

Ю. М. Ахметов, Д. А. Ахмедзянов, А. Б. Михайлова, А. Е. Михайлов

ОСОБЕННОСТИ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Представлены результаты исследования сценариев применения и классификация беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), определяющие облик ГТД. Проведен анализ характерных особенностей и опыта проектирования ГТД для БПЛА. Разработаны и реализованы в СИМ DVIWp методики оценки массы и стоимости жизненного цикла ГТД на этапе функционального проектирования. Проведена оценка адекватности разработанных методик при выборе параметров ГТД на этапе функционального проектирования. *Беспилотные летательные аппараты, газотурбинные двигатели, функциональное проектирование; имитационное моделирование*

ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшний день ведущими авиационными предприятиями и научно-исследовательскими институтами интенсивно ведутся разработки БПЛА различного назначения, поиск новых сценариев применения, новых проектно-конструкторских решений и методов управления, обеспечивающих повышение эффективности применения БПЛА.

Характерные особенности ГТД, применяемых в БПЛА, во многом определяются функциональным назначением и сценарием применения ЛА. Для методического обеспечения и автоматизации функционального проектирования ГТД БПЛА необходимо провести классификацию с определением характерных особенностей ЛА, обуславливающих выбор типа, структуры, параметров термодинамического цикла, конструктивных особенностей, а также алгоритмов управления на установившихся и неустановившихся режимах работы.

Данная работа посвящена исследованию и классификации БПЛА с выявлением характерных сценариев применения, исследованию существующего опыта разработки и особенностей газотурбинных двигателей для БПЛА различного назначения, а также разработке математических моделей для оценки интегральных эксплуатационных характеристик для использования на этапе функционального проектирования ГТД.

Контактная информация: 8 (347) 273-79-54

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ, соглашение №14.132.21.1720 «Повышение эффективности управления силовыми установками беспилотных летательных аппаратов (в т.ч. короткоресурсных, специального назначения) за счет применения термодинамических математических моделей различного уровня и функционального назначения в программно-алгоритмическом обеспечении систем автоматического управления, контроля и диагностики»

ИССЛЕДОВАНИЕ СЦЕНАРИЕВ ПРИМЕНЕНИЯ И КЛАССИФИКАЦИЯ БПЛА

Исходя из функционального назначения, БПЛА можно классифицировать на четыре основные класса [1], характерные особенности и сценарии применения которых представлены ниже.

1. Системы управления, контроля, связи, вычисления, сбора информации, наблюдения и разведки (Command, Control, Communications, Computers, Intelligence, Surveillance, and Reconnaissance – C4ISR) – БПЛА, задачей которых является наблюдение и разведка. Летательные аппараты данного класса характеризуются большой дальностью и длительностью полета, высоким уровнем высоты полета, высокой дозвуковой скоростью полета, в качестве полезной нагрузки используется коммуникационное и разведывательное оборудование. Типичным современным представителем является RQ-4 Global Hawk [2], разработанный в Northrop Grumman (США) в 1998 г. (рис. 1).



Рис. 1. Внешний вид БПЛА RQ-4 Global Hawk

2. Ударно-разведывательные БПЛА (Unmanned Combat Aerial Vehicles – UCAV). Главной задачей ЛА данного типа является обнаружение, распознавание и уничтожение заданных целей. Ударно-разведывательные БПЛА характеризуются средним уровнем дальности и длительности и высоты полета и высоким уровнем

скорости полета. В качестве полезной нагрузки БПЛА может выступать разведывательное оборудование вооружение. Типичным представителем можно считать БПЛА MQ-1 Predator [1], разработанный в General Atomics (США) в 1994 г. В качестве вооружения MQ-1 Predator используются противотанковые управляемые ракеты AGM-114 «Hellfire» (рис. 2).



Рис. 2. Внешний вид беспилотного летательного аппарата MQ-1 Predator

3. БПЛА поля боя (Battlefield unmanned aerial vehicle). Основной задачей ЛА также являются наблюдение и разведка. ЛА данного класса характеризуются относительно малой дальностью и длительностью полета, низким уровнем высоты и дозвуковой скоростью полета. Полезной нагрузкой является разведывательное оборудование. Типичным представителем является БПЛА RQ-2 Pioneer [3], разработанный в AAI Corporation (США) в 1986 г. (рис. 3).



