

## ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА БАЗЕ СЕРИЙНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА В СОСТАВЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

© 2018

- Ю. В. Зиненков** кандидат технических наук, старший преподаватель;  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;  
[zinenkovy@mail.ru](mailto:zinenkovy@mail.ru)
- А. В. Луковников** доктор технических наук, доцент, начальник отделения авиационных двигателей;  
Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва;  
[Lukovnikof@mail.ru](mailto:Lukovnikof@mail.ru)
- А. В. Попов** доктор технических наук, доцент;  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;  
[avpnil@rambler.ru](mailto:avpnil@rambler.ru)
- В. Н. Нечаев** доктор физико-математических наук, профессор;  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;  
[wladnic@mail.ru](mailto:wladnic@mail.ru)

Представлены результаты решения задачи по формированию предварительного технического облика силовой установки с двухконтурным турбореактивным двигателем на базе газогенератора серийного отечественного двигателя ТВ7-117 разработки АО «ОДК-Климов» для перспективного высотного беспилотного летательного аппарата. При этом обосновано применение такого рода беспилотного летательного аппарата, что определяет актуальность проводимого исследования. Приведена общая постановка задачи, где продемонстрирован вариант схемы двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков контуров за турбиной на базе газогенератора двигателя ТВ7-117 и раскрыта суть решения рассматриваемой задачи. Описана разработанная авторами методика определения оптимальных параметров силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата, используемая при решении поставленной задачи, включающая в себя универсальный инструмент проведения расчётно-теоретических исследований системы «Летательный аппарат – силовая установка» – комплексную математическую модель. В разделе постановки задачи оптимизации представлены вектор варьируемых параметров силовой установки и беспилотного летательного аппарата и вектор ограничиваемых параметров, настраиваемые в пакете условной и безусловной многопараметрической оптимизации IOSO NM 2.0. Особое внимание уделено подробному анализу полученных результатов и выводов рекомендательного характера с набором полученных расчётным путём характеристик и параметров для вариантов двигателей с оригинальным и масштабированным газогенератором двигателя ТВ7-117.

*Беспилотный летательный аппарат; турбореактивный двигатель; газогенератор; технический облик; математическое моделирование; оценка эффективности.*

---

**Цитирование:** Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Попов А.В., Нечаев В.Н. Оценка эффективности двухконтурного турбореактивного двигателя на базе серийного газогенератора в составе силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 68-79. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-68-79

## Введение

В последние годы в стране развёрнута обширная государственная программа развития авиационной техники, которая затрагивает практически все направления применения авиации в народном хозяйстве и оборонной сфере. Одним из таких направлений является разработка и создание перспективных беспилотных летательных аппаратов (БЛА), предназначенных для эффективного решения широкого спектра задач, решаемых в настоящее время пилотируемой авиацией. Когда на борту присутствует экипаж, летательный аппарат (ЛА) имеет недостатки, связанные с ограничениями, присущими человеку. Поэтому для решения задач мониторинга местности и сбора информации в заданном районе в течение суток и более целесообразно иметь БЛА, способный выполнять данные задачи без ограничений по времени. Для того, чтобы он находился над воздушными коридорами полётов воздушных судов гражданской авиации и имел максимальный обзор местности, необходимо иметь крейсерские высоты полёта 15 - 20 км. В связи с этим является актуальной задача по разработке высотного БЛА большой продолжительности полёта и его силовой установки (СУ).

Разработка нового БЛА начинается с формирования его технического облика, определения совокупности оптимальных технических, лётно-технических характеристик (ЛТХ) и тактико-технических параметров. При этом оптимальный облик выявляется путём сравнения функциональной эффективности БЛА и затрат на его создание, производство и эксплуатацию.

Одним из наиболее сложных вопросов является наличие двигателя для СУ, который обеспечит выполнение требований технического задания на разработку БЛА. Авторами решена задача по формированию технического облика СУ с двухконтурным турбореактивным двигателем (ТРДД) на базе нового газогенератора (ГГ) для такого БЛА [1]. Но на создание такого двигателя требуется значительное время и средства, которые существенно можно сократить, если имеется уже отработанный ГГ, на базе которого можно создать новый двигатель.

Исходя из этого, перед авторами стояла задача по формированию предварительного технического облика и оценке эффективности СУ с ТРДД на базе ГГ серийного отечественного двигателя, обеспечивающей полёт БЛА на высотах 15-20 км с большой продолжительностью.

