИ  
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Специальность 05.07.05 - Тепловые, электроракетные двигатели  
и энергоустановки летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Самара 2009

Работа выполнена в ГОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева» (СГАУ) на кафедре теории двигателей летательных аппаратов

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор Кузьмичев В.С.

Официальные оппоненты: доктор технических наук, профессор Кривошеев И.А.  
доктор технических наук, профессор Пономарев Ю.К.

Ведущая организация: ОАО «Самарский научно-технический комплекс имени Н.Д. Кузнецова»

Защита состоится «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2009 г. в \_\_\_\_\_ на заседании диссертационного совета Д212.215.02 при ГОУ ВПО «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева» по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке СГАУ.

Автореферат разослан \_\_\_\_\_ 2009 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета  
доктор технических наук, профессор

Скуратов Д.Л.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

### **Актуальность**

Разработка проекта авиационного ГТД – это относительно небольшой по продолжительности, но чрезвычайно важный по принимаемым решениям период жизненного цикла двигателя. В результате проектирования формируются необходимые информационные модели как по двигателю в целом, так и по всем его элементам. Это, в конечном счете, предопределяет облик двигателя, особенности его конструктивного воплощения, характер технологических процессов при производстве и эффективность летательного аппарата, для которого он проектируется.

С развитием методов и средств проектирования газотурбинных двигателей на основе математического моделирования наибольшее распространение получил подход, при котором оценка проекта двигателя осуществляется на основе критериев эффективности системы более высокого уровня - летательного аппарата. Определение массовых, энергетических, экономических и экологических критериев эффективности ЛА в большинстве случаев основываются на знании интегральных эксплуатационных показателей (затратах топлива, времени полета), рассчитываемых путем моделирования полетного цикла.

Поскольку, важным фактором, определяющим эффективность ЛА, наряду с выбором параметров рабочего процесса двигателя, является выбор закона и программы его управления, то одним из перспективных направлений повышения качества и снижения стоимости жизненного цикла ГТД является определение оптимального управления им в течение полетного цикла с учетом ограничений на режимы полета ЛА и параметры рабочего процесса двигателей.

Важной и актуальной задачей является реализация разработанных методов в виде универсальной автоматизированной системы, охватывающей широкий круг задач термодинамического проектирования ГТД, и интеграция ее с системами автоматизированного проектирования ЛА.

### **Цель исследования**

Целью исследования является повышение эффективности и снижение стоимости жизненного цикла авиационных газотурбинных двигателей за счет разработки методов и средств оптимизации управления ими в системе ЛА.

### **Задачи исследования**

1. Разработка усовершенствованной математической модели полета ЛА, основанной на решении системы динамических уравнений его движения и позволяющей исследовать влияние управления ГТД на значения критериев эффективности ЛА.
2. Разработка математической модели определения критериев эффективности ЛА по результатам моделирования его полета.
3. Совершенствование математической модели ГТД и метода расчета его характеристик с целью повышения эффективности методов моделирования полета ЛА.
4. Разработка метода оптимизации управления ГТД по совокупности критериев эффективности ЛА.
5. Разработка автоматизированной подсистемы оптимизации управления ГТД на основе разработанных методов и математических моделей.

## **Методы исследования**

Для решения поставленных задач использованы методы теории рабочих процессов ГТД, системного анализа, исследования операций, теории оптимального управления, математического моделирования, вычислительной математики и САПР.

## **Научная новизна**

1. Разработана усовершенствованная математическая модель полета ЛА, позволяющая исследовать влияние управления двигателями на динамику полета ЛА и его критерии эффективности.
2. Разработана математическая модель определения критериев эффективности ЛА по результатам моделирования его полета.
3. Разработаны усовершенствованные математическая модель ГТД и метод расчета его характеристик, позволяющие повысить надежность получения результатов расчета параметров двигателя в широком диапазоне режимов работы и внешних условий, а также сократить время численного моделирования полета ЛА и оптимизации управления его двигателями.
4. Впервые разработан метод оптимизации управления ГТД, позволяющий повысить эффективность ЛА за счет выбора наиболее рационального управления его силовой установкой.
5. Разработана автоматизированная подсистема оптимизации управления ГТД (АСТРА-ОПТ), входящая в состав автоматизированной системы термогазодинамического расчета и анализа газотурбинных двигателей и энергетических установок (АСТРА), которая позволяет в комплексе решать задачи выбора оптимальных параметров рабочего процесса, расчета эксплуатационных характеристик и оптимизации управления ГТД произвольных типов и схем.

## **Практическая значимость**

Разработанные методы и новые результаты позволяют повысить эффективность проектируемых ГТД и сократить сроки их проектирования за счет целенаправленного поиска рационального способа управления двигателями и более точного расчета критериев эффективности ЛА по результатам моделирования его полета, что также может быть использовано при оптимизации параметров рабочего процесса.

Практическая значимость диссертации подтверждается тем, что она выполнялась в рамках инновационной образовательной программы «Развитие центра компетенции и подготовка специалистов мирового уровня в области аэрокосмических и геоинформационных технологий», а также по заданию Федерального агентства по образованию в рамках темы «Развитие теоретических основ оптимального проектирования двигателей атмосферных летательных аппаратов и энергетических установок».

Результаты исследований по оптимизации управления ГТД, разработанная автоматизированная система АСТРА внедрены в учебный процесс кафедры теории двигателей летательных аппаратов СГАУ.

Кроме того, разработанная автоматизированная система термогазодинамического расчета и анализа ГТД (АСТРА) нашла практическое применение на кафедре «Турбинные двигатели и установки» ГОУ ВПО «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет» (гос. контракт №528/07-ГК).

### Апробация работы

Основные положения диссертационной работы, научные и практические результаты докладывались на Международной научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века» (Москва, ЦИАМ, 2005); Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (Самара, СГАУ, 2006); X Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника и высокие технологии – 2007» (Пермь, ПГТУ, 2007); на научно-технических совещаниях и семинарах СГАУ и Санкт-Петербургского государственного политехнического университета.

### Публикации

По теме диссертации опубликовано 20 работ, в том числе три статьи в рецензируемом журнале, рекомендованном ВАК, и одно учебное пособие.

### Структура диссертации

Диссертационная работа состоит из введения, 5 глав, заключения, списка использованных источников из 102 наименований. Общий объем работы составляет 148 страниц, 48 рисунков и 12 таблиц.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обоснована актуальность темы диссертации, сформулирована цель исследований, отмечена научная новизна и практическая значимость выполненной работы, дан краткий анализ структуры и содержания работы.

**В первой главе** выполнен анализ современных проблем управления газотурбинными двигателями в аспекте повышения эффективности эксплуатации летательного аппарата. Развита теория выбора рациональных законов и программ управления газотурбинными двигателями атмосферных летательных аппаратов посвящены работы Нечаева Ю.Н., Кобелькова В.Н., Югова О.К., Селиванова О.Д., Гуревича О.С., Гольдберга Ф.Д., Дружинина Л.Н., Румянцева С.В., Тарасова Е.В., Тунакова А.П., Скрипниченко С.Ю., Кривошеева И.А., Ахмедзянова Д.А. и других ученых.