Рис. 3. Внешний вид беспилотного летательного аппарата RQ-2 Pioneer

4. Крылатые ракеты (cruise missile). Главная задача состоит в уничтожении объектов наземного, воздушного и надводного базирования. Классификация крылатых ракет производится по типу поражаемых объектов и крейсерской скорости полета. По величине скорости полета крылатые ракеты подразделяются на гиперзвуковые (крейсерская скорость полета свыше 5М), сверхзвуковые (скорость полета свыше 1М, дальность полета составляет 100–500 км), дозвуковые ракеты большой дальности (дальность полета свыше 1000 км, ракета может иметь боевую часть с ядерным зарядом), дозвуковые раке-

ты средней дальности (аналогичный сценарий применения, дальность полета менее 1000 км), дозвуковые крылатые ракеты низкой дальности полета (дальность полета составляет менее 300 км). На рис. 4 представлена дозвуковая крылатая ракета AGM-129 ACM [4], разработанная в Raytheon Missile Systems (США) в 1990 г.

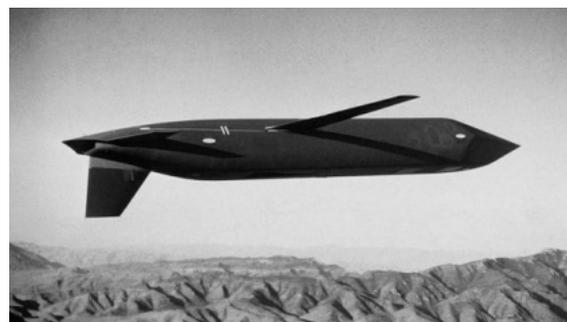


Рис. 4. Внешний вид крылатой ракеты AGM-129 ACM

Остановимся более детально на характеристиках БПЛА, обуславливающих применяемый тип силовой установки и ее характерные особенности. БПЛА поля боя, как правило, имеют компактные размеры и взлетную массу менее 100 кг. В летательных аппаратах данного типа в качестве силовой установки (СУ) могут использоваться поршневые двигатели, высокоэффективные турбовинтовые и микрогазотурбинные двигатели, либо электродвигатели. В дальнейшем БПЛА поля боя в данной работе не рассматриваются, поскольку рациональный выбор СУ для БПЛА подобного класса является темой отдельного исследования и в значительной степени зависит от достигнутого уровня совершенства применяемых технических решений.

Современные С4ISR беспилотные летательные аппараты проектируются с номинальной взлетной массой на уровне 10–12 т, в перспективных схемах взлетная масса достигает 40–45 т. Этот факт обуславливает сходство силовых установок С4ISR БПЛА с пилотируемыми ЛА аналогичного функционального назначения. Отличительной особенностью С4ISR БПЛА является снижение размеров и взлетной массы относительно пилотируемого ЛА за счет отсутствия систем жизнеобеспечения экипажа и кабины пилота. Это обеспечивает снижение размерности и стоимости силовой установки.

Существуют три характерные особенности С4ISR и ударно-разведывательных ЛА, которые отличают их от пилотируемых ЛА с аналогичным функциональным назначением [5]:

- длительность полета БПЛА может быть

намного выше, чем у классического ЛА, так как отсутствует ограничение выносливости экипажа;

- сценарий применения БПЛА может включать в себя длительный период консервирования, что обуславливает ряд характерных особенностей, и снижение ресурса относительно пилотируемого ЛА аналогичного назначения;
- повышенный отбор мощности от силовой установки на нужды систем ЛА.

Сценарий применения С4ISR БПЛА подразумевает полет на высокой дозвуковой скорости (до 0.9–0.95 М) [1] и большой высоте (12–15 км). Данные факты обуславливают применение двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД), которые являются более энергоэффективными с точки зрения удельного расхода топлива. Большое значение взлетной массы (от 10–12 до 40–45 т) обуславливает применение ТРДД с высокой степенью двухконтурности m . В качестве подтверждения данного вывода следует отметить, что на С4ISR БПЛА RQ-4 Global Hawk установлен двухконтурный турбореактивный двигатель АЕ3007Н [6], разработанный компанией Rolls-Royce. Двигатель АЕ3007Н имеет стендовую тягу $P = 42$ кН при $m = 5$. Следует отметить характерную особенность: двигатель АЕ3007Н устанавливается на ряд региональных и коммерческих самолетов, таких как Cessna CitationX и Embraer ERJ 145.

Для ударно-разведывательных БПЛА не подходят классические ТРДД с высокой степенью двухконтурности из-за большого лобового сопротивления и габаритных размеров. При этом ТРДД с низкой степенью двухконтурности не обеспечивают потребный уровень экономичности. Можно заключить, что перспективные схемы ударно-разведывательных БПЛА требуют проведения поисковых исследований для обеспечения оптимальных параметров ГТД исходя из выбранного сценария применения.