## Общая постановка задачи

На первом этапе был проведён выбор подходящего ГГ из всей линейки отечественных авиационных двигателей по близким значениям параметров рабочего процесса (расчётной степени повышения давления в компрессоре высокого давления (КВД)  $\pi_{КВД}^*$ , расчётной температуры газа перед турбиной  $T_{z,p}^*$ , расчётного приведённого расхода воздуха через ГГ  $G_{впр}$ ) и линейным размерам компрессора высокого давления (КВД), сформированного в [1] так называемого «базового» варианта (БВ) ТРДД:

$$\pi_{КВД}^* \approx 12 \div 18; T_{z,p}^* \approx 1500 \div 1600 K; G_{впр} \approx 8 \div 10 \text{ кг/с}; D_k \approx 0,25 \div 0,35 \text{ м.}$$

Перечисленным выше требованиям наиболее близко соответствует ГГ турбовинтового двигателя ТВ7-117 разработки АО «ОДК-Климов», который имеет следующие параметры рабочего процесса [2]:

- $\pi_{\kappa\Sigma p}^* = 17$ ;  $T_{\varepsilon p}^* = 1552$  К;  $G_{внрр} = 9,2$  кг/с;
- внешний диаметр на входе в компрессор  $D_{\kappa} = 0,296$  м;
- диаметр втулки на входе в компрессор  $d_{вт} = 0,164$  м;
- относительный диаметр втулки на входе в компрессор  $\bar{d}_{вт} = 0,556$ .

В итоге суть решения рассматриваемой задачи свелась к формированию оптимального технического облика турбовентилятора (компрессора низкого давления (КНД) и турбины низкого давления (ТНД)) и канала наружного контура ТРДД, которые схематично изображены на рис. 1.

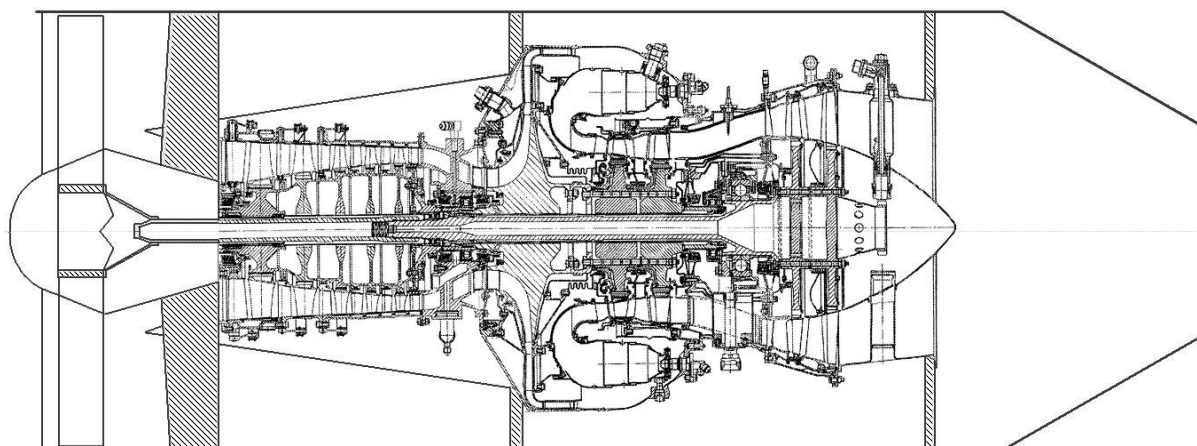


Рис. 1. Вариант схемы ТРДД на базе газогенератора двигателя ТВ7-117

### Методика и инструментарий проведения исследования

Решение задачи по формированию оптимального технического облика и оценки эффективности СУ БЛА имеет ряд трудностей. В первую очередь это связано с различного рода неопределённостями, возникающими на раннем этапе проектирования, когда до конца неизвестны тип, схема двигателя, стартовая тяговооружённость, расчётные режимы полёта и т.д. При этом ряд расчётных параметров двигателя, СУ и ЛА требуют согласования между собой. Требуется системный подход, когда двигатель рассматривается в составе СУ, а СУ – в составе ЛА. Так как облик СУ определяется требованиями технической системы более высокого уровня – БЛА, то в процессе определения эффективности её необходимо рассматривать с учётом аэродинамических и массовых характеристик БЛА. При этом оптимальный облик СУ будет определяться из условия наилучшего удовлетворения требованиям, предъявляемым к БЛА. Поэтому оценка эффективности вариантов СУ и поиск оптимальных параметров рабочего процесса осуществляются путём рассмотрения СУ в системе БЛА.

Такой подход реализован в методике определения оптимальных параметров СУ высотного БЛА, разработанной авторами, которая схематично показана на рис. 2.

