

УДК 621.452.3

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ ГТД НА БАЗЕ УНИВЕРСАЛЬНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА МАЛОЙ РАЗМЕРНОСТИ

© 2009 В. А. Рассохин<sup>1</sup>, Н. А. Шарова<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Санкт-Петербургский государственный политехнический университет

<sup>2</sup>Открытое акционерное общество «Климов», г. Санкт-Петербург

Статья посвящена развитию научно-технических основ создания в короткие сроки и с минимальными затратами малоразмерных газотурбинных двигателей различных схем любого назначения. Для этих целей заложена и обоснована концепция проектирования новых двигателей с использованием универсального газогенератора.

*Универсальный газогенератор, принципы построения, диапазон применения, иерархическая модель, многорежимная оптимизация*

На сегодняшний день основной задачей при проектировании газотурбинного двигателя (ГТД) является получение низкой стоимости разработки, изготовления и эксплуатационного обслуживания. Поскольку газогенератор двигателя является самым сложным, дорогим и напряженным узлом, его универсализация может значительно снизить стоимость всех вышеперечисленных этапов жизненного цикла ГТД.

Универсальность газогенератора должна быть обусловлена возможностью поставки его без изменения проточной части и профилирования лопаточного аппарата в газотурбинный двигатель летательного аппарата любого типа и назначения. Чтобы определить диапазон применения универсального газогенератора (УГГ) для двигателей малой размерности, применяющихся в силовых установках вертолетов, самолетов местных воздушных линий (МВЛ), в том числе, экранопланов, учебно-тренировочных самолетов (УТС) и другой техники, была создана математическая модель УГГ и универсальная математическая модель малоразмерного ГТД (МГТД), учитывающая все возможные конфигурации двигателей, типы полезной работы, получаемой от двигателя и графики возможных нагрузок.

Для создания математической модели УГГ был проведен анализ существующих МГТД по удельному расходу топлива (рис.1), температуре газа перед турбиной (рис.2), и степени повышения давления (рис.3), определены типоразмеры аналогично

классификации ЦИАМ (табл. 1), границы поколений (табл. 2) и возможность создания УГГ для нескольких типоразмеров (табл. 3).

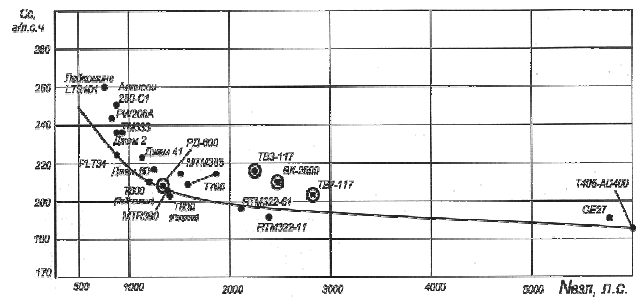


Рис.1. Зависимость удельного расхода топлива от мощности МГТД на взлетном режиме

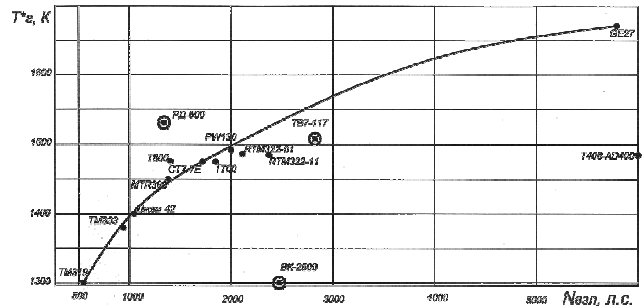


Рис.2. Зависимость температуры газа перед турбиной от мощности МГТД на взлетном режиме

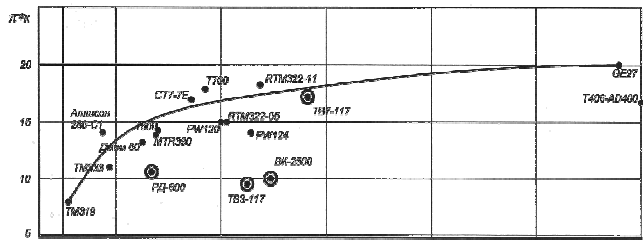


Рис.3. Зависимость степени повышения давления компрессора от мощности МГТД на взлетном режиме

