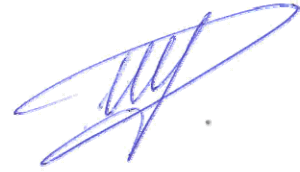


На правах рукописи



ШАРОВА НАТАЛЬЯ АНАТОЛЬЕВНА

**РАЗРАБОТКА ПРИНЦИПОВ ПОСТРОЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО
ГАЗОГЕНЕРАТОРА МАЛОРАЗМЕРНОГО АВИАЦИОННОГО
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

**Специальность 05.04.12 – Турбомашины и комбинированные
турбоустановки**

АВТОРЕФЕРАТ

**диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук**

Санкт-Петербург – 2010

Работа выполнена в государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет»

Научный руководитель:

доктор технических наук, профессор Рассохин Виктор Александрович

Официальные оппоненты:

доктор технических наук Ануров Юрий Михайлович

кандидат технических наук Ерохин Сергей Константинович

Ведущая организация:

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации

Защита состоится 30 ноября 2010 г. на заседании диссертационного совета Д 212.229.06 при ГОУ ВПО «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет» по адресу: 195251, Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29

С диссертацией можно ознакомиться в фундаментальной библиотеке ГОУ ВПО «Санкт-Петербургский государственный политехнический университет»

Автореферат разослан « ____ » _____ 2010 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета



Талалов В.А.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность проблемы. В конце XX века в мире были заложены научные предпосылки для создания авиационных двигателей нового поколения. В результате многочисленных исследовательских работ в различных областях сформировался их конструктивно-технологический и параметрический облик.

Авиационное двигателестроение в России сегодня постепенно выходит из кризиса. Созданы объединенные корпорации, государство начинает выделять средства под федеральные целевые программы развития.

Для реализации на существующих и перспективных двигателях новых технических решений необходимо изменить концепцию проектирования двигателя. Двигатель нового поколения должен быть легко адаптируемым к любому нововведению технологического или материаловедческого характера с минимальными изменениями в конструкции основных узлов.

Большую часть стоимости разработки нового двигателя (от 40 до 70% - в зависимости от конструктивной схемы) составляет стоимость разработки газогенератора. Именно поэтому, авиадвигателестроители во всем мире используют удачно спроектированные и испытанные эксплуатацией газогенераторы для создания семейств двигателей различного назначения. Однако диапазон мощности, охватываемый семейством двигателей, созданных на базе одного газогенератора невелик и составляет 15...20%. В связи с этим, была поставлена задача исследования возможности создания газогенератора, позволяющего получить двигатели с увеличением мощности в несколько раз относительно мощности самого газогенератора.

Данная работа посвящена разработке научно-технических основ создания в короткие сроки и с минимальными затратами малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) различных схем любого назначения с использованием оптимального газогенератора. Для обозначения разрабатываемого газогенератора использован термин «универсальный газогенератор» (УГГ).

Эффективность создания ГТД на базе УГГ определяется значительным сокращением сроков ОКР и уменьшением стоимости разработки нового двигателя, а также повышением топливной экономичности, получением возможности отработки новых технических решений сразу для нескольких двигателей, повышением надежности и долговечности конструкции в связи с применением отработанных технических решений.

Цель работы – разработка концепции и принципов создания универсального газогенератора располагаемой мощностью в диапазоне от 900 до 2700 кВт и, на его базе, авиационных МГТД различных конструктивных схем и назначения.

Для достижения цели были поставлены и решены следующие задачи:

- разработаны принципы построения универсального газогенератора для малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД);
- исследованы характеристики узлов УГГ, с виртуальной постановкой его в двигатель, дополненный контуром низкого давления;
- разработана математическая модель (ММ) многорежимной оптимизации (МО) универсального газогенератора для МГТД;
- созданы ММ МО основных элементов МГТД;
- разработаны ММ основных типов двигателей;
- сформирован программный комплекс МО МГТД;

– проведен численный эксперимент по постановке спроектированного газогенератора в ГТД различных типов и назначения.

Научная новизна работы заключается в том, что:

– разработаны инновационные принципы подхода к созданию МГТД с применением УГГ в диапазонах мощности 735...2270 кВт и тяги 2,5...14 кН, ведущие к снижению стоимости разработки, производства, испытаний и технического обслуживания;

– применен системный подход к МО газогенератора, основанный на сформулированной совокупности критериев оптимальности, целевых функций и параметров оптимизации, исходных параметров для каждой задачи оптимизации, ограничений, объединенных структурой иерархической модели оптимизации;

– предложен метод выбора оптимальных параметров газогенератора турбовальных и турбореактивных МГТД на основе универсальной целевой функции;

– разработана ММ иерархического типа МО МГТД, построенная с использованием функционально-структурной декомпозиции и состоящая из взаимосвязанных ММ МО элементов тепловой схемы (двигателя, стартера-энергоузла, непосредственно газогенератора, включающего компрессор, камеру сгорания и турбину компрессора, турбины низкого давления или свободной турбины, редуктора), эта модель позволяет проводить оптимизацию, многоцелевые численные исследования при различной совокупности исходных конструктивных и режимных параметров;

– в результате МО предложены параметры газогенератора, обеспечивающие минимальное значение удельного расхода топлива при максимальных значениях удельной мощности (тяги) двигателя, к которым можно стремиться при создании двигателя следующего поколения.

Практическая ценность работы:

– обоснован выбор перспективных схем малоразмерных газотурбинных двигателей различных типов на основе УГГ;

– проведен анализ характеристик узлов газогенератора в зависимости от условий работы в различных типах двигателей;

– разработаны рекомендации по проектированию МГТД на базе универсального газогенератора, обеспечивающие многоцелевое назначение и большой разброс эксплуатационных параметров;

– разработана модель вычислительного процесса МО МГТД, обеспечивающая необходимые графики нагрузок при минимальном расходе топлива, позволяющая проводить оптимизацию и численные эксперименты как МГТД в целом, так и отдельных его элементов с учетом их взаимного влияния;

– определены требования к конструкционным материалам для наиболее нагруженных деталей газогенератора, проанализированы существующие конструкционные материалы;

– определены пути реализации программы;

– разработаны рекомендации по созданию универсального газогенератора для авиационных ГТД.