Согласно данной методике, после определения предназначения исследуемого БЛА и предъявления к нему необходимых требований следующим этапом является выбор критериев эффективности (КЭ), которые необходимо улучшить для исследуемой (оптимизируемой) системы и по значению которых можно дать адекватную оценку положительной динамики её функционирования в рамках решения задачи. КЭ могут быть техническими, экономическими, тактическими и др. [3]. Поскольку исследуется

высотный БЛА для мониторинга местности, то его предполагаемыми основными режимами полёта будут горизонтальный полёт и барражирование, которые, в свою очередь, наиболее чётко характеризуются такими показателями лётно-технических характеристик, как дальность  $L_{П}$  и продолжительность  $t_{П}$  полёта соответственно.

Таким образом, в работе в качестве критериев оценки эффективности СУ используются ЛТХ БЛА — значения  $L_{П}$  и  $t_{П}$ , характеризующие эффективность исследуемого БЛА исходя из его предназначения.

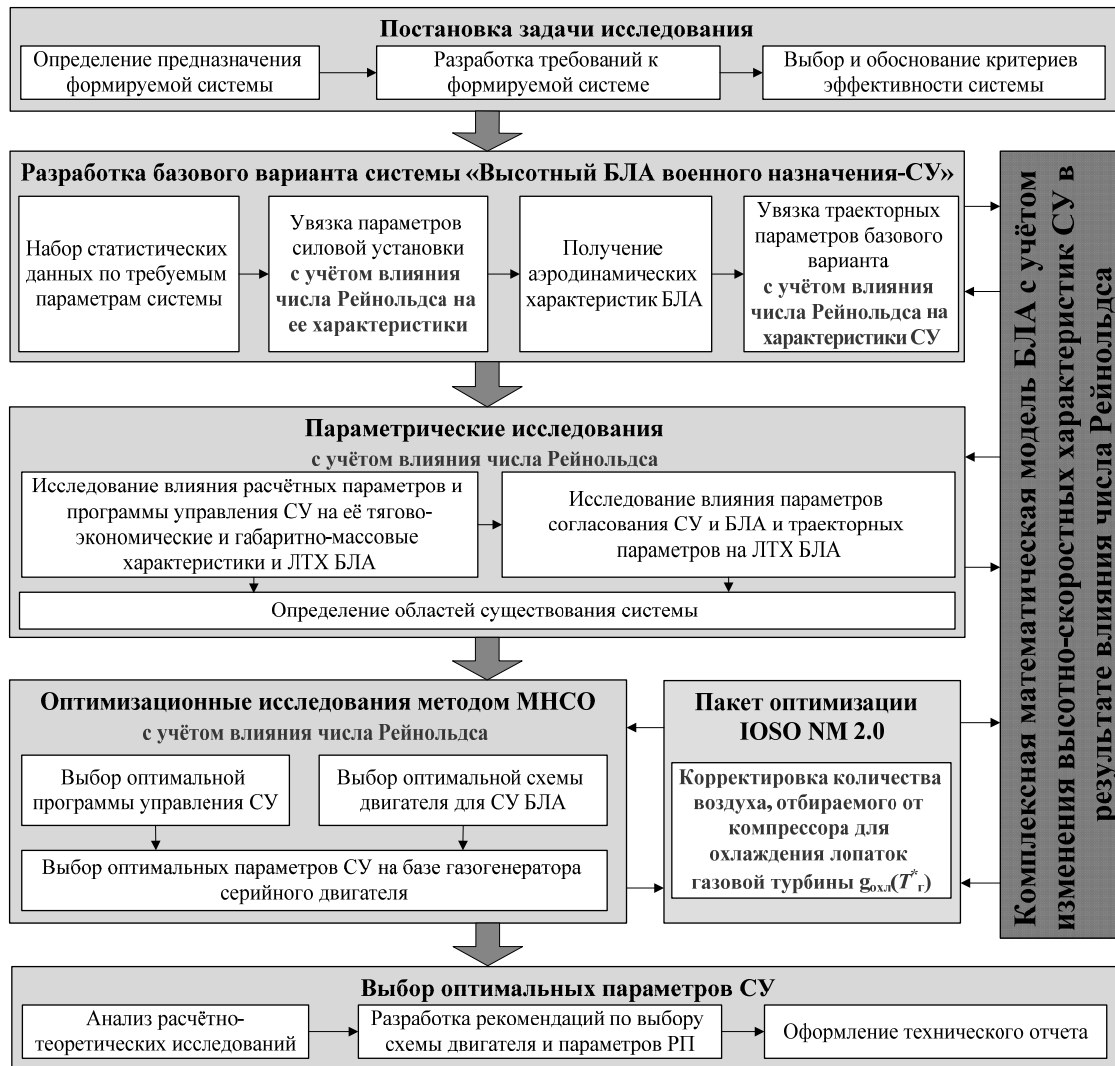


Рис. 2. Структура методики определения оптимальных параметров СУ высотного БЛА

В процессе оптимизации высотного БЛА желательно одновременно оптимизировать значения варьируемых параметров как БЛА, так и СУ. Например, для СУ это параметры рабочего процесса (РП), программа управления, размерность двигателя (потребная тяга на взлёте), конструктивные параметры и схема газотурбинного двигателя (ГТД) и т.д. с учётом ограничений, накладываемых условиями газодинамической устойчивости двигателя, его прочности и т.п. В процессе оптимизации параметров СУ и разработки ее конструкции желательно учесть возможность проведения в дальнейшем модернизации, направленной на улучшение основных тактико-технических показателей СУ, а также возможность её модификации с целью приспособления к иным условиям работы без изменения основной

конструкции (например, приспособление двигателя для работы на другом ЛА иного назначения, в иных климатических условиях и т.п.).