Таблица 1 - Типоразмеры двигателей

Типоразмер	Границы мощности			
	Нижняя		Верхняя	
	л.с.	кВт	л.с.	кВт
1	→		400	295
2	400	295	1000	735
3	1000	735	1500	1100
4	1500	1100	3000	2200
5	3000	2200	6000	4400
6	6000	4400	→	

Рассмотрены возможные тепловые схемы двигателей (рис.4) и определены гранич-

ные условия, исходя из технологических и материаловедческих перспективных возможностей. Так, предельный уровень температуры материала для металлических конструкций был принят 1250°C, для жаропрочных композиционных материалов - 1400°C (материалы класса С-С не рассматривались, так как нет данных о соответствующих защитных покрытиях). Уровень окружных скоростей также зависит от материала, точнее, от его плотности, так как центробежные напряжения прямо пропорциональны удельному весу материала.

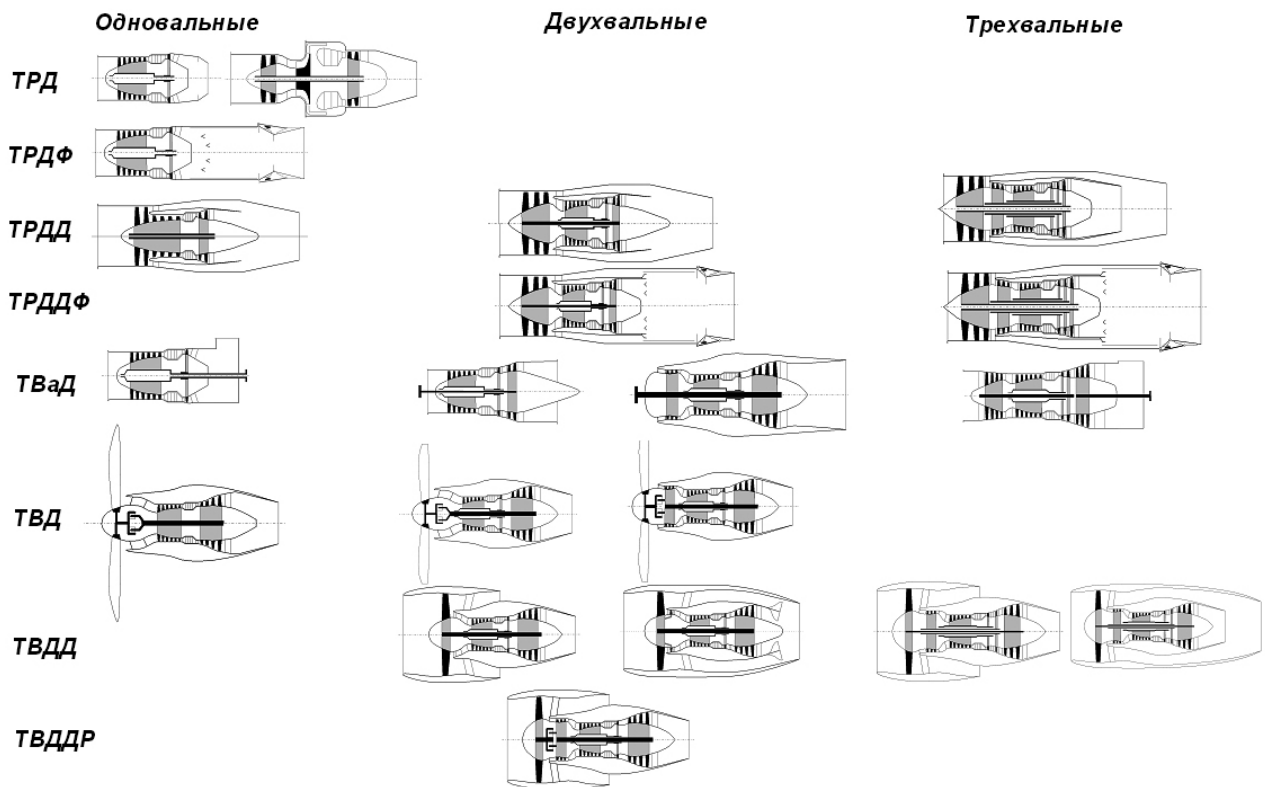


Рис.4. Классификация ГТД

Основные тепловые схемы, принимаемые для проекторочного расчета:

- ТРД;
- ТРДД;
- ТВАд и ТВД.