Следует отметить, что сценарий применения С4ISR и ударно-разведывательных БПЛА предполагает полет на большой высоте (до 30 км), что обуславливает необходимость учета при проектировании ряда явлений [7], таких как:

- влияние числа Рейнольдса на рабочий процесс в основных узлах ГТД. Снижение числа Re при увеличении высоты приводит к повышению толщины пограничного слоя на элементах проточной части и, соответственно, к увеличению потерь полного давления в основных узлах;
- увеличение эксплуатационного диапазона работы топливоподающей аппаратуры по рас-

ходу топлива в основной камере сгорания. Увеличение высоты полета приводит к расширению диапазона работы топливной автоматики за счет снижения расхода топлива на крейсерском режиме. Это вызывает ряд проблем с устойчивостью процессов горения, распыливанием топлива и высотным запуском камеры сгорания;

- снижение интенсивности теплообмена корпуса двигателя с атмосферой при увеличении высоты полета, что приводит к ухудшению охлаждения корпуса. Это может приводить к перегреву корпуса двигателя, а также вызывать увеличение радиальных зазоров в турбине;
- работа системы смазки, пневматических клапанов и системы измерения тяги двигателя могут зависеть от абсолютного перепада давления, который снижается по мере увеличения высоты полета.

Отдельным классом БПЛА боевого назначения являются ЛА одноразового применения различных типов, что накладывает свои специфические требования на СУ. Принципы проектирования, испытания и эксплуатации ГТД одноразового применения существенно отличаются от методов создания двигателей для пилотируемых, либо многократно применяемых ЛА.

С учетом специфики применения СУ для БПЛА одноразового применения, стоимость двигателей должна быть минимизирована, но при этом необходимо учитывать сопоставление стоимостей одноразового БПЛА и выполняемой им функции, что оправдывает достаточно высокую стоимость силовой установки для БПЛА специального назначения.

Тем не менее, проблема минимизации затрат на этапе проектирования СУ является чрезвычайно актуальной. Особенно это касается стадии функционального проектирования, которая во многом определяет последующие этапы проектирования и их стоимость.

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ И ОПЫТА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГТД ДЛЯ БПЛА ОДНОРАЗОВОГО ПРИМЕНЕНИЯ

При создании ГТД одноразового применения необходимо учесть следующие требования [8]:

- использование термодинамического цикла с умеренными параметрами, в частности $\pi_{кз} = 4 \dots 6$, что существенно уменьшает количество ступеней лопаточных машин; рациональный выбор температуры газа КС с точки зрения оптимизации функции цели, упрощения системы охлаждения

и стоимости применяемых материалов турбины;

- оптимальное согласование узлов для минимизации массы и стоимости изделия, а также оптимальное согласование СУ с БПЛА;
- минимальный объем механической обработки деталей и узлов, что достигается, прежде всего, упрощением конструкции [9];
- упрощение системы смазки ГТД, использование перспективных конструктивных решений и материалов для опор ГТД;
- применение цифровой САУ с полной ответственностью и гидромеханической топливной автоматикой;
- использование сбрасываемых устройств запуска ГТД, энергии набегающего потока для запуска с авторотации, либо установка устройств запуска на стартовой платформе;
- тщательное проектирование производственной оснастки, обеспечивающее снижение до минимума амортизационных расходов [9].

На рис. 5 представлен конструктивный облик современного турбореактивного двигателя для сверхзвукового БПЛА специального назначения. В качестве характерных особенностей двигателя следует отметить четырехступенчатый осевой компрессор, испарительную камеру сгорания, одноступенчатую неохлаждаемую турбину и укороченное сужающееся сопло с центральным телом. Для запуска ГТД используется твердотопливный газогенератор, оригинальным техническим решением является использование электрогенератора в роторе компрессора.

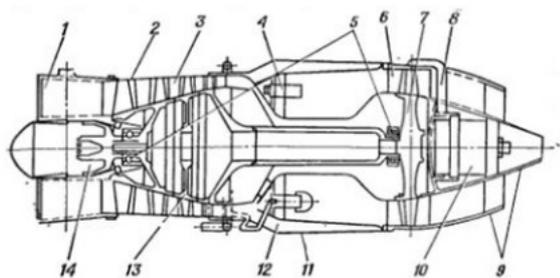


Рис. 5. Внешний вид ТРД для сверхзвуковой крылатой ракеты фирмы «Curtiss-Wright» [9]:
1 – входное устройство, 2 – корпус компрессора, 3 – направляющий аппарат, 4 – пиропатрон, 5 – подшипник с консистентной системой смазки, 6 – сопловой аппарат турбины, 7 – неохлаждаемый ротор турбины, 8 – газовая камера стартера и опорная стойка, 9 – сопло и кок, 10 – патрон пускового газогенератора, 11 – корпус камеры сгорания, 12 – входная часть камеры сгорания и испарительные трубки, 13 – диски с лопатками ротора компрессора, 14 – генератор с непосредственным приводом от вала двигателя