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на третьей научно-практической конференции молодых ученых и специалистов. М.: ОАО «ОКБ Сухого», 2005; II международной научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века». М.: ЦИАМ, 2005; 5-й

международной конференции «Авиация и космонавтика-2006», М.: МАИ, 2006; Всероссийской межвузовской научно-технической конференции студентов и аспирантов. 26.09-1.12.07. Санкт-Петербург. Политехнический университет, 2008 г; XXVIII Российской школе по проблемам науки и технологий 24-26 июня 2008 г. Миасс; МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2008 г. Москва; МГУ, 2009 г., Москва, международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», 24-26 июня 2009 г., Самара.

Публикации. Основное содержание работы отражено в 10 научных трудах, список которых приведен в конце автореферата.

Объем и структура диссертации. Работа состоит из введения, шести глав, заключения, списка литературы и пяти приложений.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении показаны предпосылки возникновения темы, обоснована актуальность проведенных исследований, сформулированы цели работы, научная новизна и практическая значимость.

Введено понятие «универсальный газогенератор», показаны преимущества универсальности газогенератора для создания МГТД различных конструктивных схем на базе УГГ. Сформулированы условия эффективности создания МГТД на базе УГГ, определены основные конструктивные схемы двигателей, обозначены основные положения, выносимые на защиту.

В главе 1 рассмотрено современное состояние МГТД различных схем, проведен анализ зарубежных программ, посвященных разработке авиационных газотурбинных двигателей (АГТД). Представлена классификация существующих МГТД по мощности. Рассмотрены поколения МГТД, определены границы каждого поколения.

Представлен обзор существующих авиационных МГТД и летательных аппаратов, на которых они установлены. Предложено разделение МГТД на типоразмеры. Рассмотрены возможные схемы для построения ММ, включающие разрабатываемый газогенератор. Обоснован выбор показателей и характеристик авиационных ГТД.

Рассмотрены тенденции развития АГТД, обозначены требования к конструкционным материалам для наиболее нагруженных частей двигателя. Ограничение по рабочей температуре газа в МГТД зависит от технологической возможности изготовления охлаждаемой лопатки, что сильно повышает требования к конструкционным материалам.

Определены цели и задачи исследования и пути их решения.

В главе 2 сформулированы принципы построения газогенератора. Определены научные аспекты создания УГГ для МГТД.

При помощи предварительных термодинамических расчетов определены параметры газогенератора. Для получения ТВаД мощностью 735,5 кВт (1000 л.с.) выбрана точка: $T_{\text{вых.КС}}^* = 1265 \text{ К}$, $\pi_K^* = 7$, при $G_{\text{вх.К}} = 3,6 \text{ кг/с}$, $\bar{G}_{\text{вых.К}} = 0,716 \text{ кг/с}$, $C_e = 0,332 \text{ кг/(кВт}\cdot\text{ч)}$ (0,244 кг/(л.с.·ч)). Коэффициенты полезного действия: $\eta_{\text{Кад}}^* = 0,78$, $\eta_{\text{Тад}}^* = 0,87$. Тяга одновального ТРД, состоящего из этого же газогенератора – 2,5 кН. Удельный расход топлива при этом – $C_R = 27,5 \text{ г/кН}\cdot\text{с}$ (0,97 кг/кгс·ч).

Для определения диапазона мощности ряда двигателей, которые возможно построить на базе УГГ, произведен расчет двухвальной конструкции с основным ограничением: сохранены приведенные расходы воздуха по основным сечениям

газогенератора $\bar{G}_i = G_i \cdot \frac{P_H}{P_i^*} \cdot \sqrt{\frac{T_i^*}{T_H}}$. Оценен мощностной ряд от 735 до 7355 кВт.

Степень повышения давления вентилятора при максимальной мощности двигателя повышается до 4,3, температура газа перед рабочим колесом турбины возрастает до 2000 К. Сегодня научились справляться с такими температурами в больших двигателях, однако, для малоразмерных двигателей это будущее.

Анализ экономичности, массогабаритных и других показателей позволил сформулировать принципы построения газогенератора:

- обеспечение постоянных значений приведенного расхода воздуха через основные сечения и углов потока на входе и выходе газогенератора;
- упрощение конструкции, управление рабочим процессом;
- повышение параметров рабочего процесса, увеличение КПД узлов, снижение гидравлических потерь по тракту двигателя;
- применение перспективных материалов с низким удельным весом;
- разработка механических систем, интеграция подсистем и систем активного управления и управления техническим состоянием;
- минимальное воздействие на окружающую среду;
- уменьшение стоимости владения (производства, ТО и разработки);
- адаптация к переменным требованиям ЛА различного назначения;
- повышение надежности и долговечности конструкции.

Для унификации оценки двигателей прямой (ТРД, ТРДД) и непрямой (ТВД, ТВаД) реакции вводится универсальный параметр – располагаемая мощность:

$$N_{расп} = G \cdot H_0,$$

где, G – физический расход газа на выходе из турбины газогенератора,

H_0 – полный располагаемый перепад:

$$H_0 = c_{рг} \cdot T_{вых.Т(ГГ)}^* \cdot \left(1 - \left(\frac{P_H}{P_{вых.Т(ГГ)}^*} \right)^{\frac{k_{Г}-1}{k_{Г}}} \right)$$

Располагаемая мощность рассчитанных простейших ТВаД и ТРД одинакова:
 $N_{расп} = 916$ кВт.

Проведен расчет базовой модели универсального газогенератора с учетом всех вышеизложенных аспектов и принципов построения и получены характеристики узлов при $H=0$, $Mп=0$, МСА.

В главе 3 разработана структура и математическая модель газогенератора авиационного ГТД. Рассмотрена классификация и возможные тепловые схемы двигателей. Обоснована достаточность разделения тепловых схем. Описана структура газогенератора. Рассмотрены основные функции и структура системы автоматического регулирования ГТД (САР). Выявлены тенденции развития. Определена программа управления режимами. Разработана иерархическая модель газогенератора МО МГТД.

Системный подход к проектированию МГТД различных типов требует выделить газогенератор в самостоятельный объект оптимизации (нижний иерархический уровень МО МГТД). При решении задач МО был определен состав параметров, которыми ММ газогенератора обменивается с внешней моделью МО

МГТД (рис.1). Вся информация, которая использовалась в процессе решения задачи МО, была разделена на исходную, промежуточную и искомую.