Достаточность такого разделения тепловых схем обусловлена функциональной зависимостью конечного результата от параметров рабочего процесса:

- для ТРД:  $R, C_R = f(\pi_k^*, T_3^*)$ ;
- для ТРДД:  $R, C_R = f(\pi_k^*, T_3^*, m)$ ;
- для ТВАд и ТВД:  $N_e, C_e = f(\pi_k^*, T_3^*)$ .

Инструментом для построения математической модели УГГ и МГТД на его базе

был выбран программный комплекс GasTurb, позволяющий выполнять увязку термодинамических параметров, расчет стендовых режимов, задавать законы регулирования и выполнять расчет высотных точек, корректировать характеристики узлов, получать размеры проточной части в первом приближении. Кроме того, комплекс позволяет оптимизировать рабочие процессы в ГТД и анализировать разброс параметров серии двигателей, что важно при массовом производстве.

Таблица 2 - Поколения малоразмерных газотурбинных двигателей

Поколение	Компрессор	Камера сгорания	Турбина компрессора	Турбина свободная	Вывод мощности	С <sub>e</sub> , кг/л.с.·ч	γ, кг/л.с.	Характерные представители	Дополнительные особенности
1	Осевой многоступенчатый, $\pi_k^* = 5,5 \dots 8,5$	Кольцевая прямоточная	2- ступенчатая неохлаждаемая $T_{г}^* = 1130 \dots 1230 \text{ К}$	2- ступенчатая неохлаждаемая	Назад (против полета)	0,27 ... 0,29	0,10 ... 0,15	T58 (Дженерал Электрик) ТВ2-117 (Климов)	Маслосистема выполнена совместно с маслосистемой вертолета. САУ гидромеханическая с электронными ограничителями на более поздних модификациях
2	Осевой или осецентрированный многоступенчатый, $\pi_k^* = 8,5 \dots 13$	Кольцевая прямоточная или противоточная	2- ступенчатая неохлаждаемая $T_{г}^* = 1180 \dots 1300 \text{ К}$	2- ступенчатая неохлаждаемая	Как вперед, так и назад	0,22 ... 0,25	0,095 ... 0,17	T64 (Дженерал Электрик) ТВ3-117 (Климов)	
3	Осецентрированный или 2-вальный 2-ступенчатый центробежный $\pi_k^* = 14 \dots 21$	Кольцевая противоточная	Охлаждаемая $T_{г}^* = 1400 \dots 1500 \text{ К}$ с РЛ из сплава с направленной кристаллизации	1-2- ступенчатая неохлаждаемая	Как вперед, так и назад	0,18 ... 0,23	0,095 ... 0,17	T700/CT7 (Дженерал Электрик) RTM322 (Роллс-Ройс/Турбомека) ТВ7-117 (Климов)	Маслосистема автономная с встроенным ПЗУ. САУ 2- канальная с полной ответственностью типа FADEC
4	Одновальный нерегулируемый 2-ступенчатый центробежный компрессор (Т406 – осевой) $\pi_k^* = 12 \dots 14$ (Т406 – 16,6)	Кольцевая противоточная (Т406 – прямоточная)	Охлаждаемая Т с РЛ из монокристаллического сплава	1-2- ступенчатая неохлаждаемая	Вперед	0,18 ... 0,21	0,074 ... 0,14	T800 (LHTEC) MTR390 (RTM) Ardiden (Turbomeca) HTS800 (Honeywell) Т406-AD-400 (AE2100)	Маслосистема автономная. САУ типа FADEC
5	<p>Будут ориентированы на ЛА 5-го поколения:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>➤ Увеличенная дальность полета (~ 1500 км)</li> <li>➤ Крейсерская скорость полета 500...550 км/ч</li> <li>➤ Максимальная взлетная масса 6-12 т, максимальная полезная нагрузка – 1,5 ... 4,0 т</li> <li>➤ Экономическая эффективность сравнима с региональными самолетами с учетом эксплуатации по системе «от двери к двери»</li> <li>➤ Взлетная мощность 1500...2500 л.с. при двухдвигательной силовой установке</li> <li>➤ Высокая степень интеграции с конструкцией вертолета</li> </ul> <p>Основными особенностями силовой установки 5<sup>го</sup> поколения будут:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>➤ несущая роторная система инновационной (нетрадиционной классической) конструкции;</li> <li>➤ наличие толкающего воздушного винта;</li> <li>➤ электрическая трансмиссия;</li> <li>➤ двигатели с одновальным ротором на газовых подшипниках;</li> <li>➤ отсутствие в силовой установке компонентов с зубчатыми передачами;</li> <li>➤ САУ типа FADEC 3 интегрированная в САУ вертолёта.</li> </ul>								