Все перечисленные выше требования авторами поэтапно закладывались в комплексной математической модели (КММ) системы «БЛА–СУ». В первую очередь все ключевые моменты учитывались непосредственно в процессе написания алгоритма программы, далее происходила доработка в процессе тестирования КММ, затем анализ получаемых с её помощью результатов и, в итоге, при постановке и в ходе расчёта задач оптимизации. КММ в созданной методике стала основным инструментом проведения расчётно-теоретических исследований со следующими возможностями:

- производить комплекс расчётов всех типов и схем турбореактивных двигателей с учётом влияния числа Рейнольдса на характеристики лопаточных элементов, что необходимо учитывать при расчёте малоразмерного двигателя на высотах полёта более 15 км;

- производить расчёт аэродинамических и объёмно-массовых характеристик, диапазона высот и скоростей полёта ЛА различных схем с использованием инженерных методик, что на этапе исследований по формированию облика ЛА наиболее приемлемо по временным затратам и точности получаемых результатов;

- производить расчёт траекторных параметров и ЛТХ ЛА с учётом изменения высотно-скоростных характеристик (ВСХ) СУ в результате влияния числа Рейнольдса, чего ранее в подобных математических моделях либо не было, либо не учитывалось одновременно изменение аэродинамических характеристик ЛА и ВСХ СУ;

- при проведении оптимизации обеспечивать устойчивое взаимодействие с пакетом условной и безусловной многокритериальной оптимизации IOSO NM 2.0, основанной на методе непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации (МНСО) [4; 5].

### Постановка задачи оптимизации

Отличительная особенность решения данной задачи заключается в том, что расчёт параметров и характеристик двигателя осуществляться не по расчётным, а по экспериментальным характеристикам компрессора ГГ, которые приведены на рис. 3 [2].

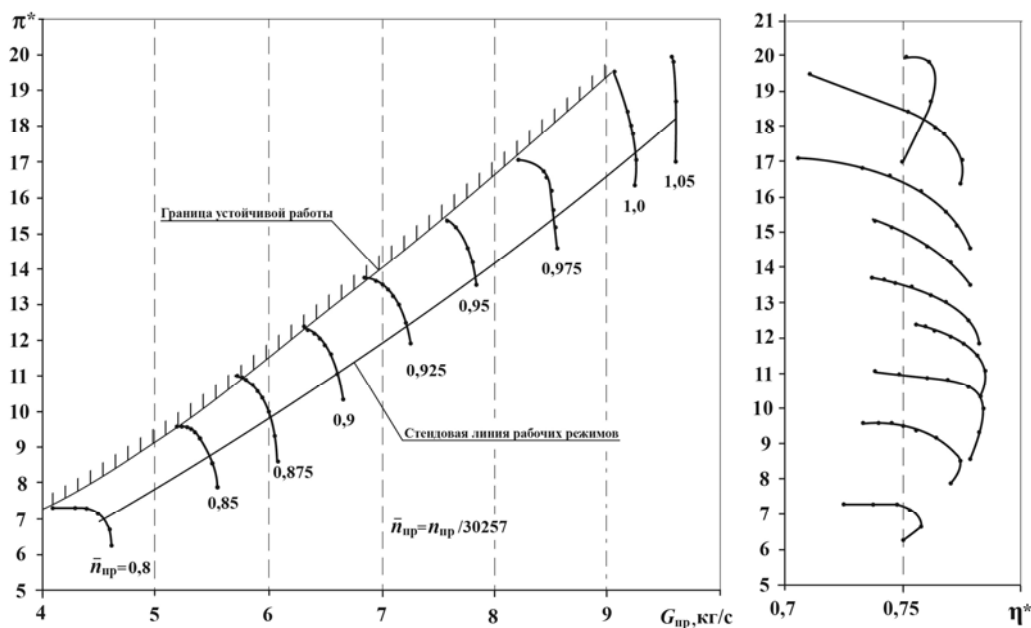


Рис. 3. Характеристики осецентрибежного компрессора двигателя ТВ7-117

Для этого авторами в алгоритме КММ реализована возможность использовать в математической модели СУ «внешние» характеристики элементов двигателя, а не только «внутренние», рассчитанные по встроенным в КММ математическим моделям компрессора и турбины.