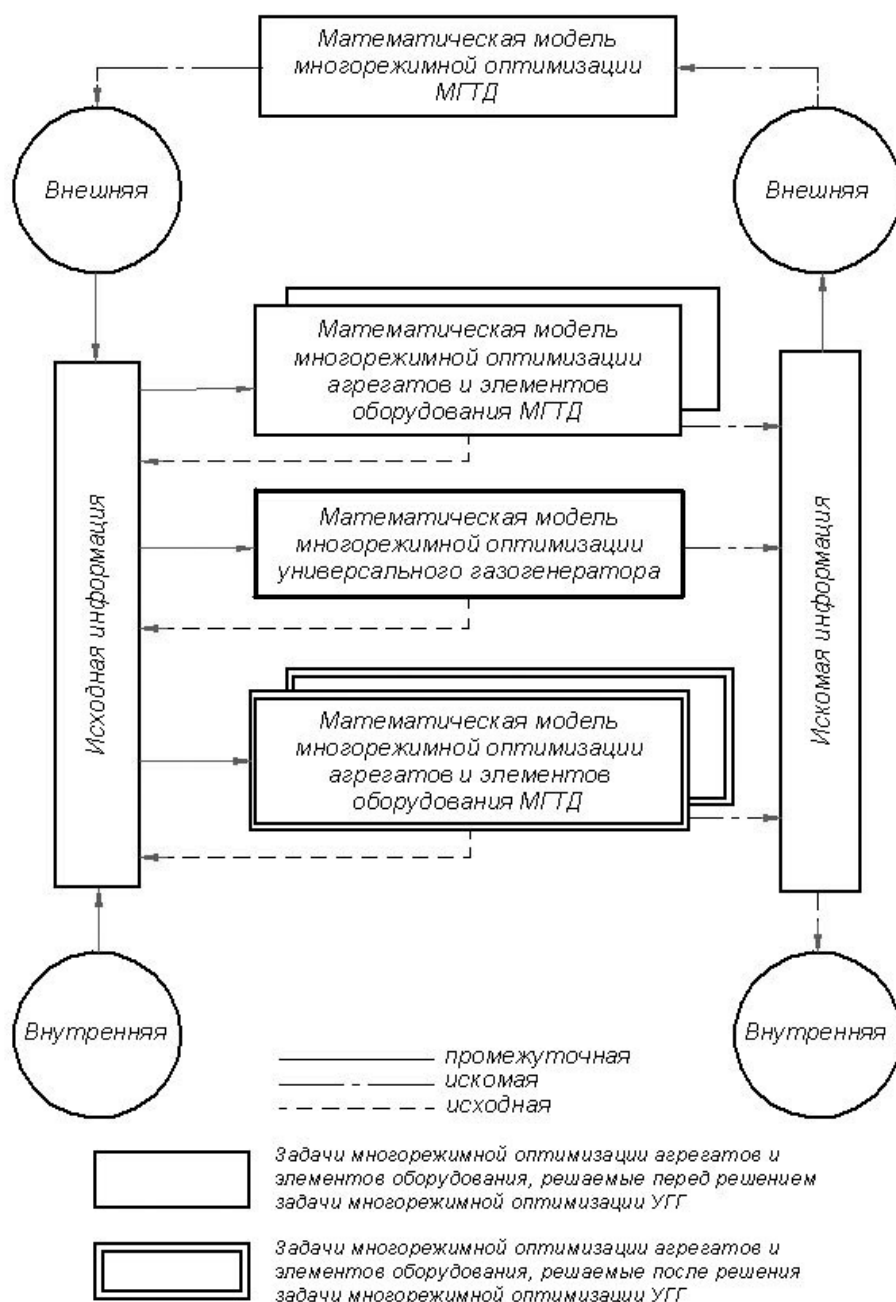


Рис.1. Принципиальная схема потоков информации при многорежимной оптимизации газогенератора в составе МГТД

Исходная информация формируется из промежуточной, получаемой на предшествующих стадиях МО элементов МГТД, и внешней информации, поступающей с верхнего иерархического уровня МО МГТД и входит в техническое задание на проектирование МГТД (график нагрузок УГГ). Промежуточная информация формируется в процессе решения задач МО и служит исходной на последующих стадиях для элементов МГТД. Искомая информация подразделяется на внутреннюю (оптимизация геометрических и термодинамических параметров) и внешнюю, осуществляющую связь с общей моделью МО МГТД (внешняя обратная связь).

При МО МГТД с УГГ необходимо правильно определить оптимизируемые параметры, ограничения и целевую функцию.

ММ УГГ представлена в виде ММ алгоритмического типа для процессов в УГГ в одномерной постановке. Уравнения, описывающие процессы в УГГ группируются в отдельные блоки. Блочная модель проточной части содержит в себе основные уравнения, описывающие термогазодинамические процессы, подмодели определения потерь энергии на основании результатов физического моделирования и вычислительные процедуры.

Структура иерархической модели МО МГТД с УГГ приведена на рис.2. функционирование каждой ММ осуществляется следующим образом. Из блока Б (верхний иерархический уровень) внешняя исходная информация поступает в соответствующие блоки 1...5 ММ элементов МГТД. Внешняя исходная информация включает в себя график нагрузок и тип движителя (турбина низкого давления (силовая), сопло), газодинамические и конструктивные характеристики, а также банки данных элементов газогенератора, схемы регулирования, термодинамические характеристики рабочего тела, топлива, ограничения и т.д.

В результате МО каждого элемента схемы формируются:

- внутренняя искомая информация (массогабаритные и геометрические характеристики, характеристики регулирующих органов, показатели эффективности на каждом из заданных режимов), которая аккумулируется в блоке Д сбора внутренней искомой информации;
- внешняя искомая информация (вырабатываемая или потребляемая мощность, потери мощности, расход топлива) передается в блок С для формирования целевой функции и блок В.