При создании математической модели универсального газогенератора было принято условие возможности 10-кратного увеличения мощности для турбовального варианта (с применением дополнительного компрессорного и турбинного блока), т.к. основной областью применения МГТД являются силовые установки вертолетов различного назначения. В расчетной точке было принято значения по расходу воздуха на входе в компрессор газогенератора [3]:

$$G_{вх,к} = 3,6 \text{ кг/с.}$$

Принципы построения УГГ сформулированы в [1]. Основные из них:

– обеспечение постоянства приведенного расхода рабочего тела через основные сечения УГГ для каждого типа ГТД:

$$\bar{G}_i = G_i \cdot \frac{P_H}{P_i^*} \cdot \sqrt{\frac{T_i^*}{T_H}};$$

– переразмеривание газогенератора на величину  $\leq 10\%$ ;

– выбор оптимальной конструкции;

– выбор оптимального управления рабочим процессом;

– применение перспективных материалов;

– возможность применения в двигателях ЛА различного назначения.

Выбор рабочей точки осуществлялся классическим методом. Поскольку газогенератор любого двигателя представляет собой одновальный ТРД – первоначально был увязан именно этот тип двигателя. Для получения тяги 2,5 кН (255 кгс) (примерно соответствующей 735 кВт (1000 л.с.) мощности) была выбрана точка:  $T_3^* = 1250\text{K}$ ,  $\pi_K^* = 7$ . Удельный расход топлива при этом –  $C_R = 27,5 \text{ г/кН}\cdot\text{с}$  (0,97 кг/кгс·ч) (рис.5).

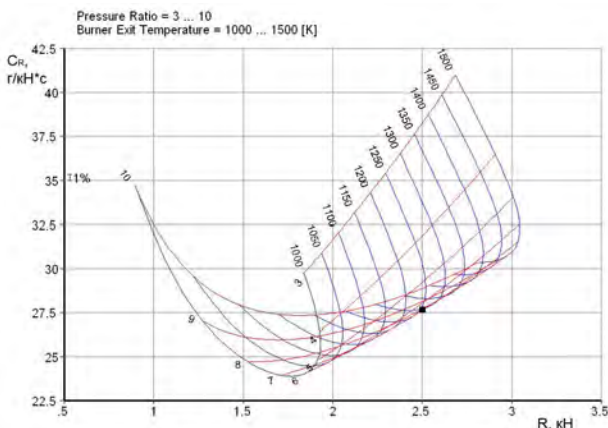


Рис.5. Выбор рабочей точки ТРД

При расчете турбовального двигателя (ТВаД), содержащего этот газогенератор, выбранная точка попала в минимум  $C_e$  для взятого сочетания температуры и степени повышения давления (рис.6).