Анализ опубликованных исследований показал, что вопрос оптимизации управления ГТД в системе ЛА, в настоящее время, не решен в полном объеме. Отсутствие детальных исследований влияния управления ГТД на эффективность ЛА объясняется тем, что они лежат на стыке двух областей - проектирования ЛА и проектирования ГТД, требуют привлечения сложных моделей и весьма трудоемки.

Оптимизация управления газотурбинным двигателем и согласование его параметров с летательным аппаратом - это сложная комплексная задача, возникающая на этапах его предэскизного проектирования. В соответствии с теорией системного подхода обоснование выбора параметров и управления ГТД, должно основываться на оценке эффективности системы: летательный аппарат - двигатель.

В существующих работах, ввиду сложности методов оптимизации управления ГТД, данная задача разбивается на несколько более простых подзадач, и оптимизация выполняется отдельно на каждом этапе полета ЛА с использованием характерного для этого этапа критерия эффективности. В большинстве случаев критерием оптимальности является достижение минимального значения эффективного удельного расхода топлива при каждом заданном значении эффективной тяги, или достижение максимальной эффективной тяги, когда требуется получить максимальные избытки тяги. Данный подход в определенной

степени оправдан, поскольку позволяет значительно сократить трудоемкость вычислений и время, затрачиваемое на решение задачи оптимизации. Однако при этом не учитывается влияние режимов работы силовой установки на режимы полета летательного аппарата. Вследствие этого невозможно достаточно точно оценить такие параметры как время полета и суммарный расход топлива за полетный цикл, от которых зависят значения критериев эффективности ЛА. Кроме того, в данных исследованиях не рассмотрены вопросы оптимизации закона изменения режима работы силовой установки по критериям эффективности системы летательного аппарата на этапе начального проектирования ГТД.

На основании выводов сделанных по результатам проведенного анализа сформулированы задачи диссертации.

**Во второй главе** описан метод математического моделирования полета ЛА.

При изменении внешних условий и режима работы ГТД в процессе полета ЛА параметры рабочего процесса двигателя меняются в соответствии с общими закономерностями совместной работы его узлов. Соотношение между эффективной тягой силовой установки и внешним сопротивлением ЛА определяет величину изменения скорости или траектории полета. Внешнее сопротивление ЛА зависит от его аэродинамических характеристик и параметров управления и может выбираться из условия выполнения заданной программы набора высоты и снижения или заданной траектории. От способа управления силовой установкой будет зависеть характер изменения параметров движения ЛА в процессе полета, время полета, потребный запас топлива на полет и, в конечном итоге, значения показателей, характеризующих эффективность эксплуатации ЛА при выполнении конкретной задачи.

Одним из методов, позволяющих более точно оценивать критерии эффективности ЛА, а также установить влияние на них функции управления ГТД, является определение критериев эффективности ЛА по результатам решения системы дифференциальных уравнений, описывающей динамику его полета.

Для выполнения численного моделирования полет представлен в виде дискретного многошагового процесса. На основе уравнений, описывающих математическую модель полета ЛА, и метода Эйлера численного решения системы дифференциальных уравнений получена система дискретных уравнений, позволяющая определять изменение параметров состояния ЛА по траектории полета:

$$\begin{aligned}
 V_{n(n+1)} &= V_{n(n)} + \frac{1}{M_{ла(n)} V_{n(n)} \cos \Theta_{(n)}} \times \\
 &\times \left[ P_{эф.цy(n)} \cos(\alpha_{(n)} + \varphi_{P(n)}) - X_{a(n)} - M_{ла(n)} g_{(n)} \sin \Theta_{(n)} \right] \Delta L_{n(n)}; \\
 \Theta_{(n+1)} &= \Theta_{(n)} + \frac{1}{M_{ла(n)} V_{n(n)}^2 \cos \Theta_{(n)}} \times \\
 &\times \left[ P_{эф.цy(n)} \sin(\alpha_{(n)} + \varphi_{P(n)}) + Y_{a(n)} - M_{ла(n)} g_{(n)} \cos \Theta_{(n)} \right] \Delta L_{n(n)}; \\
 M_{ла(n+1)} &= M_{ла(n)} - \frac{G_{т.цy(n)}}{V_{n(n)} \cos \Theta_{(n)}} \Delta L_{n(n)}; \\
 H_{(n+1)} &= H_{(n)} + \operatorname{tg} \Theta_{(n)} \Delta L_{n(n)}; \\
 t_{(n+1)} &= t_{(n)} + \frac{1}{V_{n(n)} \cos \Theta_{(n)}} \Delta L_{n(n)}.
 \end{aligned}$$

Исходной информацией для моделирования полета являются:

- площади характерных сечений проточной части и характеристики узлов ГТД;
- закон и программа управления ГТД;
- взлетная масса летательного аппарата;
- аэродинамические и геометрические характеристики планера;
- программы набора высоты и снижения;
- высота крейсерского участка полета;
- скорость и координаты ЛА в начальной точке.

Результатами моделирования полета являются функции изменения параметров ЛА по траектории, время полета, расход топлива за полет, значения критериев эффективности ЛА. Поскольку полет ЛА на различных этапах описывается разными условиями, то его моделирование осуществляется путем последовательного моделирования каждого этапа. При этом значения параметров состояния ЛА в конце очередного этапа являются начальными условиями для моделирования следующего.



Рисунок 1 — Иерархия математических моделей в задаче моделирования полета ЛА

Подъемная сила и сила внешнего сопротивления планера рассчитываются с помощью математической модели летательного аппарата (рисунок 1) в зависимости от его геометрических параметров, аэродинамических характеристик и условий полета. Суммарная эффективная тяга двигателей ЛА и суммарный расход топлива определяются по математической модели силовой установки. В свою очередь, тяга отдельного двигателя и расход топлива в нем определяются в зависимости от режима работы и внешних условий с помощью универсальной математической модели ГТД. Данная модель состоит из совокупности математических моделей, описывающих термогазодинамические процессы, происходящие в основных узлах газотурбинного двигателя (рисунок 1), а также содержит следующие основные группы уравнений, описывающие условия совместной работы всех узлов в составе двигателя:

- уравнения неразрывности;
- уравнения баланса мощности;
- уравнения баланса давлений;
- уравнения, описывающие закон и программу управления ГТД.

Решение системы нелинейных уравнений, описывающей совместную работу узлов двигателя выполняется модифицированным методом Ньютона. Для повышения устойчивости сходимости решения в алгоритм данного метода внесены следующие

усовершенствования:

- 1) В формулу определения очередного приближения  $\mathbf{x}^{(n+1)}$  введен коэффициент релаксации  $\Delta_x$ , значение которого влияет на величину шага очередного приближения:

$$\mathbf{x}^{(n+1)} = \mathbf{x}^{(n)} - \Delta_x \left( \mathbf{f}'(\mathbf{x}^{(n)}) \right)^{-1} \mathbf{f}(\mathbf{x}^{(n)}) .$$

Исходное значение коэффициента релаксации принимается равным единице.