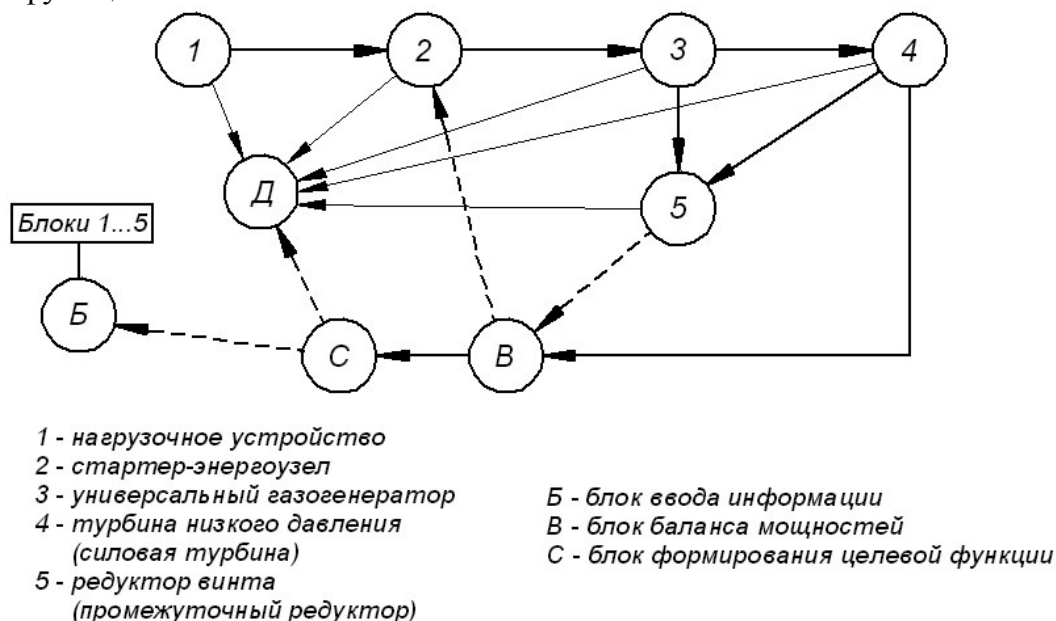


Рис.2. Формализованная структурная схема МО МГТД с УГГ для вычислительного процесса

Реализация структуры ММ МО осуществляется в формировании промежуточной внутренней информации каждого элемента схемы и передачи этой информации в виде промежуточной внешней информации к последующему элементу схемы, начиная с движителя.

К промежуточной информации относятся мощности, частоты вращения и параметры рабочего процесса каждого элемента на i -том режиме.

Структура блока 3 МО позволяет определить конфигурацию, параметры и кинематическую схему, исходя из обеспечения минимального количества подведенного тепла и с соблюдением равенства приведенных расходов по основным сечениям газогенератора.

Блок В баланса мощностей обеспечивает соблюдение уравнения:

$$N_e - N_k - N_d - N_{стэ} = \Delta N_i$$

где, на i -том режиме:

N_e – эффективная мощность турбины: $N_e = G_T \cdot H_0$

$N_k, N_d, N_{стэ}$ – мощности, подведенные соответственно к компрессору, движителю и стартеру-энергоузелу (при работе в режиме энергоузла).

При не обеспечении условия $\frac{\Delta N_i}{N_{эф}} \leq \varepsilon_N$ организуется цикл итераций.

Целевая функция МО формируется в блоке С:

$$A_{гг} = \frac{\sum_{i=1}^n [(N_e - N_k - \Delta N_d - N_{стэ}) \Delta t]_i}{H_u \sum (G_T \cdot \Delta t)_i \cdot \eta_{Ti}}$$

где, на i -том режиме:

ΔN_d – потери мощности в движителе;

G_T – массовый расход топлива;

Δt – продолжительность работы на режиме;

H_u – низшая теплотворная способность топлива.

Итерационный процесс МО газогенератора осуществляется изменением частоты вращения ротора и параметров рабочего тела на каждом режиме.

Оптимизация параметров и режимов работы газогенератора осуществляется в многоэтапном вычислительном процессе, заданном уравнениями ММ двигателя и глобальной целью оптимизации системы:

$$J_{глоб} = \frac{N_{расп}}{G_T} = \frac{\sum_{s=1}^S [x_{3N}^s - x_{4N}^s - x_{5N}^s - x_{1\Delta N}^s - x_{2\Delta N}^s] \Delta t^s}{\sum_{s=1}^S (G_T \cdot \Delta t^s)} \rightarrow \max$$

где, x_{3N} – эффективная мощность, развиваемая газогенератором;

$x_{1\Delta N}, x_{2\Delta N}$ – потери мощности в нагрузочном устройстве и стартере-энергоузле;

x_{4N}, x_{5N} – мощность ТНД и редуктора.

Из вида глобальной цели следуют локальные цели последовательной оптимизации газогенератора, состоящие в уменьшении затрат и потерь мощности в каждом узле, составляющем двигатель:

$$J_i = \Delta N_i \rightarrow \min, i = 1 \dots 2$$

$$J_j = N_j \rightarrow \min, j = 4 \dots 5$$

Δt^s – длительность временного интервала, определяющего работу газогенератора в s – режиме работы.

Последовательность оптимизации элементов (функциональных узлов) двигателя определяется алгоритмом, приведенным на рис.2.

Решение задачи последовательной оптимизации должно осуществляться при выполнении на каждом шаге вычислительного процесса уравнения баланса мощностей: $x_{3N}^s - x_{4\Delta N}^s - x_{5\Delta N}^s - x_{1\Delta N}^s - x_{2\Delta N}^s = 0$, которое выступает в роли связывающего или координирующего условия решения задачи глобальной оптимизации.

Таким образом, ММ вычислительного процесса строится в виде динамической модели с дискретным временем в конечномерном пространстве:

$$X(k+1) = \Phi(x(k))$$

где: $x(k) = (x_1^T(k), x_2^T(k), \dots, x_r^T(k))^T$ – вектор искомых оптимальных (субоптимальных) решений;

$\Phi(x(k)) = (\psi_1^T(x(k)), \psi_2^T(x(k)), \dots, \psi_r^T(x(k)))^T$ – векторная функция, определяющая процесс нахождения оптимального (субоптимального) решения.

Базовые уравнения, использованные при расчете, совпадают с уравнениями общепринятых отечественных и зарубежных программных продуктов, созданных для термодинамического расчета ГТД.