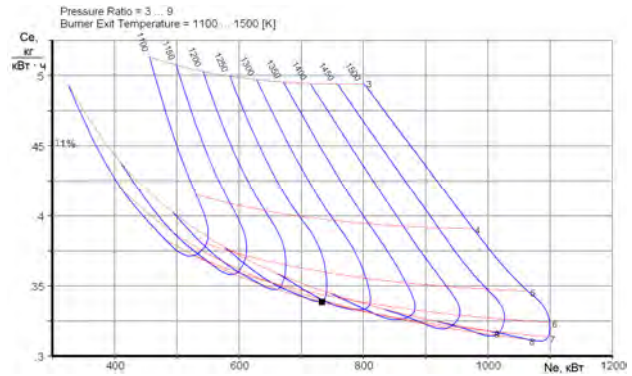


Рис.6. Положение рабочей точки для ТВаД

Проведенные расчеты (табл. 3), определили диапазон мощностей, охватываемый универсальным газогенератором.

Таблица 3 - Оценка диапазона мощностей, охватываемых универсальным газогенератором

#### Вариант 1

Параметр \ N, л.с.	1000	3000	6000	10000
$G_{вх}$ , кг/с	3,6	5,9	8,8	12
$\pi_B^*$	1	1,88	3	4,3
$\pi_K^*$	7	6,95	6,906	6,87
$T_{г}^*$ , К	1250	1650	1870	2000
$u_{РКпер}$ , м/с	530	600	640	670

#### Вариант 2

Параметр \ N, л.с.	600	1000	3000	6000
$G_{вх}$ , кг/с	3,6	4	7,9	11,7
$\pi_B^*$	1	1,2	2,62	4,17
$\pi_K^*$	7	6,98	6,92	6,87
$T_{г}^*$ , К	1100	1270	1450	1650
$u_{РКпер}$ , м/с	530	560	615	660

#### Вариант 3

Параметр \ N, л.с.	1000	3000	6000	10000
$G_{вх}$ , кг/с	4	6,8	10	13,6
$\pi_B^*$	1	1,965	3,1	4,435
$\pi_K^*$	7	6,954	6,911	6,873
$T_{г}^*$ , К	1200	1540	1750	1915
$u_{РКпер}$ , м/с	520	595	635	670

Из сравнения полученных данных можно сделать следующие выводы:

- Наиболее благоприятный температурный режим имеет вариант 2, однако этот дви-

гатель при меньшей заложенной мощности будет иметь большие габариты и вес.

- При сохранении размерности с точки зрения температуры газа, более благоприятным является вариант 3 (температура в горле соплового аппарата на  $\sim 85^\circ$  ниже, чем у варианта 1).

Современные жаропрочные интерметаллидные монокристаллические материалы на основе алюминид никеля ( $\text{Ni}_3\text{Al}$ ) типа ВКНА-4У – для лопаток соплового аппарата турбины и ВКНА-25 – для рабочих лопаток имеют рабочую температуру  $1150^\circ\text{C}$  с кратковременными забросами до  $1250^\circ\text{C}$ , что эквивалентно температуре потока  $1420\dots 1520\text{K}$ . При условии применения эффективной системы охлаждения, технологически осуществимой для двигателей малой размерности, можно увеличить температуру потока до  $1620\dots 1720\text{K}$ . Современные теплозащитные покрытия на основе модифицированной керамической системы:  $\text{ZrO}_2\text{-Y}_2\text{O}_3\text{-Nd}_2\text{O}_3$  ( $\text{Gd}_2\text{O}_3, \text{Sm}_2\text{O}_3$ ) –  $\text{Yb}_2\text{O}_3$  ( $\text{Sc}_2\text{O}_3$ ), со структурой теплозащитного слоя «столбчатая – зигзагообразная – послойная» способны «снять» до  $220^\circ$  на  $100\text{ мкм}$  толщины слоя. Применение таких покрытий совместно с интенсивным охлаждением делает реальным создание универсального газогенератора по 3-му варианту. Кроме того, интенсивные научно-исследовательские работы ВИАМа в области композиционных материалов, дают право надеяться на появление более жаропрочных материалов, способных надежно работать и в газогенераторе по 1-му варианту.

Разработана иерархическая модель универсального газогенератора и комплекс многорежимной оптимизации (МО) мало-размерных ГТД [2].

Системный подход к проектированию МГТД различных типов требует выделить газогенератор в самостоятельный объект оптимизации (нижний иерархический уровень многорежимной оптимизации МГТД). При решении задач многорежимной оптимизации был определен состав параметров, которыми математическая модель УГГ обменивается с внешней моделью МО МГТД и моделями, входящими в состав общей модели МГТД (рис.7).