- 2) Добавлен блок проверки сходимости решения путем сравнения суммы квадратов невязок

$$\delta f = \sum_{i=1}^m (f_i)^2$$

в текущем и предыдущем приближениях. Если в текущем приближении значение суммы невязок по сравнению с предыдущим приближением не уменьшилось, то величина коэффициента релаксации  $\Delta_x$  уменьшается на 25%, а значения переменных в новом приближении  $\mathbf{x}^{(n+1)}$  пересчитываются с учетом его измененного значения. При необходимости происходит дальнейшее уменьшение коэффициента релаксации до тех пор, пока не будет выполнено условие  $\delta f^{(n)} < \delta f^{(n-1)}$ .

- 3) Введена корректировка значений переменных  $\mathbf{x}^{(n+1)}$ , рассчитанных в новом приближении, в том случае, если они выходят за границы диапазона допустимых значений. Тем самым исключается возникновение ошибок при расчете по математической модели ГТД и прекращение вычислений на промежуточных итерациях.

Данные модификации позволили обеспечить надежную и быструю сходимость решения при расчете эксплуатационных характеристик ГТД в широком диапазоне внешних условий и режимов его работы, что, в свою очередь, привело к сокращению времени, необходимого для численного моделирования полета ЛА.

В последнем разделе главы приведены формулы расчета основных критериев эффективности ЛА (удельных затрат топлива ЛА  $C_{\text{т.км}}$ , себестоимости перевозок  $a$ , приведенной производительности ЛА  $\bar{P}$  и др.) в зависимости от результатов моделирования его полета (расхода топлива за полет  $M_{\text{т.п}}$ , времени полета  $t_{\text{п}}$ , параметров состояния ЛА в конце полета). Расчет значений критериев эффективности по результатам моделирования полета ЛА, с одной стороны, повысил адекватность их количественной оценки по сравнению с существующими методами. С другой стороны, позволил установить количественную связь между функцией управления ГТД и целевой функцией, рассчитываемой по совокупности критериев эффективности ЛА, в задаче оптимизации управления ГТД.

**В третьей главе** сформулирован и описан разработанный метод выбора оптимального управления ГТД.

Задача оптимизации управления ГТД в процессе полета ЛА заключается в определении такого изменения параметров регулирования двигателя по траектории полета, при котором целевая функция, характеризующая эффективность ЛА, достигает оптимума:

$$\bar{\mathbf{u}} = \underset{\mathbf{u}}{\text{opt}} Y(\mathbf{u}).$$



В данной задаче в качестве параметров управления процессом выступают параметры регулирования двигателя  $u_j$ , совокупность которых однозначно определяет режим его работы. Функции изменения параметров регулирования ГТД в зависимости от текущей дальности полета ЛА  $L$  образуют функцию управления  $u$ :

$$u = \{u_1(L), u_2(L), \dots, u_k(L)\} .$$

Например, для ТРДД с одним управляющим фактором в качестве функции управления может выступать изменение частоты вращения ротора высокого давления по траектории полета  $u = \{n_{\text{вд}}(L)\} .$

Для дозвуковых транспортных и пассажирских самолетов сформулирована следующая последовательность оптимизации управления ГТД:

- 1) формирование множества возможных законов управления ГТД;
- 2) определение массы и скорости ЛА в начале этапа набора высоты;
- 3) моделирование этапа набора высоты по заданной программе  $V = \psi(H)$  с различными законами управления ГТД и определение параметров состояния ЛА в конце данного этапа;
- 4) оптимизация режимов ГТД на крейсерском участке полета для каждого варианта набора высоты, по совокупности показателей эффективности ЛА, рассчитанных с учетом затрат топлива и времени на этапах снижения и посадки;
- 5) выбор оптимального варианта закона управления по результатам, полученным в предыдущем пункте.

Для выполнения пункта 4 модель полета ЛА дополнена алгоритмом оптимизации функции управления с помощью численного метода динамического программирования, основанного на принципе оптимальности Беллмана, который сформулирован для решения широкого круга задач управления, распадающихся на ряд последовательных этапов (шагов). Если задано начальное и конечное состояния системы и переход из начального в конечное состояние осуществляется в несколько промежуточных этапов, на каждом из которых система может находиться в одном из различных состояний, определяемом значением функции управления, то задача состоит в том, чтобы выбрать такое изменение функции управления, при котором некоторая количественная оценка процесса достигает оптимума.

На основе принципа Беллмана разработан следующий алгоритм решения задачи оптимизации управления ГТД.

1. Задаются начальные значения параметров регулирования ГТД на каждом участке траектории и значения параметров состояния ЛА в начальной точке. Оптимизация начинается с расчета первого участка траектории.
2. В зависимости от состояния ЛА в начале участка и значений параметров регулирования ГТД рассчитываются значения параметров состояния в конце участка.
3. Если текущий участок траектории не является последним, то осуществляется переход к расчету следующего участка траектории.
4. Если текущий участок траектории является последним, то рассчитываются значения критериев эффективности ЛА и целевой функции.
5. Проверяется выполнение условия сходимости решения при текущих значениях параметров регулирования ГТД на данном участке траектории. Если условие сходимости решения не выполняется, то определяются новые значения параметров регулирования и расчет повторяется с пункта 2. Если условие

сходимости решения выполняется и текущий участок траектории является первым, то расчет останавливается. В ином случае осуществляется возврат к оптимизации управления на предыдущем участке траектории, начиная с пункта 5.

Блок схема данного алгоритма представлена на рисунке 2.