В главе 4 проводится численный эксперимент, в результате которого при помощи полученной ММ выполнена оптимизация и исследование базовой модели. Выявлены графики нагрузок газогенератора и проанализирована возможность применения оптимального газогенератора на двигателях различных типов и назначения.

Проведенный расчет различных типов двигателей показал, что при аналогичных режимах поведение газогенератора одинаково. Однако следует принимать во внимание тот факт, что полетные циклы различных типов ЛА имеют отличия, следовательно, влияют на условия работы наиболее нагруженных деталей и ресурс двигателя.

При проведении численного эксперимента рассматривались характерные режимы работы, при которых газогенератор испытывает наиболее значительные нагрузки.

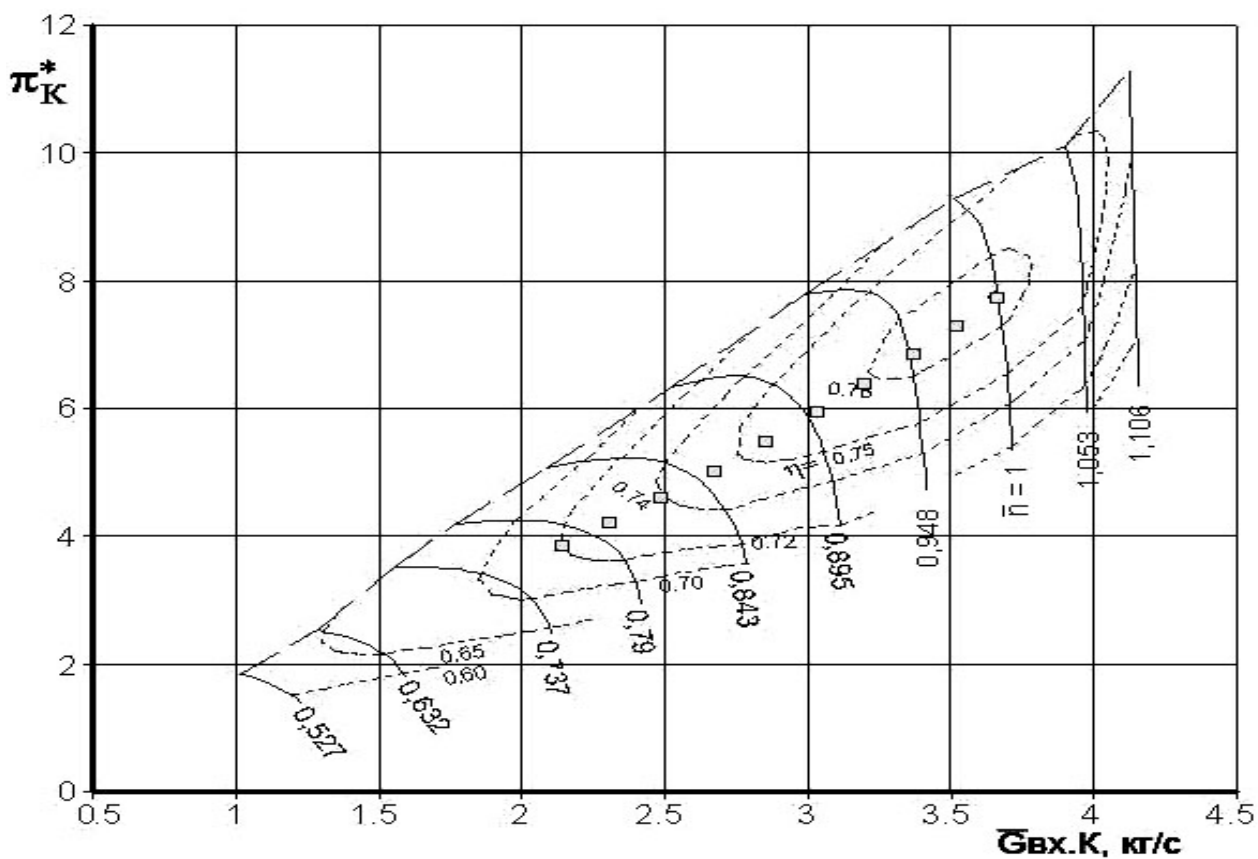
Базовые характеристики турбины и компрессора в стендовых условиях ($H=0$, $M_p=0$, MCA) приведены на рис. 3 а и б.

Рассмотрены чрезвычайные режимы и наложены граничные условия. Коэффициент для режима ЧР в расчете принят максимальный из всех рассмотренных двигателей – 1,25. У высокотемпературных современных серийных МГТД с $T_r^* \geq 1500$ К коэффициент чрезвычайного режима значительно меньше и составляет около 1,10.