В качестве одного из типичных короткоресурсных двигателей следует отметить двигатель Teledyne J402 (США). Данный двигатель устанавливается на дозвуковой БПЛА, разработанный в McDonnell Douglas (США). Двигатель выполнен в классе тяги до 3кН, что является типичной величиной для дозвуковых БПЛА малой дальности полета, имеет умеренные параметры термодинамического цикла, $T_r^* = 1285 \text{ K}$, $\pi_{кз} = 5,8$. Характерными особенностями двигателя J402 (рис. 6) являются двухступенчатый осецентрибежный компрессор, камера сгорания, имеющая центробежную систему подачи топлива, а также двухопорная схема ротора. Для запуска используется пороховой стартер, продукты сгорания которого направляются на рабочее колесо центробежного компрессора.

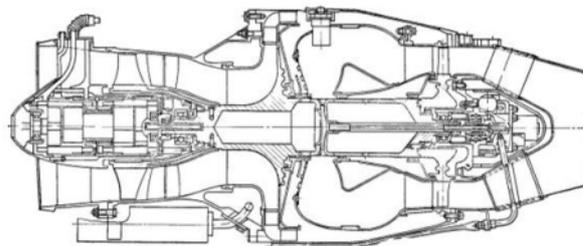


Рис. 6. Внешний вид ТРД Teledyne J402 для дозвуковой крылатой ракеты [9]

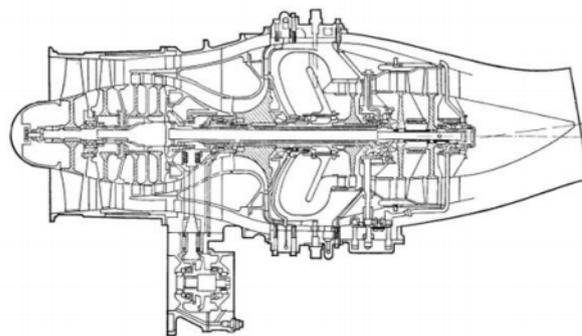


Рис. 7. Внешний вид ТРД Williams International F107-WR-100 для дозвуковой крылатой ракеты [9]

Одной из современных тенденций в разработке СУ для дозвуковых БПЛА специального назначения является применение ТРД с низкой степенью двухконтурности, что позволяет снизить величину удельного расхода топлива и повысить дальность полета ЛА. Одним из ярких представителей в классе тяги до 3кН является двигатель F107-WR-100, разработанный компанией Williams International (США). Двигатель имеет двухкаскадный осецентрибежный компрессор, камеру сгорания с центробежной системой подачи топлива. Меридиональное сечение двигателя F107-WR-100 представлено на рис. 7.

Отдельно следует отметить, что проектирование короткоресурсного ГТД требует поиска компромисса между уровнем эффективности рабочего процесса в основных узлах ГТД и уровнем термического КПД цикла, а также стоимостью и технологичностью производства.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ МАССЫ КОРТКОРЕСУРСНЫХ ГТД

Одним из интегральных параметров, используемых при сравнительной оценке эффективности вариантов проектируемого короткоресурсного ГТД в системе БПЛА, является масса двигателя. Для оценки массы ГТД разработан ряд моделей, базирующихся на основных термодинамических параметрах рабочего процесса [7, 10, 11]. В [11] представлена наиболее совершенная на сегодняшний день модель для оценки массы на стадии функционального проектирования. Масса ТРД описывается следующим статистическим выражением:

$$M_{\text{дв}} = B \cdot G_{\text{в вzl}}^{m_1} \cdot \left[\pi_{\text{к}\Sigma \text{ вzl}}^{0,286} - 1 \right]^{m_2} \cdot k_{\text{TГ}}^* \cdot k_c \cdot k_{\text{рес}},$$

где B , m_1 , m_2 – статистические коэффициенты, зависящие от размерности и параметров цикла.

Для оценки влияния года начала серийного производства на массу ГТД используется коэффициент k_c – коэффициент совершенствования массы ГТД по годам, для учета изменения массы ГТД за счет системы охлаждения турбины используется коэффициент $k_{\text{TГ}}^*$, который определяется следующим образом:

$$k_{\text{TГ}}^* = 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{\text{Г max}}^* - 1200).$$

Коэффициент $k_{\text{рес}}$, учитывающий изменение массы ГТД в зависимости от величины ресурса и назначения, может принимать следующие величины: 1,0...1,07 – для ТРД гражданского назначения в зависимости от величины ресурса; 1,0 – для ТРД военного назначения; 0,9 – для короткоресурсных ТРД.