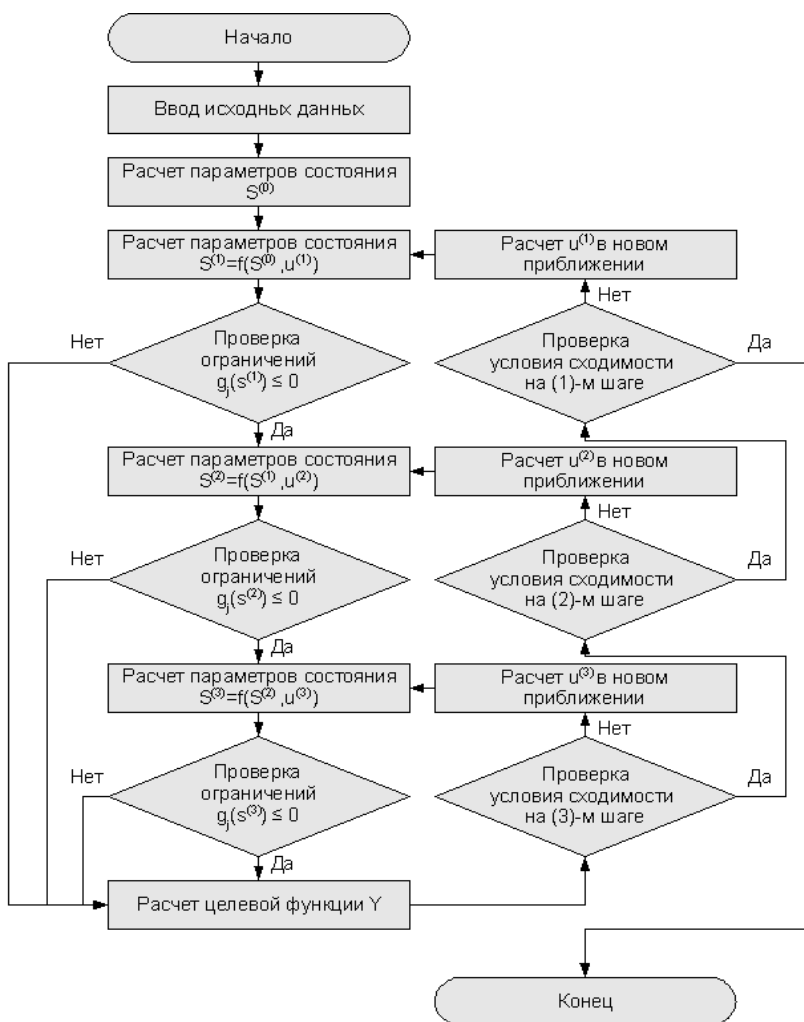


Рисунок 2 - Блок схема алгоритма оптимизации функции управления (на примере трехшагового процесса)

Каждая из вложенных задач оптимизации управления ГТД на отдельном участке траектории решается с помощью численного метода параметрической оптимизации Нелдера-Мида (деформируемого многогранника).

Для определения компромиссного варианта управления ГТД, отвечающего комплексу критериев оценки эффективности ЛА, используется минимаксный

принцип оптимальности, в соответствии с которым минимизируемой величиной является максимальное значение из набора нормированных критериев эффективности:

$$Y(\mathbf{u}) = \max_j \left( \rho_j F_j^{\text{норм}}(\mathbf{u}) \right) \rightarrow \min ,$$

где  $\rho_j$  - степень значимости  $j$ -го критерия;  $F_j^{\text{норм}}(\mathbf{u})$  - нормированное значение критерия эффективности, которое характеризует относительное отклонение текущего значения данного критерия  $F_j(\mathbf{u})$  (например,  $C_{\text{т.км}}$ ,  $a$ ,  $\bar{P}$ ) от его оптимального значения  $F_j^{\text{opt}}$ , найденного в результате однокритериальной оптимизации.

Нормированное значение критерия эффективности определяется по одной из следующих формул:

$$F_j^{\text{норм}}(\mathbf{u}) = \frac{F_j(\mathbf{u}) - F_j^{\text{opt}}}{F_j^{\text{opt}}} \quad \text{- в случае минимизации критерия;}$$

$$F_j^{\text{норм}}(\mathbf{u}) = \frac{F_j^{\text{opt}} - F_j(\mathbf{u})}{F_j^{\text{opt}}} \quad \text{- в случае максимизации критерия.}$$

Исследование различных вариантов управления ГТД выполняется с учетом ограничений на режимы полета ЛА и работы его силовой установки. Поскольку, не при любом варианте управления возможно осуществление процесса полета ЛА, а следовательно, не всегда возможно рассчитать такой процесс до конца и определить значение целевой функции, то при оптимизации функций управления с учетом ограничений невозможно воспользоваться стандартными методами штрафных и барьерных функций.

В разработанном методе при нарушении ограничений целевой функции присваивается фиксированное, заведомо большее значение, по сравнению с нормированными значениями критериев эффективности, которые она принимает при вариантах управления, не приводящих к нарушению ограничений в течении процесса. Кроме того, в алгоритме учитывается на каком шаге процесса произошло нарушение ограничения, а также величина превышения ограничения. Таким образом, если при текущем варианте функции управления на  $i$ -ом шаге  $n$ -шагового процесса произошло нарушение ограничения, представленного в виде  $g_j(\mathbf{S}^{(n-1)}, \mathbf{u}^{(n)}) \leq 0$ , и дальнейший расчет не возможен, то расчет целевой функции выполняется по следующей формуле:

$$Y = 10 + \frac{n-i}{n} + g_j(\mathbf{S}^{(i-1)}, \mathbf{u}^{(i)}) .$$

Таким образом, метод оптимизации управления ГТД по критериям эффективности ЛА основан на методе динамического программирования и выполняется путем разбиения непрерывного процесса на несколько этапов (шагов) и решения вложенных задач параметрической оптимизации значений функции управления на каждом шаге с учетом ограничений.

**В четвертой главе** описана автоматизированная подсистема оптимизации управления ГТД (АСТРА-ОПТ).

Объединение предложенных в работе моделей ГТД, динамики движения ЛА,

расчета критериев эффективности ЛА по результатам моделирования его полета и метода оптимизации управления ГТД осуществлено в рамках автоматизированной подсистемы АСТРА-ОПТ, которая входит в состав автоматизированной системы термогазодинамического расчета и анализа (АСТРА) газотурбинных двигателей и энергетических установок. Подсистема АСТРА-ОПТ предназначена для выбора оптимального варианта управления ГТД на основных участках траектории полета по совокупности критериев эффективности ЛА.

Подсистема позволяет решать следующие задачи, характерные для начального этапа проектирования ГТД:

- формирование математической модели ГТД любого типа и схемы на основе универсального подхода;
- определение параметров ГТД во всем диапазоне внешних условий и режимов работы путем расчета его эксплуатационных характеристик;
- расчет изменения параметров ГТД и ЛА при полете по заданной траектории и при заданных законе и программе управления его силовой установкой путем решения системы дифференциальных уравнений, описывающих динамику движения ЛА;
- расчет технико-экономических показателей эффективности ЛА по результатам моделирования основных этапов его полета;
- сравнение результатов моделирования полета ЛА при различных вариантах управления ГТД;
- многокритериальная оптимизация управления ГТД на различных этапах полета ЛА методами динамического программирования.

Использование принципа объектно-ориентированного программирования при разработке подсистемы позволило на основе реализованных классов, описывающих термогазодинамический расчет основных узлов ГТД, динамику движения ЛА, методы численного расчета систем нелинейных и дифференциальных уравнений, оптимизации функции управления и т.д., без изменения программного кода в интерактивном режиме формировать модели ГТД любых типов и схем, а также формировать модели различных задач термогазодинамического проектирования ГТД. Все модули, входящие в подсистему, разбиты на пять групп (рисунок 3).