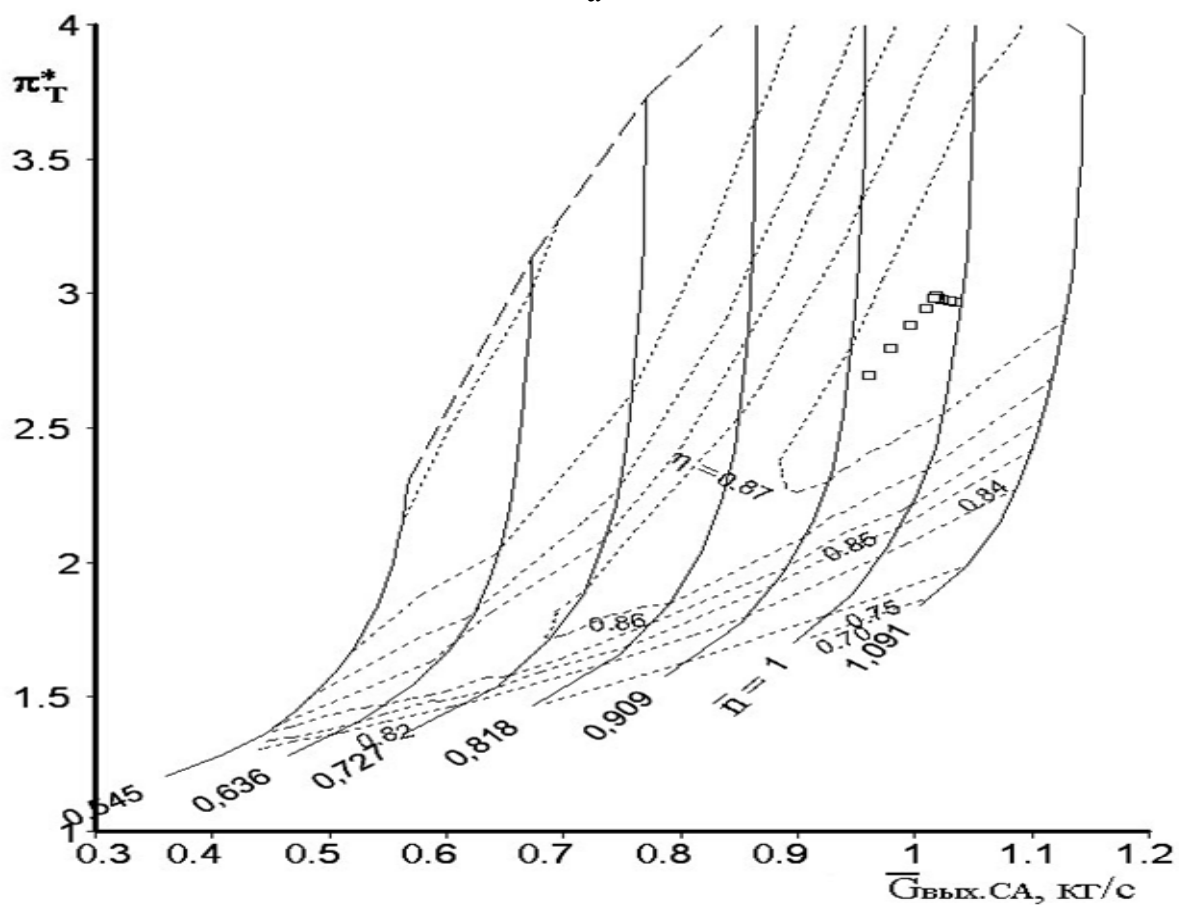
При оптимизации характеристик МГТД выделяются задачи двух типов. Локальные задачи оптимизации целевых функций отдельных структурных единиц, сводящиеся к поиску оптимальных значений параметров и состояний, и оптимизации целевой функции МГТД с учетом связей между блоками и существующими физическими и структурными ограничениями.

Разработанная методика позволяет проводить МО как МГТД в целом, так и отдельных его элементов. Оптимизация может быть выполнена на заданный график нагрузок, а также дает возможность получить унифицированную геометрию проточной части УГГ для различных режимных параметров рассмотренных элементов МГТД.

В процессе эксперимента с помощью полученной математической модели оптимального газогенератора выполнено исследование базовой модели и построены следующие конфигурации двигателей:



а



б

Рис.3. Базовые характеристики ($H=0$, $M_{п}=0$, МСА):
а – компрессора газогенератора; б - турбины газогенератора

- трехвальный ТВаД;
- двухвальный двухконтурный двигатель со смешением потоков;
- двухвальный двухконтурный двигатель без смешения потоков.

Исследованы условия повышения тяги (мощности) и получены предельные значения. Получены рабочие линии компрессора и турбины газогенератора, а также, высотно-скоростные характеристики с поддержанием по температуре наружного воздуха. Оптимизация проводилась по нескольким параметрам с учетом всех ограничений.

Исследовано влияние степени повышения давления вентилятора на основные параметры и увеличение мощности двигателя (рис.4).

Выполнено исследование двухконтурной схемы двигателей в двух вариантах: со смешением и без смешения потоков. Элементарная расчетная схема в первом случае представляет собой решение уравнения:

$$\pi_{В}^* \cdot \sigma_{В-К} \cdot \pi_{К}^* \cdot \sigma_{КС} / (\pi_{ТК}^* \cdot \sigma_{ТК-ТНД} \cdot \pi_{ТНД}^* \cdot \sigma_{ВЫХ}) = \pi_{В}^* \cdot \sigma_{П}$$

или: $P_{ВЫХ I}^* = P_{ВЫХ II}^*$ с допустимым разбросом $\pm 10\%$.

Во втором случае: $\frac{V_{ВЫХ II}}{V_{ВЫХ I}} = \eta_{В}^* \cdot \eta_{ТНД}^* \cdot \sigma_{П}^* \cdot \sigma_{ВХ}^* \cdot \sigma_{ВЫХ}^*$

Проведенный численный эксперимент показал реальность создания на базе одного и того же газогенератора двигателей любой конструктивной схемы с обязательным условием сохранения приведенного расхода воздуха на входе в компрессор газогенератора согласно конкретному режиму.