В рамках решения задачи выполнены две постановки: первая заключалась в формировании оптимальных параметров СУ при фиксированных размерах ГГ с осецентрированным компрессором (ОЦК) двигателя ТВ7-117, вторая – при масштабированном ГГ с ОЦК типа ТВ7-117. В первом случае проект оптимизации в IOSO NM 2.0 настраивался следующим образом:

- в вектор варьируемых параметров СУ  $\vec{P}_{вар}^{СУ}$  вошли:
  - расчётная степень двухконтурности  $m_p$ ;
  - расчётная степень повышения давления в КНД  $\pi_{КВД}^*$ ;
  - расчётная приведённая скорость на выходе из внешнего контура  $\lambda_{IIp}$ ;
- в вектор варьируемых переменных БЛА  $\vec{P}_{вар}^{БЛА}$ :
  - взлётная тяговооружённость БЛА  $\mu_{0p}$ ;
  - крейсерское число М полёта  $M_{крp}$ ;
- в вектор ограничиваемых параметров  $\vec{P}_{огр}$ :
  - максимальная высота полёта  $H_{II макс}$ ;
  - внешний диаметр на входе в компрессор  $D_K$ ;
  - диаметр втулки на входе в компрессор  $d_{вт}$ ;
  - относительный диаметр втулки на входе в компрессор  $\bar{d}_{вт}$ ;
- множество остальных расчётных параметров составили вектор неварьируемых параметров  $\vec{P}_{невар}$ .

Во втором случае постановка задачи отличалась только снятием ограничений с внешнего диаметра и диаметра втулки на входе в компрессор, что при постоянном относительном диаметре втулки на входе в компрессор обеспечивает масштабирование линейных размеров ГГ при полном его газодинамическом подобии.

Таким образом, при условии максимизации значений  $L_{II}$  и  $t_{II}$  формальная запись двухкритериальной многопараметрической задачи имеет следующий вид:

$$F(\vec{P}_{вар})_{opt} = \arg \max_{\vec{P}_{вар}} L_{II}, t_{II}(\vec{P}_{вар}^{СУ}, \vec{P}_{вар}^{БЛА}, \vec{P}_{огр}, \vec{P}_{невар}). \quad (1)$$

### Анализ полученных результатов

При выполнении анализа результатов решения задачи примем следующие обозначения:

БВ – базовый вариант высотного БЛА с СУ на базе ТРДД, близком по характеристикам к двигателю фирмы Rolls Royce Alison AE3007H [6];

ТРДД – оптимальный вариант высотного БЛА с СУ на базе ТРДД с новым газогенератором;

ГГ – оптимальный вариант высотного БЛА с СУ на базе ТРДД с фиксированным газогенератором двигателя ТВ7-117;

$\Gamma\Gamma_M$  – оптимальный вариант высотного БЛА с СУ на базе ТРДД с масштабированным газогенератором двигателя ТВ7-117;

$k_D, k_G$  – коэффициенты масштабирования газогенератора по диаметру и по расходу воздуха соответственно.

В результате решения задачи в первой постановке получился облик СУ высотного БЛА, который не удовлетворяет требованиям по высоте полёта. Как показано на рис. 4, высота по траектории полёта БЛА с вариантом «ГГ» не достигает до требуемого значения  $H_{\text{треб}} = 20$  км. Такой БЛА имеет очень «вялый» набор высоты и участок горизонтального полёта составляет лишь 25% от всей дальности. Поэтому выполнена вторая постановка задачи, результаты решения которой представлены на рис. 5, 6 и в табл. 1.