Использование описанного выше подхода не обеспечивает достаточной степени адекватности модели, поскольку методология проектирования короткоресурсных ГТД существенно отличается от традиционной методологии проектирования авиационных ГТД. Изменение подходов к проектированию не может быть учтено за счет введения единственного поправочного коэффициента, поэтому в работе представлены результаты разработки новой модели оценки

массы короткоресурсного ТРД.

Для разработки статистической модели использованы основные параметры следующих двигателей: Teledyne CAE J402; Microturbo TRI.60-30, TRI.40; Noel Penny NPT301, Microturbo TRS18, Williams Research WR24 и др. В результате статистической обработки параметров двигателей получены новые коэффициенты модели для оценки массы короткоресурсных ТРД (табл. 1).

Таблица 1

Степенные коэффициенты модели

		B	m_1	m_2
$G_{\text{в вzl}} < 5 \text{ кг/с}$	$\pi_{\text{к}\Sigma \text{ вzl}} > 5$	14,6	0,8	0,5
	$\pi_{\text{к}\Sigma \text{ вzl}} < 5$	11,4	0,8	0
$G_{\text{в вzl}} > 5 \text{ кг/с}$	$\pi_{\text{к}\Sigma \text{ вzl}} > 5$	14,1	1,0	0,5
	$\pi_{\text{к}\Sigma \text{ вzl}} < 5$	12	1,0	0

Полученные коэффициенты позволяют оценивать массу короткоресурсных ТРД для сверхзвуковых БПЛА специального назначения, которые отличаются увеличенным расходом воздуха ($G_{\text{в вzl}} \geq 30 \text{ кг/с}$) и повышенной величиной максимальной температуры газа за камерой сгорания.

Представленная в [11] модель оценки массы ТРДД отличается высокой адекватностью при расчете различных схем двигателей военного и гражданского назначения. В модели есть поправочный коэффициент, учитывающий изменение ресурса и функциональное назначение ГТД, однако данная модель не позволяет проводить оценочный расчет короткоресурсных ТРДД.

Для оценки массы ТРДД разработана математическая модель, аналогичная по структуре модели, указанной в [11]. Для определения статистических коэффициентов рассмотрены следующие двигатели: Williams Research W107, Williams Research F112 и др.

В обобщенном виде математическая модель ТРДД со смешением потоков и с отдельными соплами имеет следующий вид:

$$M_{\text{дв}} = (M_I + M_{\text{II}} + M_{\text{КСМ}}) \cdot k_c \cdot k_{\text{рес}}.$$

Масса газогенератора внутреннего контура двигателя (без вентилятора и турбины вентилятора):

$$M_I = B \cdot (G_{\text{в1 пр.}})^{m_1} \cdot \left[\left(\frac{\pi_{\text{к}\Sigma}}{\pi_{\text{в}}} \right)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} \cdot k_{\text{TГ}}^*.$$

Величина $G_{в1пр}$ – приведенный расход воздуха на взлетном режиме через внутренний контур.

Масса турбовентилятора и обечайки наружного контура:

$$M_{II} = 2.865 \cdot G_{в\Sigma ВЗЛ}^{0,903} \cdot m^{0,104} \cdot \pi_B^{1,193}$$

Масса камеры смешения у ТРДДСм:

$$M_{КСМ} = 2.316 \cdot G_{в\Sigma ВЗЛ}^{0,753}$$

Полученные в результате статистической обработки коэффициенты представлены в табл. 2.

Таблица 2

Степенные коэффициенты математической модели

В		m_1	m_2
$G_{в1пр} < 5$ кг/с	12,3	0,8	0,5
$G_{в1пр} > 5$ кг/с	10,15	1	0,5

В отличие от набора степенных коэффициентов для традиционных ТРДД, в данном случае отсутствуют двигатели с $G_{в1пр} > 50$ кг/с, на сегодняшний день в БПЛА одноразового применения подобные двигатели не применяются.

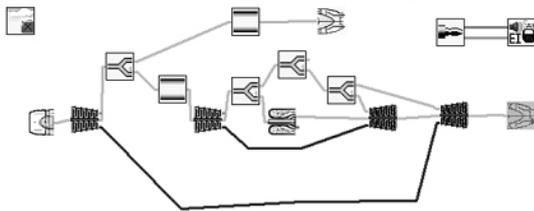


Рис. 8. Структурная схема двигателя ТРДД-50 с новым структурным модулем «Интегральные характеристики двигателя»

На рис. 8 представлена структурная схема двигателя Williams Research F-107 в СИМ DVIGwr, в которой разработан модуль «Интегральные характеристики двигателя», позволяющий оценить на этапе функционального проектирования массу проектируемого короткоресурсного ГТД.