Разработанная подсистема (рисунок 4) позволяет в интерактивном режиме формировать математическую модель решаемой задачи, задавать исходные данные в виде числовых значений, табличных зависимостей, значений из фиксированного списка, контролировать ход вычислений, просматривать и сохранять результаты расчетов в виде таблиц и графиков.

**В пятой главе** представлены результаты тестирования и апробации разработанного метода. Апробация выполнена на примере среднемагистрального пассажирского самолета Ту-154М с ТРДДсм Д-30КУ-154. На первом этапе на основе данных о параметрах рабочего процесса Д-30КУ-154 на крейсерском режиме выполнен проектный расчет с целью определения параметров модели расчета эксплуатационных характеристик двигателя. На втором этапе смоделирован типовой полетный цикл Ту-154М для проверки адекватности модели полета ЛА. На третьем этапе на основе полученной модели полета выполнена оптимизация управления двигателями Д-30КУ-154 на участках набора высоты и крейсерского полета. На четвертом этапе выполнено исследование влияния дальности полета ЛА на выбор оптимального управления его двигателями.

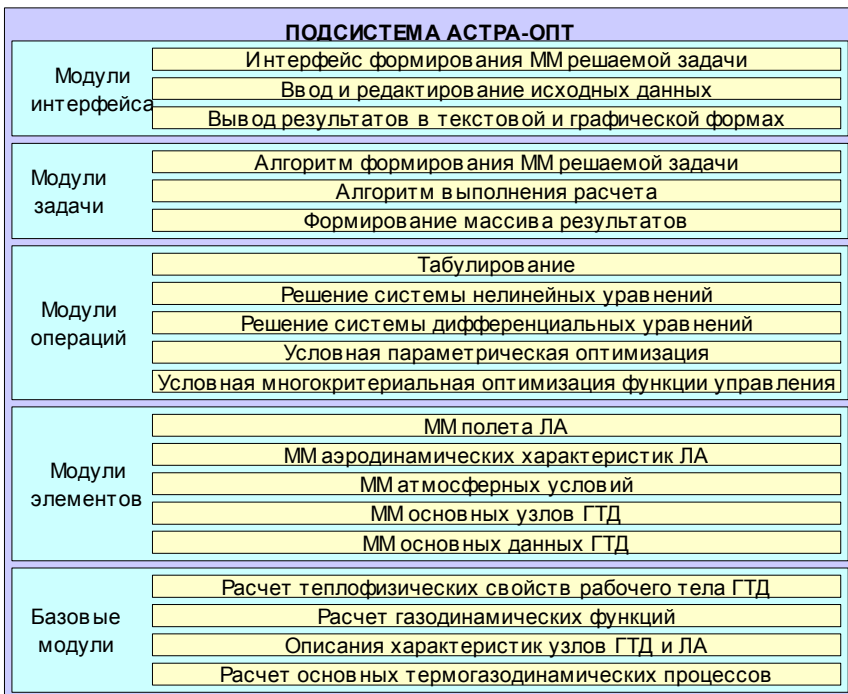


Рисунок 3 - Структура программных модулей подсистемы АСТРА-ОПТ

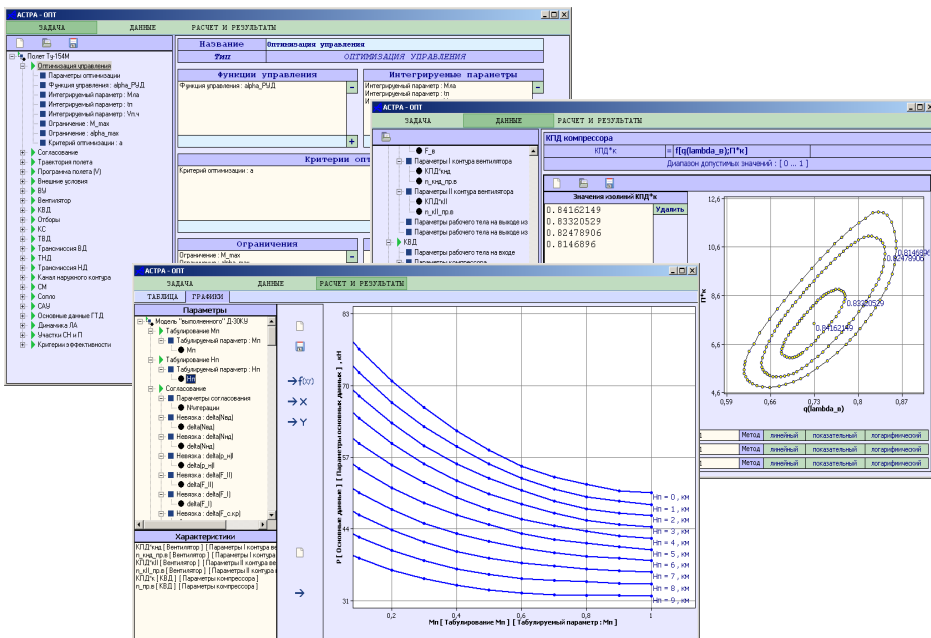


Рисунок 4 - Оконные формы подсистемы АСТРА-ОПТ

В подсистеме АСТРА-ОПТ сформирована математическая модель двухвального двухконтурного двигателя со смешением потоков и по известным значениям параметров рабочего процесса двигателя Д-30КУ-154 на крейсерском режиме полета выполнен проектный расчет двигателя. Результаты проектного расчета послужили исходными данными для формирования математической модели расчета эксплуатационных характеристик Д-30КУ-154.

Для проверки адекватности реализованной в подсистеме АСТРА-ОПТ модели расчета эксплуатационных характеристик Д-30КУ-154 были выполнены несколько расчетов на различных режимах работы двигателя и при различных внешних условиях. Результаты расчетов по полученной модели (таблица 1) показывают хорошую сходимость со значениями параметров реального двигателя.

Таблица 1 - Сравнение результатов, полученных по модели расчета эксплуатационных характеристик Д-30КУ-154, со значениями параметров реального двигателя

Внешние условия	Режим	Параметры модели	Параметры реального двигателя	Относительная погрешность
$M_{п} = 0$ , $H_{п} = 0$	взлетный, $n_{вд} = 96,0\%$	$P = 104,7 \text{ кН}$ , $C_{уд} = 49,9 \frac{\text{кг}}{\text{кН} \cdot \text{ч}}$	$P = 105,0 \text{ кН}$ , $C_{уд} = 49,8 \frac{\text{кг}}{\text{кН} \cdot \text{ч}}$	$\delta(P) = 0,29\%$ , $\delta(C_{уд}) = 0,20\%$
$M_{п} = 0$ , $H_{п} = 0$	номинальный, $n_{вд} = 94,0\%$	$P = 94,6 \text{ кН}$ , $C_{уд} = 49,6 \frac{\text{кг}}{\text{кН} \cdot \text{ч}}$	$P = 95,0 \text{ кН}$ , $C_{уд} = 49,2 \frac{\text{кг}}{\text{кН} \cdot \text{ч}}$	$\delta(P) = 0,42\%$ , $\delta(C_{уд}) = 0,81\%$
$M_{п} = 0,8$ , $H_{п} = 11 \text{ км}$	0,7 номинального $n_{вд} = 89,0\%$	$P = 22,7 \text{ кН}$ , $C_{уд} = 71,0 \frac{\text{кг}}{\text{кН} \cdot \text{ч}}$	$P = 22,9 \text{ кН}$ , $C_{уд} = 71,5 \frac{\text{кг}}{\text{кН} \cdot \text{ч}}$	$\delta(P) = 0,87\%$ , $\delta(C_{уд}) = 0,70\%$

Для проверки адекватности модели полета в подсистеме АСТРА-ОПТ выполнено моделирование типового полетного цикла самолета Ту-154М на дальность  $L_{п} = 5000 \text{ км}$  (таблица 2).