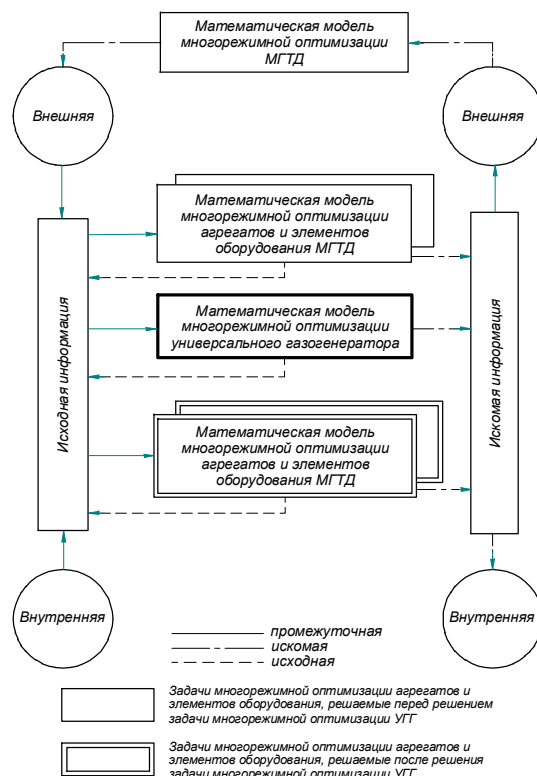


Рис.7. Принципиальная схема потоков информации при многорежимной оптимизации универсального газогенератора в составе МГТД

Функционирование каждой математической модели осуществляется следующим образом. Из блока Б (верхний иерархический уровень) внешняя исходная информация поступает в соответствующие блоки 1...5 математических моделей элементов МГТД (рис.8).

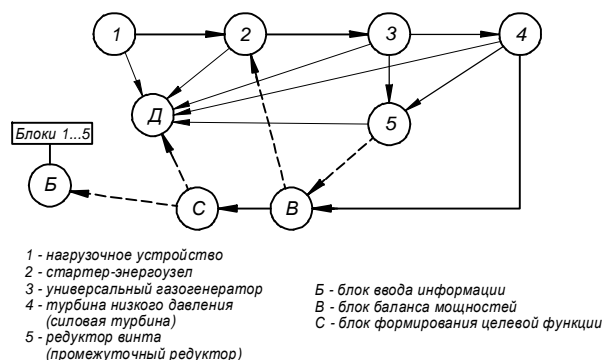


Рис.8. Формализованная структурная схема многорежимной оптимизации МГТД с универсальным газогенератором для вычислительного процесса

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 многорежимной оптимизации каждого элемента схемы формируются:

- внутренняя искомая информация (массогабаритные и геометрические характеристики, характеристики регулирующих органов в зависимости от графика нагрузок, 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 баланса мощностей.

Реализация структуры математической модели многорежимной оптимизации газогенератора 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  $i$ -м режиме.

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

Блок В баланса мощностей обеспечивает соблюдение уравнения:

$$N_T^{\text{эфф}} - N_K - N_D - N_{\text{смэ}} = \Delta N_i,$$

где на  $i$ -м режиме

$N_T^{\text{эфф}}$  – эффективная мощность турбины;

$$N_T^{\text{эфф}} = G_c \cdot H_0,$$

$N_K, N_D, N_{\text{смэ}}$  – мощности, подведенные соответственно к компрессору, движителю и стартеру-энергоузлу (в режиме энергоузла)

При необеспечении условия  $\frac{\Delta N_i}{N_{\text{эфф}}} \leq \varepsilon_N$ , организуется цикл итераций.

Целевая функция многорежимной оптимизации универсального газогенератора формируется в блоке С [2]:

$$A_{22} = \frac{\sum_{i=1}^n \left[ \left( N_T^{\text{эфф}} - N_K - \Delta N_D - N_{\text{смэ}} \right) \Delta t_i \right]}{H_u \sum (G_m \cdot \Delta t)_i \cdot \eta_{m_i}},$$

где на  $i$ -м режиме:

$\Delta N_D$  – потери мощности в движителе;

$G_m$  – массовый расход топлива;

$\Delta t$  – продолжительность работы на режиме;

$H_u$  – низшая теплотворная способность топлива.