РАСЧЕТ СТОИМОСТИ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА КОРОТКОРЕСУРСНЫХ ГТД

Стоимость жизненного цикла $S_{ж}$ является важнейшим показателем экономического совершенства сложных технических систем, к которым, безусловно, относятся БПЛА. СУ, наряду с бортовым оборудованием, в значительной степени определяет технико-экономическую эффективность ЛА. Поэтому при прочих равных, чем меньше стоимость жизненного цикла двигателя $S_{ж дв}$, тем меньше будет и $S_{ж ла}$.

Одним из главных критериев при выборе и оптимизации параметров цикла короткоресурсных ГТД является минимизация стоимости жизненного цикла изделия. Для автоматизации функционального проектирования короткоресурсных ГТД в СИМ DVIGwr в структурном элементе «Интегральные характеристики двигателя» реализована математическая модель, позволяющая оценить стоимость жизненного цикла двигателя.

Под стоимостью жизненного цикла двигателя $S_{ж дв}$ понимается сумма затрат на его разработку $S_{окр}$, на подготовку производства $S_{пп}$ и собственно производство $S_{пр}$ требуемого количества двигателей $z_{дв}$, а также на эксплуатацию $S_{эксп}$ (здесь и далее все стоимостные показатели в млн руб.):

$$S_{ж дв} = S_{окр} + S_{пп} + S_{пр} + S_{эксп}$$

Затраты на эксплуатацию представляют собой сумму затрат на ремонт, техническое обслуживание, а также на топливо и масла (ГСМ):

$$S_{эксп} = S_{рем} + S_{то} + S_{гсм}$$

Приведенное выражение для $S_{ж дв}$ представляет собой стоимость жизненного цикла парка двигателей $z_{дв}$, поэтому для оценки удельной величины затрат необходимо суммарные затраты разделить на количество двигателей в парке:

$$S_{ж дв}^{уд} = \frac{S_{ж дв}}{z_{дв}}$$

Характерное значение величины $z_{дв}$ для БПЛА находится в пределах интервала 1000...5000.

Для оценки $S_{окр}$ в отечественной практике и за рубежом используются укрупненные статистические зависимости вида:

$$S_{окр} = a_0 \cdot G_{вI вЗЛ}^{a_1} \cdot \pi_{к вЗЛ}^{a_2} \cdot \left(\frac{T_{г}^*}{1000} \right)^{a_3} \times$$

$$\times (m_{вЗЛ} + 1)^{a_4} \cdot \left(\frac{P_{вЗЛ}^{\phi}}{P_{вЗЛ}} \right)^{a_5} \cdot K_{КТ}^{a_6} \cdot K_{увт} \cdot K_{рев}$$

где a_0, a_1, \dots, a_6 – статистические коэффициенты; $G_{вI вЗЛ}$ – расход воздуха через внутренний контур, кг/с; $T_{г}^*$ – максимальная температура газа перед турбиной, К; $m_{вЗЛ}$ – степень двухконтурности; $P_{вЗЛ}^{\phi} / P_{вЗЛ}$ – степень форсирования двигателя; $K_{КТ}$ – коэффициент конструктивно-технологической преэемственности разработки; $K_{увт}$ – коэффициент, учитывающий наличие

управляемого вектора тяги (УВТ); $K_{\text{рев}}$ – коэффициент, учитывающий наличие реверса тяги.

При прогнозе затрат, когда нет точных данных о производителе двигателя, затраты на подготовку производства могут быть оценены по приближенной формуле:

$$S_{\text{пп}} = 0,2 \cdot S_{\text{окр}}.$$

Уровень себестоимости серийного производства и, следовательно, цены двигателя, зависят, в основном, от его размерности, применяемых материалов, технологии изготовления и организации производства.

Модель цены при серийно освоенном производстве ГТД (ТРД, ТРДД, ТВВД, ТРДДФ) имеет вид:

$$C_{\text{дв}} = b_0 \cdot G_{\text{ВЗЛ}}^{b_1} \cdot \pi_{\text{КВЗЛ}}^{b_2} \cdot \left(\frac{T_{\text{Г}}^*}{1000} \right)^{b_3} \times \\ \times (m_{\text{ВЗЛ}} + 1)^{b_4} \cdot \left(\frac{P_{\text{ВЗЛ}}^{\text{ф}}}{P_{\text{ВЗЛ}}} \right)^{b_5} \cdot K_{\text{КТ}}^{b_6} \cdot K_{\text{УВТ}} \cdot K_{\text{рев}},$$

где b_0, b_1, \dots, b_6 – статистические коэффициенты.