Таблица 2 - Сравнение результатов моделирования полета Ту-154М на дальность  $L_{п} = 5000 \text{ км}$  с данными руководства по летной эксплуатации

Характеристика полетного цикла	Результаты моделирования	Данные РЛЭ	Относительная погрешность
Параметры в конце участка набора высоты:			
Время полета, ч	0,486	0,500	2,80 %
Масса израсходованного топлива, т	4,61	4,50	2,44 %
Пройденное расстояние, км	349,4	350,0	0,17 %
Параметры в конце крейсерского участка:			
Время полета, ч	5,71		
Масса израсходованного топлива, т	31,2		
Суммарное время полета, ч	6,12	6,10	0,33 %
Масса топлива, потраченная за полет, т	32,6	32,8	0,61 %

Кроме того, для типовых полетных циклов самолета Ту-154М на дальности 1000 км, 3000 км и 5000 км (при постоянной взлетной массе  $M_0=100$  т) определены значения основных критериев эффективности ЛА (таблица 4).

При оптимизация управления двигателями Д-30КУ-154 самолета Ту-154М оптимизируемыми величинами являлись:

- значение параметра регулирования двигателей, определяющего режим его работы на этапе набора высоты;
- функция изменения режима работы двигателей на участке крейсерского полета.

Исходя из установленных ограничений параметров двигателя Д-30КУ-154 на номинальном режиме ( $T_{\Gamma \max}^{*(\text{НОМ})}=1380$  К,  $n_{\text{ВД} \max}^{(\text{НОМ})}=95\%$ ), выбраны три варианта закона управления двигателями на этапе набора высоты: 1)  $n_{\text{ВД}}^{(\text{НОМ})}=94\%$ ; 2)  $T_{\Gamma}^{*(\text{НОМ})}=1340$  К; 3)  $n_{\text{ВД}}^{(\text{НОМ})}=86,5\%$ .

Более высокий уровень параметров цикла двигателей на высоте  $H > 5$  км при законе управления  $T_{\Gamma}^{*(\text{НОМ})}=1340$  К (рисунок 5) обуславливает относительно большую эффективную тягу и, следовательно, более высокую скороподъемность самолета. При этом дистанция, время набора высоты эшелона крейсерского полета и масса израсходованного топлива имеют меньшие значения, чем при законах  $n_{\text{ВД}}^{(\text{НОМ})}=94\%$  и  $n_{\text{ВД}}^{(\text{НОМ})}=86,5\%$  (таблица 3, рисунок 6).

Задача оптимизации управления двигателями на этапе крейсерского полета сводится к определению сочетания значений  $n_{\text{ВД}}^{(\text{кр.нач})}$ ,  $n_{\text{ВД}}^{(\text{кр.ср})}$  и  $n_{\text{ВД}}^{(\text{кр.кон})}$ , определяющих изменение режима работы двигателей, при котором целевая функция  $Y$ , характеризующая эффективность ЛА достигает оптимума:

$$\bar{Y} = \text{opt}_{n_{\text{ВД}}^{[j]}} \Psi \left( n_{\text{ВД}}^{(\text{кр.нач})}, n_{\text{ВД}}^{(\text{кр.ср})}, n_{\text{ВД}}^{(\text{кр.кон})} \right).$$

В качестве целевой функции рассматривались:

- удельные затраты топлива:  $Y = C_{\text{т.км}} \rightarrow \min$ ;
- себестоимость перевозок:  $Y = a \rightarrow \min$ ;
- приведенная производительность ЛА:  $Y = \bar{P} \rightarrow \max$ ;
- максимальное значение из набора нормированных критериев эффективности:

$$Y = \max \left( C_{\text{т.км}}^{\text{НОРМ}}, a^{\text{НОРМ}}, \bar{P}^{\text{НОРМ}} \right) \rightarrow \min.$$

Для трех вариантов набора высоты выполнены оптимизационные расчеты каждой из четырех выбранных целевых функций для трех дальностей полета  $L_{\text{п}}$ : 5000, 3000 и 1000 км. Сравнение результатов полета при оптимизированном по совокупности критериев эффективности управлении двигателями самолета Ту-154М с результатами моделирования типового полетного цикла приведены в таблице 4.

Анализ полученных результатов показывает, что оптимальные значения критериев эффективности получены для набора высоты с законом управления двигателями  $T_{\Gamma}^{*(\text{НОМ})}=1340$  К, который позволяет быстрее достичь высоты крейсерского полета, в условиях которого двигатели работают на более экономичных режимах, что справедливо для всех рассмотренных дальностей полета.

Повышение эффективности самолета достигается при крейсерском полете на более низких режимах работы двигателя и, соответственно на более низких скоростях по сравнению с исходным полетным циклом (рисунок 7). Оптимизация управления двигателями ЛА на примере самолета Ту-154М с двигателями Д-30КУ-154 позволяет достичь существенного повышения эффективности эксплуатации ЛА. Например, по сравнению с типовыми способами управления оптимизированное управление двигателями самолета позволит сэкономить в течение периода равного ресурсу двигателей (15000 часов) от 3 до 17 тысяч тонн топлива.

Таблица 3 - Результаты моделирования этапа набора высоты при различных законах управления двигателями

Параметры	$n_{\text{вд}}^{(\text{НОМ})} = 94\%$	$T_{\text{г}}^{*(\text{НОМ})} = 1340 \text{ К}$	$n_{\text{нд}}^{(\text{НОМ})} = 86,5\%$
Пройденное расстояние, км	349	310	590
Время полета, ч	0,486	0,440	0,768
Масса израсходованного топлива, т	4,62	4,34	6,37

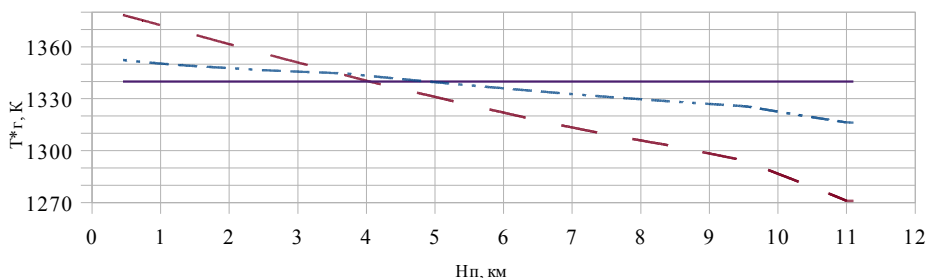


Рисунок 5 - Изменение температуры рабочего тела за камерой сгорания на этапе набора высоты при различных законах управления двигателями:

- - - - -  $n_{\text{вд}}^{(\text{НОМ})} = 94\%$  ;
- — — — —  $T_{\text{г}}^{*(\text{НОМ})} = 1340 \text{ К}$  ;
- — — — —  $n_{\text{нд}}^{(\text{НОМ})} = 86,5\%$  .