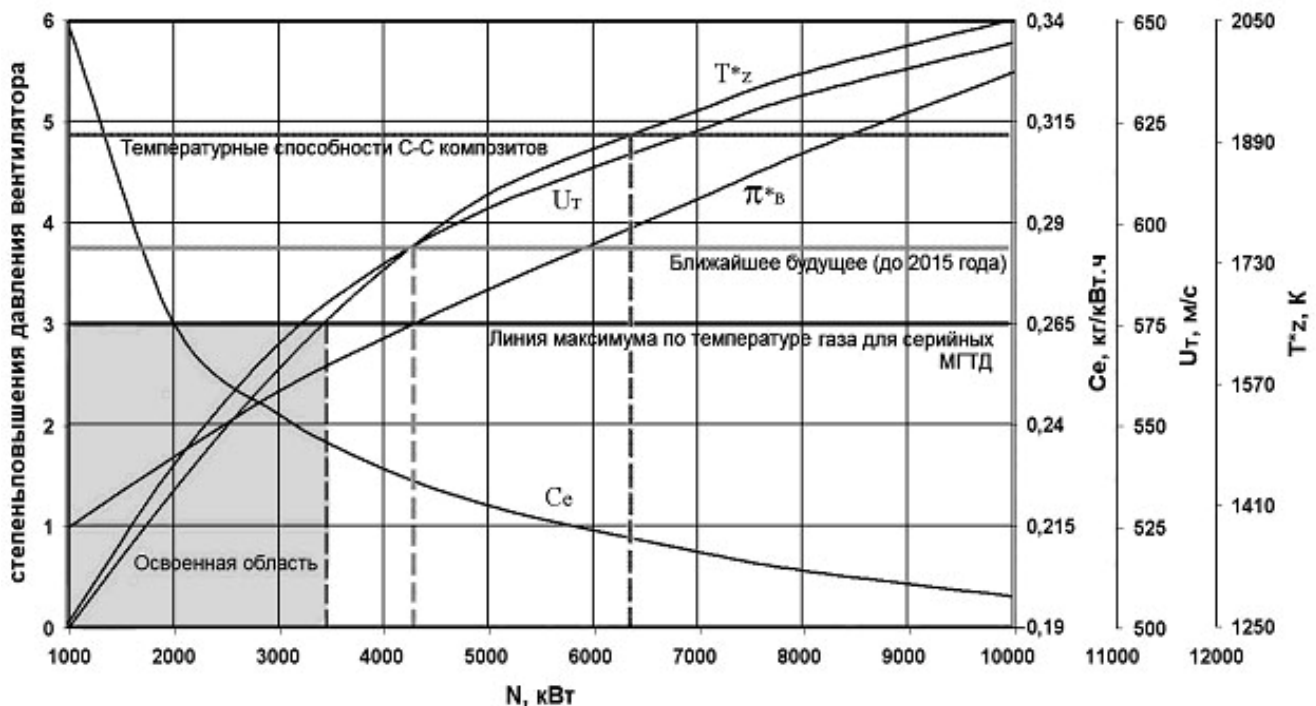


Рис. 4. Влияние роста степени повышения давления вентилятора на основные параметры газогенератора и увеличение мощности турбовального/турбовинтового двигателя

В главе 5 проведена оценка возможности создания универсального газогенератора с точки зрения конструкционных материалов. Проведен анализ уже имеющихся материалов, выявлены их несоответствия требованиям по применению в УГГ. Рассмотрены классические сплавы, а так же металлические и неметаллические композиционные материалы (КМ).

Основными требованиями к материалам для МГТД являются:

- гарантируемая стабильность и предсказуемость свойств;
- высокие жаропрочность и жаростойкость;
- низкая плотность;
- низкая стоимость;
- технологичность при изготовлении детали;
- сопротивляемость к образованию ТПУ-фаз;
- низкий технологический разброс свойств;
- управляемость коэффициентом термического расширения;
- унифицированность по температуре применения.

К числу новых, наиболее перспективных металлических материалов относятся сплавы на основе химического соединения двух или нескольких металлов – интерметаллиды. Для компрессоров ГТД разработаны интерметаллиды титана, для «горячей» части – интерметаллиды никеля. Из перспективных материалов интерметаллиды наиболее полно отвечают требованиям, однако, по некоторым позициям, требуют доработки.

Российские разработчики создали конкурентоспособные КМ, однако в российских условиях внедрение новых материалов происходит тяжело и долго, поэтому отечественных авиационных ГТД, ответственные детали которых выполнены из КМ – нет.

В главе 6 разработаны рекомендации по созданию универсального газогенератора для авиационных газотурбинных двигателей и определены пути реализации программы. Рассмотрена возможность десятикратного увеличения мощности МГТД. Это достигается при введении в конструкцию каскада низкого давления. В результате предварительных расчетов определено, что степень повышения давления вентилятора увеличивается до 4,3, температура газа в горле соплового аппарата турбины до 2000 К, а окружная скорость до 670 м/с.

Решение проблемы со снижением уровня температуры заключается в переразмеривании газогенератора. Снижения уровня окружных скоростей можно добиться, уменьшая степень повышения давления компрессора. При этом возрастает приведенный расход воздуха в сечении за компрессором газогенератора и увеличивается удельный расход топлива, что для современных двигателей является нежелательным фактором. Рассмотрено два варианта с вышеперечисленными мероприятиями. Ухудшение удельного расхода топлива при переходе с $\pi_k^* = 7$ на $\pi_k^* = 6,3$ составило около 1 %. Дальнейшее снижение степени повышения давления приводит к более значительному увеличению удельного расхода, а ниже значения $\pi_k^* \approx 5$ – к резкому падению мощности.

Другим путем создания МГТД может быть применение моделирования газогенератора с соблюдением всех условий геометрического, кинематического и динамического подобия. Этот путь позволит сохранить умеренные параметры термодинамического цикла, однако, об универсальности, в данном случае, говорить сложно, так как для каждого типоразмера необходимо изготавливать свой

газогенератор. Это, в принципе, подобно тому, что делается сегодня при создании семейства двигателей. Значительного шага вперед в данном случае нет. Однако существует возможность унификации газогенератора по применяемым конструкционным материалам для изготовления одних и тех же деталей.

Принципы третьего пути остаются теми же, что и в рассмотренных выше двух вариантах, уменьшается лишь диапазон охватываемой мощности. В связи с этим, для достижения тех же целей потребуется два универсальных газогенератора, обеспечивающие работоспособность линейки двигателей 735 – 7350 кВт (1000 – 10000 л.с.) с трехкратным увеличением мощности на выводном валу. Для увеличения мощности двигателя с 1000 до 3000 л.с. требуется вентилятор со степенью повышения давления $\pi_v^* \approx 2$, при этом, температура газа увеличится на 400°, а окружная скорость на периферии лопаток турбины приблизительно на 60...70 м/с. Аналогично будет себя вести и смоделированный газогенератор мощностью ~ 3000 л.с.

Преимуществом этого пути являются достаточно низкие термодинамические параметры обоих газогенераторов, обеспечивающие материаловедческую и технологическую возможность их изготовления уже сегодня и обеспечение современных ресурсов работы двигателей. При дальнейшем развитии материаловедческой и технологической базы возможен отказ от газогенератора большей размерности и создание двигателей тех же мощностей при помощи меньшего газогенератора. Недостатком пути является создание каскадов низкого давления двух размерностей.

Предложенные пути реализации программы проектирования МГТД с универсальным газогенератором могут быть использованы для проектирования больших двигателей и микродвигателей с поправкой на расход воздуха и технологические возможности охлаждения.