Модель для определения суммарных затрат на производство имеет вид:

$$S_{\text{пр}} = 3,29 \cdot C_{\text{дв}} \cdot z_{\text{дв}}^{0,82}.$$

Стратегия применения короткоресурсных ГТД подразумевает длительную консервацию, в результате чего эксплуатационные затраты не включают в себя стоимости ремонта.

Затраты на техническое обслуживание короткоресурсных двигателей определяются из следующего соотношения:

$$S_{\text{ТО}} = 0,05 \cdot C_{\text{дв}}.$$

Затраты на топливо и ГСМ могут быть укрупненно рассчитаны следующим образом:

$$S_{\text{ГСМ}} = G_{\text{Т}}^{\text{ср}} \cdot C_{\text{Т}} \cdot \frac{z_{\text{дв}} \cdot \tau_{\text{наз}}}{(1 + K_{\text{об}})} \cdot 10^{-6},$$

где $G_{\text{Т}}^{\text{ср}}$ – среднечасовой расход топлива, кг/ч; $C_{\text{Т}}$ – цена топлива, руб./кг; $\tau_{\text{наз}}$ – назначенный ресурс (для БПЛА 50...100 ч.); $K_{\text{об}}$ – коэффициент оборотного фонда (задается в диапазоне 0,1...0,2).

АПРОБАЦИЯ РАЗРАБОТАННЫХ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

Разработанный комплекс математических моделей позволяет проводить многофакторную многокритериальную оптимизацию, согласование СУ с БПЛА и выбор параметров корот-

коресурсных ГТД на этапе функционального проектирования. Совместная оптимизация двух критериев – минимизация массы силовой установки и запаса топлива на полет по заданному типовому сценарию применения, а также минимизация стоимости жизненного цикла изделия требует формирования интегрального критерия оптимизации, либо рассмотрения результатов моделирования в виде множеств Парето. Совместная многокритериальная оптимизация параметров короткоресурсных ГТД является темой дальнейших исследований. В настоящей работе представлены результаты апробации разработанного модуля системы имитационного моделирования при выборе и оптимизации параметров цикла короткоресурсного ТРДД с точки зрения минимизации массы силовой установки и запаса топлива на полет по типовому сценарию применения.

Для определения критерия оптимизации используется следующая модель:

$$M_{\text{СУ+Т}} = n_{\text{дв}} \cdot M_{\text{дв}} \cdot k_{\text{СУ}} + \bar{M}_{\text{ТС}} \cdot M_{\text{Т}},$$

где $n_{\text{дв}}$ – количество двигателей, $k_{\text{СУ}}$ – коэффициент увеличения массы СУ за счет элементов крепления и конструкции мотогондолы, $\bar{M}_{\text{ТС}}$ – коэффициент, учитывающий массу топливной системы ЛА.

Потребный запас топлива на борту ЛА рассчитывается исходя из дальности полета с условием полной выработки запаса топлива в полете без учета различных эволюций ЛА на начальном и конечном участках траектории.

$$M_{\text{Т}} = \frac{L_{\text{П}}}{M_{\text{кр}} \cdot a} \cdot G_{\text{Т}},$$

где $L_{\text{П}}$ – дальность полета ЛА, $M_{\text{кр}}$ – число Маха по скорости крейсерского полета ЛА, a – скорость звука на высоте крейсерского полета ЛА, $G_{\text{Т}}$ – массовый секундный расход топлива силовой установки на крейсерском режиме полета ЛА.

В качестве прототипа для проведения расчетов выбран двухконтурный турбореактивный короткоресурсный двигатель типа WR F-107 [12] (рис. 8).

Выбор параметров производился при фиксированной температуре газов за камерой сгорания (предельно достижимой с точки зрения системы охлаждения турбины и технологического уровня). Вектор оптимизируемых параметров включал в себя: степень повышения полного давления в вентиляторе, степень повышения полного давления в компрессоре и степень двухконтур-

ности. Результаты оптимизации параметров двигателя представлены на рис. 9.

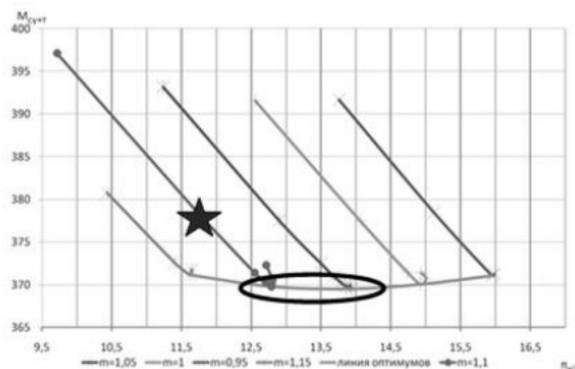


Рис. 9. Результаты выбора параметров цикла ГТД

На рис. 9 звездой отмечены параметры прототипа, выраженные величиной расчетного критерия оптимизации, а также выделена область оптимальных параметров цикла, характеризующихся значением критерия оптимизации в диапазоне $\pm 0,5\%$ относительно экстремальной величины. Следует отметить, что величина критерия оптимизации в экстремальной точке отличается от величины критерия оптимизации в исходной точке не более чем на 2%. Это позволяет судить о рациональном выборе параметров прототипа, а также сделать заключение об адекватности разработанной модели.