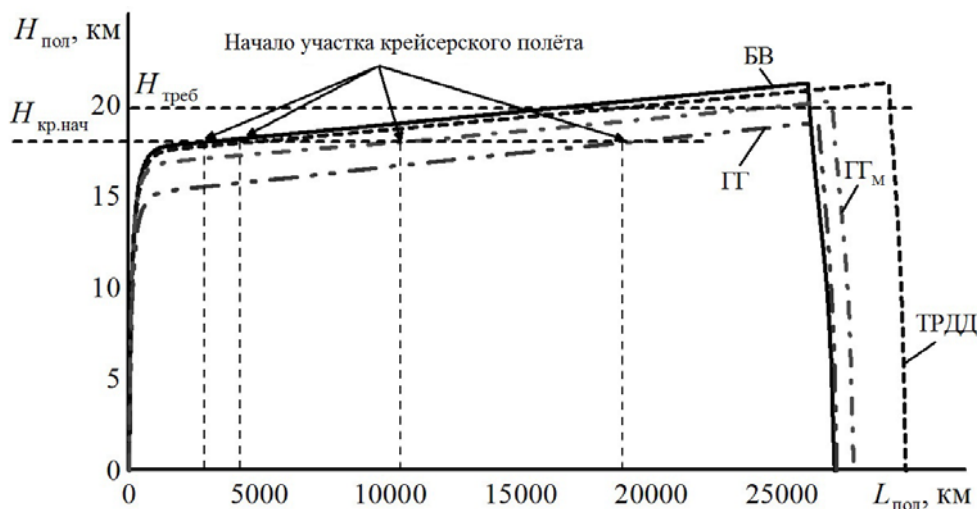


Рис. 4. Сравнение профилей полёта базового и трёх оптимальных вариантов БЛА с СУ на базе двигателей с разными ГГ

Представленные на рис. 5, а скоростные характеристики ТРДД наглядно показывают, что вариант двигателя «ГГ<sub>М</sub>» по сравнению с вариантом «ГГ» имеет меньшие удельные расходы топлива во всём диапазоне чисел  $M$  полёта, а варианту двигателя, полученному «с чистого листа» без использования существующего ГГ (обозначен «ТРДД»), начиная от числа  $M_H = 0,6$  проигрывает из-за более высокой расчётной степени двухконтурности ( $m_{p\langle\Gamma\Gamma_M\rangle} = 8,37$  против  $m_{p\langle\text{ТРДД}\rangle} = 4,34$ , табл. 1).

Из рис. 5, б видно, как эффективная тяга двигателя у вариантов с большей  $m_p$  с увеличением скорости (числа Маха) полёта интенсивно падает [7] несмотря на то, что расчётное значение тяги у варианта ГГ<sub>М</sub> выше остальных ( $p_{p\langle\Gamma\Gamma_M\rangle} = 42,8$  кН, табл. 1). Уже при  $M = 0,3$  оно меньше, чем у базового варианта, а при  $M > 0,45$  тяга становится меньше, чем у варианта «ТРДД».

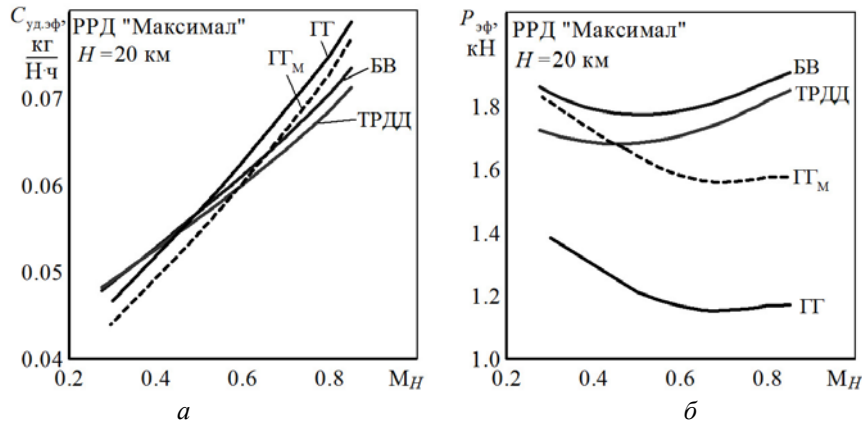


Рис. 5. Сравнение скоростных характеристик «базового» и оптимального вариантов ТРДД

Всё это приводит к тому, что в диапазоне крейсерских тяг, как показано на рис. 6, вариант «ГГ» имеет недостаточную тягу, поэтому и высота полёта меньше 20 км; вариант «ГГ<sub>М</sub>» не имеет запаса по тяге, а вариант «ТРДД» обладает лучшими тягово-экономическими характеристиками, что, в итоге, приводит к увеличению дальности и продолжительности полёта БЛА (рис. 4).

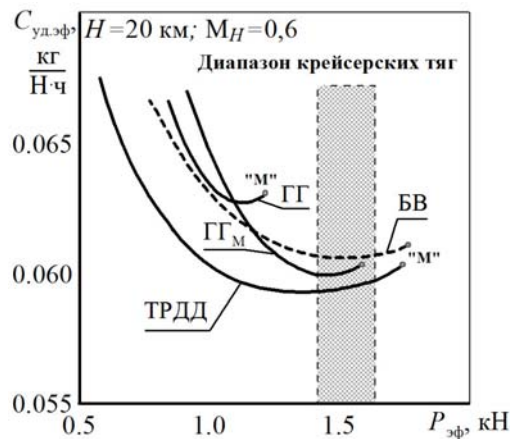


Рис. 6. Сравнение дроссельных характеристик базового и оптимальных вариантов ТРДД

В табл. 1 сведены основные параметры двигателя и ЛТХ БЛА. Из анализа представленных данных можно сделать вывод о том, что полученный вариант «ТРДД» имеет более высокие значения основных параметров рабочего процесса при меньших габаритно-массовых характеристиках. Это, в свою очередь, обеспечивает более высокие значения ЛТХ исследуемого БЛА. Этот результат наглядно показывает преимущества разработки двигателя под конкретный ЛА, при котором можно максимально реализовать предъявляемые к нему при проектировании требования.