На характер рекомендаций значительное влияние оказывает тип ГТД и требования, которые двигатель должен обеспечить в процессе эксплуатации. Были рассмотрены крайние случаи для эксплуатации, не связанной с экстремальными условиями. Так, для турбовальных двигателей рассмотрены меры для поддержания мощности до +35°С, необходимые при эксплуатации в тропических условиях, хотя в реальности, экстремальные плюсовые температуры на поверхности Земли достигают больших значений. Области сверхнизких температур не рассматривались, так как на рабочий цикл ГТД они оказывают благоприятное воздействие. В данном случае обеспечение работоспособности ГТД зависит от способности горюче-смазочных и конструкционных материалов в работе при низких температурах.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основные результаты диссертационной работы состоят в следующем:

1. В результате выполнения настоящей работы создана концепция, обоснована перспективность и разработаны принципы построения МГТД при помощи УГГ с располагаемой мощностью в диапазоне 900...2700 кВт.

2. Создана научно-техническая основа для создания МГТД различного назначения в диапазоне мощности 735...2570 кВт и диапазоне тяги 2,4...14 кН, обеспечивающих необходимые графики нагрузок (полетные циклы), присущие каждому конкретному типу летательного аппарата.

3. Проведен комплекс расчетных исследований характеристик узлов газогенератора на расчетном и дроссельных режимах в широком диапазоне

изменения начальных параметров. Построена ММ универсального газогенератора в составе двигателя.

4. Разработан комплексный подход к МО МГТД, обеспечивающем оптимальный выбор параметров, как отдельных элементов, так и МГТД в целом. Выделены совокупности критериев оптимальности и параметров оптимизации. Сформулированы целевые функции и разработана обобщенная структура их расчета. Реализация разработанного подхода при решении ряда конкретных задач оптимизации элементов МГТД позволила получить наивыгоднейшие конструктивные, термодинамические и режимные параметры МГТД различного назначения при их проектировании.

5. ММ МО газогенератора сгруппированы в модули, описывающие работу отдельных элементов газогенератора (компрессор: рабочее колесо, диффузор, спрямляющий аппарат, магистрали отбора воздуха, утечки; камера сгорания: первичная и вторичная зоны; сопловой аппарат турбины, осевой зазор, рабочее колесо, внутренние потери). Каждый модуль независим от других, содержит внутренние вычислительные процедуры. Множество варьируемых в процессе многорежимной оптимизации газогенератора векторов режимных параметров позволяет сформулировать различные программы регулирования.

6. Реализован программный комплекс МО МГТД, состоящий из взаимосвязанных ММ разного иерархического уровня МО элементов тепловой схемы и нагрузочных устройств, позволяющий получить наивыгоднейшие конструктивные, массогабаритные и режимные параметры с учетом принятых ограничений и обеспечивающий минимальный расход топлива МГТД при реализации заданного графика нагрузок. Разработаны структура и алгоритмы программ расчета и оптимизации.

7. Разработанные методы проектирования МГТД с УГГ могут быть использованы для проектирования больших двигателей и микродвигателей с поправкой на расход воздуха и технологические возможности охлаждения.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИИ ОПУБЛИКОВАНЫ В РАБОТАХ

Научные статьи, опубликованные в рецензируемых научных изданиях, определенных ВАК:

1. Шарова Н.А. Проектирование ГТД на базе универсального газогенератора малой размерности / В.А.Рассохин, Н.А.Шарова // Вестник Самарского Государственного Аэрокосмического университета имени академика С.П.Королева, Самара, ООО Офорт», 2009 г., №3(19), часть 3, -с. 241-248.
2. Шарова Н.А. К вопросу о выборе новых жаропрочных никелевых сплавов для перспективных авиационных ГТД / Н.А.Шарова, Е.А.Тихомирова, А.Л.Барабаш, А.А.Живушкин, В.Э.Брауэр // Вестник Самарского Государственного Аэрокосмического университета имени академика С.П.Королева, Самара, ООО Офорт», 2009 г., №3(19), часть 3, -с. 249-255.
3. Шарова Н.А. Оценка состояния развития и применяемости современных материалов для деталей турбины перспективного авиационного двигателя / Н.А.Шарова, А.А.Живушкин, А.Л.Барабаш, Е.А.Тихомирова // Научно-технические ведомости СПбГПУ, серия «Наука и образование», 2010 г., № 2-2 (100), -с. 93-98.

Работы, опубликованные в других изданиях:

4. Шарова Н.А. Применение керамических материалов в газотурбинных двигателях // Сборник статей и материалов третьей научно-практической конференции молодых ученых и специалистов. М.: ОАО «ОКБ Сухого», 2005. -с. 629-635.
5. Шарова Н.А. Разработка и экспериментальная апробация технологий по использованию неметаллических материалов в малоразмерных ГТД / Ширманов В.М., Шарова Н.А. // Сборник тезисов II международной научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века». Том I. М.: ЦИАМ, 2005. -с. 134-136.
6. Шарова Н.А. Основные направления совершенствования авиационных малоразмерных газотурбинных двигателей / Шарова Н.А. // 5-я международная конференция «Авиация и космонавтика-2006», 23 – 26 октября 2006 года. Москва. Тезисы докладов. – М.: Изд-во МАИ, 2006. -с. 295-296.
7. Шарова Н.А. Принципы построения универсального газогенератора для малоразмерных газотурбинных двигателей / Рассохин В.А., Шарова Н.А. // Материалы Всероссийской межвузовской научно-технической конференции студентов и аспирантов. 26.09-1.12.07. Часть II, Санкт-Петербург. Издательство Политехнического университета, 2008 г. -с. 97-99.
8. Шарова Н.А. Многорежимная оптимизация универсального газогенератора для малоразмерных газотурбинных двигателей / Н.А.Шарова // Сборник «Наука и технология». Секция 2: «Аэродинамика и теплообмен». Екатеринбург, УрОРАН, 2008 г. -с.44-48.
9. Шарова Н.А. Научные аспекты создания универсального газогенератора для малоразмерных газотурбинных двигателей / Н.А.Шарова // XIII всероссийская межвузовская научно-техническая конференция «Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели» 29-31 октября 2008г. Сборник тезисов докладов. М.: Печатный салон «СПРИНТ», 2008 г. -с 26-27.
10. Шарова Н.А. Пути создания универсального газогенератора для малоразмерных газотурбинных двигателей / Н.А.Шарова // Наука и технологии. Итоги диссертационных исследований. Том 1. Избранные труды Российской школы. – М.: РАН, 2009. -с 263-273.