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

Описание функционирования элементов, образующих МГТД (структурная схема – рис.8), на установившемся режиме осуществляется следующей системой алгебраических уравнений:

$$g_1(x_1, x_2, \dots) = 0$$

$$g_2(x_1, x_2, x_3, \dots) = 0$$

$$g_3(x_2, x_3, \dots, x_5) = 0$$

$$g_4(x_3, x_4, \dots) = 0$$

$$g_5(x_1, \dots, x_4, x_5) = 0$$

или в векторной форме:  $G(x) = 0$

Здесь  $x_1 \in \mathbb{R}^{n_1}$ ,  $x_2 \in \mathbb{R}^{n_2}$ ,  $x_3 \in \mathbb{R}^{n_3}$ ,  $x_4 \in \mathbb{R}^{n_4}$ ,  $x_5 \in \mathbb{R}^{n_5}$  – векторы, компонентами которых являются параметры и физические величины, характеризующие соответственно поведение движителя (1), стартера-энергоузла (2), газогенератора (3), турбины низкого давления или силовой турбины (4), редуктора винта или промежуточного редуктора (5) (соответствие компонент каждого вектора  $x_i$  параметрам  $P_i$  и физическим величинам  $Y_i$   $i$ -го элемента газогенератора определено в программе).

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

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

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:

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

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

$\Delta t^s$  – длительность временного интервала, определяющего работу УГГ в s-режиме работы.

Последовательность оптимизации элементов (функциональных узлов) двигателя определяется алгоритмом, приведенным на рис.8.

Последовательность режимов работы определяется типовыми графиками нагрузок ГТД - полетными циклами.

Для каждого типа ЛА существуют типовые полетные циклы, включающие весь спектр режимов – от запуска до максимального, расположенные в должном порядке, согласно которым проводятся стендовые испытания ГТД. Типовые полетные циклы основаны на режимах, определенных техническим заданием на двигатель.

Основные режимы работы двигателя в составе летательного аппарата:

- взлетный – обязателен для любого двигателя, однако имеет ограничение по наработке за ресурс;
- максимальный продолжительный – также обязателен и не имеет ограничений в пределах ресурса;
- крейсерский – иногда различают максимальный крейсерский и крейсерский – по требованиям ТЗ. Также не имеет ограничений в пределах ресурса;
- земной малый газ – в пределах ресурса не ограничен.

Кроме основных режимов работы для двухдвигательных силовых установок существуют чрезвычайные режимы работы, определяемые для случая отказа одного из двигателей с заданием допустимого времени непрерывной работы. Летательный аппарат с одним двигателем должен иметь способность закончить полет, либо взлететь, долететь до базы и приземлиться. Время, которое эксплуатируется двигатель в этих «чрезвы-

чайных» режимах достаточно жестко ограничивается с точки зрения прочности деталей роторной части и статорной «горячей» части и определяется в процентном отношении от ресурса. Полный полетный цикл, выполненный на одном двигателе, влечет за собой сьем этого двигателя с эксплуатации. Из всех вышеперечисленных циклов складывается обобщенный полетный цикл, внутри которого распределяется время наработки двигателя на каждом режиме за ресурс.

При анализе полетных циклов малоразмерных ГТД можно увидеть, что наибольшим количеством режимов обладают вертолетные ГТД, однако высотность применения их ограничивается в большинстве случаев 6000 м. Следующими по высотности идут турбовинтовые двигатели для самолетов МВЛ – около 7500 м, далее – ТРДД для БМС – 11000 м и, наконец, двигатели для различного рода мишеней и УТС – до 17...20 км.

Проектирование ГТД на базе УГГ малой размерности осуществляется методом подстановки в математическую модель ГТД математической модели газогенератора со всеми его характеристиками и регулирования параметров рабочего процесса по рабочей линии характеристики каждого узла.