Но вариант двигателя «ГГ» с использованием существующего газогенератора показал, что при масштабировании ГГ двигателя ТВ7-117 с коэффициентом  $k_M = 1,201$  (т.е. в сторону увеличения линейных размеров) можно выполнить требования, предъявляемые к разрабатываемому БЛА и максимально улучшить его ЛТХ. При этом очевидным преимуществом здесь являются меньшие сроки и стоимость разработки нового двигателя по сравнению с вариантом «с нуля», для которого газогенератор потребует разрабатывать специально.



Таблица 1. Сравнение базового варианта системы «БЛА-СУ» с оптимальными

Параметры		Базовый вариант	Оптимальные варианты			
			ТРДД	ГГ	ГГ <sub>М</sub>	
Параметры двигателя	$P_D$ , кН	39,2	34,0	31,1	42,8	
	$P_{уд}$ , (Нс)/кг	350	414	264	262	
	$G_{в.д}$ , кг/с	112	84	118	163	
	$m_D$	5,0	4,34	8,0	8,37	
	$T_{г.д}^*$ , К	1600	1799	1552	1552	
	$\pi_{кнд.д}^*$	1,70	2,06	1,50	1,44	
	$\pi_{квд.д}^*$	14,0	15,64	17,0	17,0	
	$\pi_{кз.д}^*$	23,8	32,2	25,6	24,4	
	$m_{дв}$ , кг	840	720	595	905	
	$\gamma_{дв}$ , кг/Н	0,0231	0,0222	0,0209	0,0224	
	$D_{дв}$ , м	0,915	0,791	0,884	1,04	
	$D_{в.квд}$ , м	0,549	0,475	0,298	0,358	
	$d_{в.вт.квд}$ , м	0,401	0,353	0,164	0,197	
	$k_D$	–	–	1,0	1,201	
	$k_G$	–	–	1,0	1,328	
	$C_{уд.кр}$ , кг/(Нч) (при $M_{кр}=0,6$ ; $H_{кр}=20$ км)		0,0606	0,0593	0,0627	0,0599
ЛТХ БЛА	$\mu_0$	0,345	0,305	0,274	0,3762	
	$q_{ср.кр}$ , кг/км	0,194	0,183	0,204	0,209	
	$C_{л.ср.кр}$ , кг/ч	120,0	116,3	105,5	114,0	
	$H_{макс}$ , км	21,2	21,2	19,0	20,1	
	$M_{кр}$	0,590	0,608	0,487	0,579	
	$L_{гп}$ , км	22600	23900	6900	16000	
	$L_{гп.отн}$ , %	84	80	25	58	
	КЭ	$L_{п}$ , км	27000	29800	27200	27700
		$t_{п}$ , ч	43	47	52	45

На рис. 7 показано сопоставление внешнего облика проточной части «базового» (исходного) и оптимального варианта ТРДД на базе масштабированного ГГ двигателя ТВ7-117. Как видно, оптимальный вариант на базе ГГ двигателя ТВ7-117 получился незначительно больше базового варианта по диаметру на входе в двигатель и короче за счёт применения ОЦК. Такие изменения габаритов не вносят существенных изменений в конструкцию мотогондолы проектируемого БЛА.

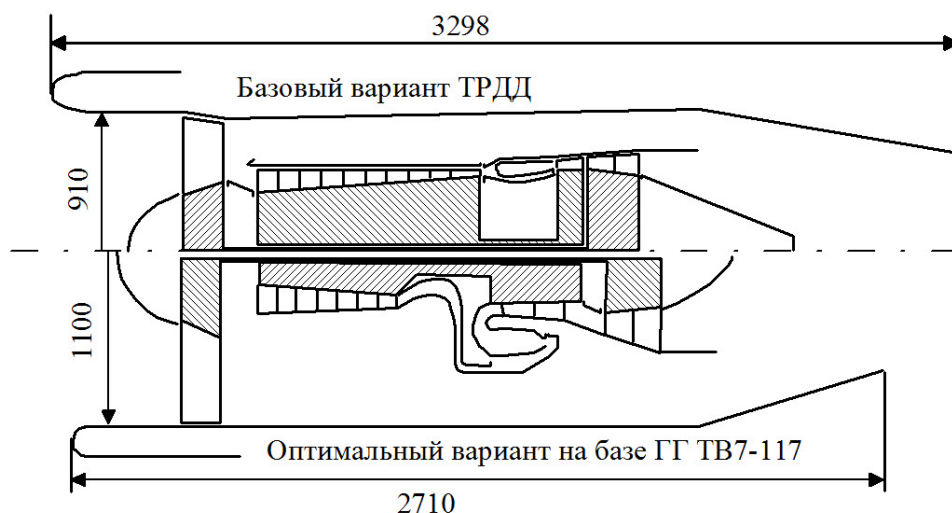


Рис. 7. Сравнение проточной части «базового» и оптимального варианта ТРДД с ГГ ТВ7-117