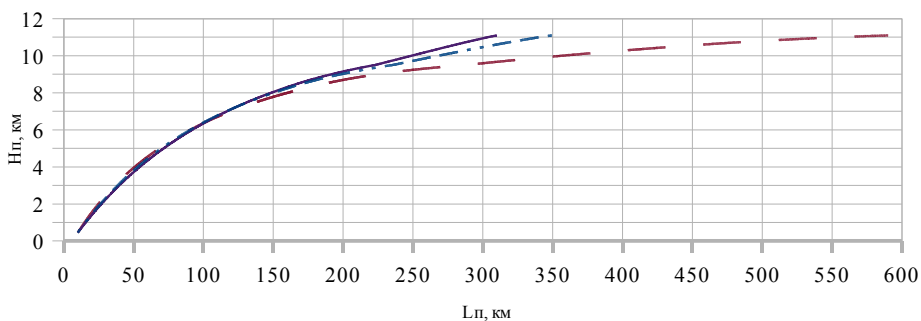


Рисунок 6 - Траектория набора высоты при различных законах управления двигателями (обозначения см. рисунок 5)



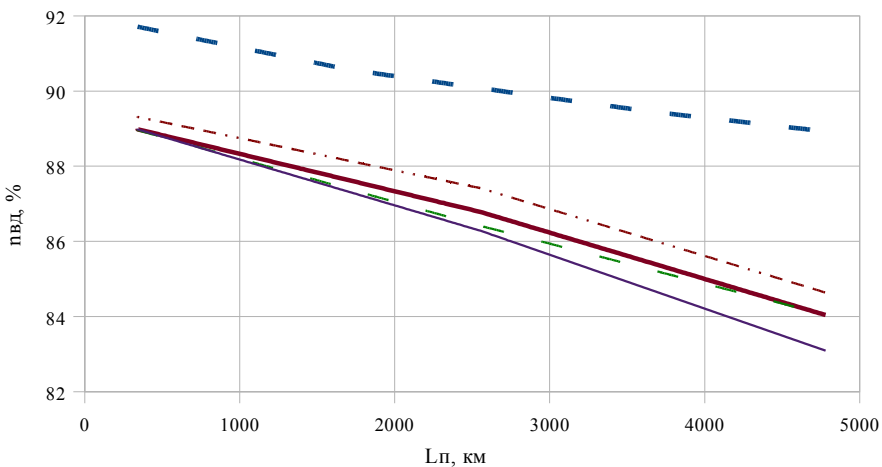


Рисунок 7 - Результаты оптимизации управления двигателями самолета Ту-154М при полете на дальность  $L_{п} = 5000$  км для закона управления на этапе набора высоты  $n_{вд}^{(НОМ)} = 94\%$  :

- — — — — - исходный вариант управления двигателями;
- — — — — - управление при минимальных удельных затратах топлива  $C_{т.км}$  ;
- — — — — - управление при минимальной себестоимости перевозок  $a$  ;
- · · · · - управление при максимальной приведенной производительности ЛА  $\bar{P}$  ;
- — — — — - управление, оптимизированное по совокупности критериев эффективности.

Таблица 4 - Сравнение результатов оптимизации управления двигателями Д-30КУ-154 самолета Ту-154М с результатами моделирования типового полетного цикла

Параметры полета	$L_{п} = 5000$ км			$L_{п} = 3000$ км			$L_{п} = 1000$ км		
	Типовой полет	Опт-е управление	$\delta$ , %	Типовой полет	Опт-е управление	$\delta$ , %	Типовой полет	Опт-е управление	$\delta$ , %
$t_{п}$ , ч	6,13	6,88	-12,2	3,78	4,03	-6,61	1,42	1,44	-1,41
$M_{т.п}$ , Т	32,6	29,6	9,2	21,1	19,6	7,11	8,72	8,52	2,41
$M_{кн}$ , Т	7,82	10,8	38,1	19,3	20,8	7,77	31,7	31,9	0,63
$C_{т.км}$ , $\frac{кг}{Т \cdot км}$	0,833	0,546	34,5	0,363	0,314	13,5	0,275	0,267	2,91
$a$ , $\frac{руб.}{Т \cdot км}$	18,9	13,0	31,2	8,14	7,28	10,6	6,04	5,92	1,99
$\bar{P}$ , $\frac{км}{ч}$	118	146	23,7	284	287	1,06	412	409	-0,73

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Разработана усовершенствованная математическая модель полета ЛА, которая позволяет на этапе начального проектирования ГТД более точно учитывать влияние многорежимности работы двигателей на значения критериев эффективности ЛА, а также исследовать влияние управления двигателями на динамику полета ЛА и изменение его параметров по траектории полета.
2. Разработана математическая модель определения критериев эффективности ЛА по результатам моделирования его полета. Расчет значений критериев эффективности по результатам моделирования полета ЛА повысил адекватность их количественной оценки по сравнению с существующими методами. Кроме того, данная математическая модель позволила установить количественную связь между функцией управления ГТД и целевой функцией, рассчитываемой по совокупности критериев эффективности ЛА, в задаче оптимизации управления ГТД.
3. Разработаны усовершенствованные математическая модель ГТД и метод расчета его характеристик, обладающие высокой надежностью получения результатов в широком диапазоне исходных данных и позволяющие сократить время численного моделирования полета ЛА и оптимизации управления его двигателями. Использование универсального подхода к описанию математической модели ГТД позволило реализовать возможность формирования в автоматизированном режиме математической модели ГТД произвольного типа и схемы, а также решать с ее помощью широкий круг задач темогазодинамического проектирования ГТД.
4. Впервые разработан метод оптимизации управления ГТД по совокупности критериев эффективности ЛА. Данный метод позволяет повысить эффективность ЛА за счет направленного поиска оптимального сочетания параметров регулирования ГТД и их изменения по траектории полета с учетом ограничений на режимы полета ЛА и значения параметров рабочего процесса двигателя. На примере оптимизации управления двигателями самолета Ту-154М показано, что по сравнению с типовыми программами полета, оптимизированное управление двигателями позволяет достичь значительной экономии топлива, которая при полете на максимальную дальность составляет более 9%.
5. Разработана автоматизированная подсистема оптимизации управления ГТД (АСТРА-ОПТ), которая предназначена для выбора оптимального варианта управления ГТД на основных участках траектории полета по совокупности критериев эффективности ЛА.
6. Достоверность полученных в работе результатов подтверждается хорошей сходимостью результатов моделирования полета Ту-154М с фактическими данными.

## ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

### **Публикации в рецензируемых изданиях, рекомендованных ВАК:**

1. Ткаченко А.Ю., Кузьмичев В.С., Кулагин В.В. Совершенствование методов расчета эксплуатационных характеристик для решения задач оптимизации программ управления ГТД. // Труды международной научно-технической конференции "Проблемы и перспективы развития двигателестроения". - Самара: СГАУ, 2006. - Ч. 2, 297-300 с.

2. Ткаченко А.Ю., Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н. Автоматизированная система термогазодинамического расчета и анализа (АСТРА) газотурбинных двигателей. // Труды международной научно-технической конференции “Проблемы и перспективы развития двигателестроения”. - Самара: СГАУ, 2006. - Ч. 2, 66-73 с.

3. Ткаченко А.Ю., Кузьмичев В.С. Метод оптимизации программ управления ГТД по критерию эффективности летательного аппарата. // Труды международной научно-технической конференции “Проблемы и перспективы развития двигателестроения”. - Самара: СГАУ, 2006. - Ч. 2, 82-86 с.

#### **Публикации в трудах международных и всероссийских конференций:**

4. Ткаченко А.Ю., Кузьмичев В.С. Исследование методов и средств расчета дроссельных и высотно-скоростных характеристик ГТД. // Материалы международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”, том I – М.: ЦИАМ, 2005. – 102-104 с.

5. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В. Совершенствование методов расчета эксплуатационных характеристик для решения задач оптимизации программ управления ГТД. // Проблемы и перспективы развития двигателестроения/ Материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 21-23 июня 2006 г. – Самара: СГАУ, 2006. - Ч. 2, 124-126 с.

6. Ткаченко А.Ю., Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н. Автоматизированная система термогазодинамического расчета и анализа (АСТРА) газотурбинных двигателей. // Проблемы и перспективы развития двигателестроения/ Материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 21-23 июня 2006 г. – Самара: СГАУ, 2006. - Ч. 2, 120-122 с.

7. Ткаченко А.Ю., Кузьмичев В.С. Метод оптимизации программ управления ГТД по критериям эффективности летательного аппарата. // Проблемы и перспективы развития двигателестроения / Материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 21-23 июня 2006 г. – Самара: СГАУ, 2006. Ч. 2, 138-139 с.

8. Ткаченко А.Ю., Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н. Постановка задачи оптимизации программ регулирования газотурбинных двигателей по критериям эффективности летательного аппарата. // Материалы X Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника и высокие технологии – 2007» (25-26 июня 2007 года, Пермь). – Изд-во Пермского государственного технического ун-та, 2007. – С 157-159.

9. Ткаченко А.Ю., Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н. Математическая модель оптимизации программ регулирования газотурбинных двигателей по критериям эффективности летательного аппарата. // Материалы X Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника и высокие технологии – 2007» (25-26 июня 2007 года, Пермь). – Изд-во Пермского государственного технического ун-та, 2007. – С 159-161.

10. Ткаченко А.Ю., Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н. Проблемы оптимизации программ регулирования газотурбинных двигателей по критериям эффективности летательного аппарата. // Материалы X Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника и высокие технологии – 2007» (25-26 июня 2007 года, Пермь). – Изд-во Пермского государственного технического ун-та, 2007. – С 161-163.

11. Ткаченко А.Ю., Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н. Универсальная автоматизированная система термогазодинамического расчета и анализа (АСТРА-2) газотурбинных двигателей и энергетических установок. // Материалы X Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника и высокие технологии – 2007» (25-26 июня 2007 года, Пермь). – Изд-во Пермского государственного технического ун-та, 2007. – С 163-165.

#### **Учебные пособия:**

12. Бочкарев С.К., Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю. Формирование математической модели двигателя-прототипа и проектный термогазодинамический расчет ГТД с использованием автоматизированной системы термогазодинамического расчета и анализа (АСТРА-ПР): Учеб. пособие – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 76 с.

### **Методические указания:**

13. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю. Формирование математической модели двигателя-прототипа и проектный расчет ГТД с использованием подсистемы АСТРА-ПР в PDM системе SmarTeam. Метод. указания.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 48с.
14. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю. Совместная работа узлов и расчет характеристик ГТД с использованием АСТРА-ВСХ в PDM системе SmarTeam. Метод. указания.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 40с.
15. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю. Оптимизация и выбор параметров рабочего процесса ГТД по самолетным критериям эффективности с использованием АСТРА-ОПТ: Метод. указания.– Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 40с.
16. Начальный уровень проектирования ГТД с помощью автоматизированной системы термозодинамического расчета и анализа АСТРА: метод. указания / сост. В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичев, А.Ю. Ткаченко и др.- Самара: Изд-во Самар.гос.аэрокосм.ун-та, 2008.-32 с.

### **Электронные издания:**

17. Бочкарев С.К., Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю. Формирование математической модели двигателя-прототипа и проектный термозодинамический расчет ГТД с использованием автоматизированной системы термозодинамического расчета и анализа (АСТРА-ПР). [Электронный ресурс]. – Электр. текстовые и граф. данные (79 Мбайт, печатный аналог – 4,75 п.л.): электр. учеб. пособие. – Самара: Центр новых информ. технологий Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 1 электр. опт. диск (CD ROM).
18. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю. Формирование математической модели двигателя-прототипа и проектный расчет ГТД с использованием подсистемы АСТРА-ПР в PDM системе SmarTeam. [Электронный ресурс]. – Электр. текстовые и граф. данные (печатный аналог – 3 п.л.): электр. метод. указания. – Самара: Центр новых информ. технологий Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 1 электр. опт. диск (CD ROM).
19. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю. Совместная работа узлов и расчет характеристик ГТД с использованием АСТРА-ВСХ в PDM системе SmarTeam. [Электронный ресурс]. – Электр. текстовые и граф. данные (печатный аналог – 2,5 п.л.): электр. метод. указания. – Самара: Центр новых информ. технологий Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 1 электр. опт. диск (CD ROM).
20. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю. Оптимизация и выбор параметров рабочего процесса ГТД по самолетным критериям эффективности с использованием АСТРА-ОПТ. [Электронный ресурс]. – Электр. текстовые и граф. данные (печатный аналог – 2,5 п.л.): электр. метод. указания. – Самара: Центр новых информ. технологий Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 1 электр. опт. диск (CD ROM).

Подписано в печать \_\_. \_\_. 2009 г.

Тираж 100 экз.

Отпечатано с готовых оригинал-макетов

---