ВЫВОДЫ

В работе представлены классификация и анализ сценариев применения БПЛА специального назначения, с выявлением характерных особенностей, определяющих облик ГТД на этапе функционального проектирования. Особое внимание в работе уделено исследованию БПЛА одноразового применения, сценарий применения которых существенным образом влияет на методологию проектирования СУ и ее САУ.

Проведен анализ характерных особенностей ГТД для БПЛА одноразового применения как объектов проектирования, а также накопленного опыта проектирования.

Разработан новый структурный элемент СИМ DVIGwr, позволяющий оценить массу и стоимость жизненного цикла короткоресурсных ГТД как основных критериев, определяющих технико-экономическую эффективность проектных решений. Разработаны новые математиче-

ские модели для оценки массы короткоресурсных ТРД и ТРДД.

Проведена оценка адекватности разработанных математических моделей при выборе параметров короткоресурсного ТРДД на этапе функционального проектирования.

Разработанные модели и проведенный анализ подходов к проектированию короткоресурсных ГТД для БПЛА способствуют развитию методических основ автоматизированного функционального проектирования ГТД для крылатых ракет. Разработанные модели могут быть использованы при согласовании СУ с БПЛА, при выборе и оптимизации параметров цикла ГТД, способствующих достижению экстремальных значений критериев эффективности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Richard N.** Development of engines for unmanned air vehicles: some factors to be considered. Alexandria: Institute for defense analysis. 90 p.
2. High-Altitude, Long-Endurance Unmanned Aircraft Systems: [сайт]. URL: <http://www.as.northropgrumman.com/products/globalhawk/index.html>.
3. Unmanned Systems: [сайт]. URL: http://www.aaicorp.com/products/uas/uas_main.html.
4. Raytheon Missile Systems: [сайт]. URL: <http://www.raytheon.com/capabilities/products/>
5. U.S. Air Force Guide Specification AFGS-87271, "Engines, Unmanned Air Vehicle, Airbreathing Gas Turbine, Expendable," 18 June 1993
6. Rolls-Royce AE3007H: [сайт]/ URL: http://www.rolls-royce.com/Images/ae3007_tcm92-6713.pdf.
7. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. / под общей ред. В. А. Сосунова, В. М. Чепкина. М.: МАИ, 2003. 688 с.
8. **Пономарев Б. А.** Настоящее и будущее авиационных двигателей. М.: Воениздат, 1982. 240с.
9. **Wilson F., Lehnhardt D.** Propulsion system requirements for expendable low cost turbine engines for missile application // The 3rd International Symposium on ABE. Munich, Germany, 1976. P. 39.
10. **Ахмедзянов А. М.** Проектирование авиационных газотурбинных двигателей : учебник / А. М. Ахмедзянов [и др.]; под ред. А. М. Ахмедзянова. М.: Машиностроение, 2000. 454 с.
11. **Григорьев В. А.** Выбор параметров и термодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей: учеб. пособие / В. А. Григорьев и др. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. 202 с.
12. The Market for Missile/Drone/UAV Engines. Product Code #F655. A special focused Market segment analysis by Forecast International. 2010. 18 p.

ОБ АВТОРАХ

Ахметов Юрий Мавлютович, доц. каф. прикладной гидромеханики. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1959). Канд. техн. наук по тепловым двигателям (МАИ, 1978). Иссл. в обл. газогидр. течений и систем упр. энергоустановок.

Ахмедзянов Дмитрий Альбертович, проф. каф. авиационных двигателей, зам. декана ФАД. Дипл. инж. (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неустановившихся режимах,

разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД

Михайлова Александра Борисовна, ст. преп. той же каф. Дипл. инж. (УГАТУ, 2008), канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам (УГАТУ, 2011). Иссл. в обл. процессов в компрессорах авиационных ГТД с использованием имитационного и 3D-CAD/CAE – моделирования

Михайлов Алексей Евгеньевич, аспирант той же каф. Дипл. инж. (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. рабочих процессов ГТД на установившихся и неустановившихся режимах работы