### Библиографический список

1. Рассохин, В.А. Принципы построения универсального газогенератора для малоразмерных газотурбинных двигателей / В.А. Рассохин, Н.А. Шарова // Матер. Всерос. Межвуз. Науч.-техн. конф. студентов и аспирантов. 26.09-1.12.07. Ч. II, - СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2008. – 180 с.
2. Шарова, Н.А. Многорежимная оптимизация универсального газогенератора для малоразмерных газотурбинных двигателей / Н.А. Шарова // сб. Наука и технология: секция 2: Аэрогидродинамика и теплообмен. - Екатеринбург: УрОРАН, 2008. – С. 44-48. – 94 с.
3. Шарова, Н.А. Научные аспекты создания универсального газогенератора для малоразмерных газотурбинных двигателей / Н.А. Шарова // XIII Всерос. межвуз. науч.-техн. конф. «Газотурбинные и комбинированные установки и двигатели»: сб. тез.

докл. – М.: Печатный салон «СПРИНТ», 2008. – С. 26-27.

### References

1. V.A. Rassokhin, N.A. Sharova. Design principles of the universal gas generator for the small-sized engines. Materials of All-Russian interuniversity scientific and technical conference of students and postgraduate students. 26.09–1.12.07. part II, Saint-Petersburg. Polytechnic University, 2008, p 97, p 180.

2. N.A. Sharova. “Multimode optimization of the universal gas generator for the small-

sized gas turbine engines”. “Science and technology” collected articles, section 2: “Aerohydrodynamics and heat-mass exchange”. Yekaterinburg, UrORAN, 2008, p. 44-48, p. 94.

3. N.A. Sharova “Scientific aspects of the universal gas generator for the small-sized engines”. The XIII<sup>th</sup> “Gas turbine and combined power plants and engines” all-Russian interuniversity scientific and technical conference, Collected abstracts. Moscow, Sprint, 2008, p. 26-27.

## DESIGNING GTE ON THE BASIS OF VERSATILE GAS GENERATOR SMALL DIMENSION

© 2009 V. A. Rassokhin<sup>1</sup>, N. A. Sharova<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Saint-Petersburg State Polytechnic University  
<sup>2</sup>Joint Stock Company «Klimov», Saint-Petersburg

The report is devoted to development of scientific and technical bases of small-sized gas turbine engines of various schemes and any application in short terms and at minimum expenses. For these purposes a concept for designing of new engines has been developed and substantiated using the versatile gas generator.

*Versatile (universal) gas generator, concept of building, range, hierarchical model, multimode optimization*

### Информация об авторах

**Рассохин Виктор Александрович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Турбинные двигатели и установки» энергомашиностроительного факультета Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. Тел. (812) 552-65-66. E-mail: [turbo@mebil.stu.neva.ru](mailto:turbo@mebil.stu.neva.ru). Область научных интересов: разработка и испытания газовых турбин.

**Шарова Наталья Анатольевна**, заочный аспирант кафедры «Турбинные двигатели и установки» энергомашиностроительного факультета Санкт-Петербургского государственного политехнического университета, инженер-конструктор 2 категории ОАО «Климов». 194100, Санкт-Петербург, ул. Кантемировская, д.11. Тел (812) 295-01-01 доб. 1-63. E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru), [nash.70@mail.ru](mailto:nash.70@mail.ru). Область научных интересов: проектирование ГТД.

**Rassokhin Viktor Alexandrovich**, doctor of engineering science, professor, head of the turbine engines and power plants department of the machine building faculty of Saint-Petersburg state polytechnic university. Phone: (812) 552-65-66. E-mail: [turbo@mebil.stu.neva.ru](mailto:turbo@mebil.stu.neva.ru). Area of research: development and testing of gas turbines.

**Sharova Natalya Anatolyevna**, correspondence postgraduate student of the turbine engines and power plants department of the machine building faculty of Saint-Petersburg state polytechnic university, designer of Joint Stock Company «Klimov». 11 Kantemirovskaya, Saint-Petersburg, 194100. Phone: (812) 295-01-01, ext. 163. E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru), [nash.70@mail.ru](mailto:nash.70@mail.ru). Area of research: development of gas turbine engines.