## Заключение

Решение задачи по формированию предварительного технического облика и оценке эффективности СУ с ТРДД на базе серийного ГГ отечественного производства с целью обеспечения существенного снижения стоимости и сокращения сроков создания нового двигателя для перспективного высотного БЛА показало, что для этого возможно использование ГГ двигателя ТВ7-117.

При этом возможны два варианта двигателя:

– в первом варианте газогенератор остаётся без изменения, тогда получаем ТРДД со следующими расчётными параметрами:  $P_p = 31,1$  кН;  $G_{gp} = 118$  кг/с;  $m_p = 8,0$ ;  $T_{gp}^* = 1552$  К;  $\pi_{кндp}^* = 1,5$ ;  $\pi_{квдp}^* = 17,64$ ;  $\pi_{ксп}^* = 25,6$ . При этом БЛА будет иметь крейсерские высоты полёта 16-19 км, что не удовлетворяет предъявляемым к нему требованиям;

– во втором варианте газогенератор необходимо масштабировать в сторону увеличения линейных размеров и расхода воздуха через него ( $k_D \approx 1,2$ ;  $k_G \approx 1,33$ ). Тогда получаем ТРДД со следующими расчётными параметрами:  $P_p = 30,1$  кН;  $G_{gp} = 163$  кг/с;  $m_p = 8,37$ ;  $T_{gp}^* = 1552$  К;  $\pi_{кндp}^* = 1,44$ ;  $\pi_{квдp}^* = 17,64$ ;  $\pi_{ксп}^* = 24,4$ . БЛА с таким двигателем выполнит требования по высоте, но скороподъёмность будет низкая и, как следствие, будет продолжительный участок набора высоты полёта (рис. 4).

Таким образом, расчёты показали, что оба варианта двигателя в составе СУ перспективного высотного БЛА приводят к некоторым ограничениям в его применении, то есть не в полном объёме выполняют предъявляемые к нему требования. Для использования ГГ двигателя ТВ7-117 необходимо снизить задаваемые требования к БЛА по высоте полёта либо продолжительности горизонтального участка программы полёта, в ином случае необходимо разрабатывать двигатель с новым ГГ по варианту ТРДД. При этом все предъявляемые требования к разрабатываемому БЛА будут выполнены в полном объёме, но для создания двигателя по этому варианту потребуется больше времени и материальных средств.

## Библиографический список

1. Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Слинко М.Б. Методика формирования технического облика и оценки эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2016. № 2-3. С. 66-80.
2. Турбовальный двигатель ТВ7-117В. Эскизный проект Э6В.00.0100. Ч. 2. СПб: ОАО «Климов», 2009. 174 с.
3. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. М.: Физматлит, 2006. 304 с.
4. Егоров И.Н., Тюленев В.П., Павленко В.Ф. Методы непрямої статистической оптимизации на основе самоорганизации и их использование в оптимизационных задачах авиационных ГТД. ВИНТИ № 2622-В89, 1989.
5. Егоров И.Н., Кретинин Г.В., Лещенко И.А., Купцов С.В. Проблемы многодисциплинарной оптимизации силовых установок перспективных аэрокосмических систем // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2000. № 1. С. 25-31.
6. Иностранные авиационные двигатели / под ред. Л.И. Сорокина. М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 2000. 529 с.
7. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 2. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. 448 с.

## ESTIMATING THE EFFICIENCY OF A BYPASS TURBOJET ENGINE ON THE BASIS OF A SERIAL GAS GENERATOR AS A PART OF THE POWER PLANT OF A HIGH-ALTITUDE UNMANNED AERIAL VEHICLE

© 2018

**Yu. V. Zinenkov** Candidate of Science (Engineering), Senior Lecturer; Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation; [zinenkovy@mail.ru](mailto:zinenkovy@mail.ru)

**A. V. Lukovnikov** Doctor of Science (Engineering), Associate Professor; Head of the Department of Aircraft Engines; Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation; [Lukovnikof@mail.ru](mailto:Lukovnikof@mail.ru)

**A. V. Popov** Doctor of Science (Engineering), Associate Professor; Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation; [avpnil@rambler.ru](mailto:avpnil@rambler.ru)

**V. N. Nechaev** Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor; Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation; [wladnic@mail.ru](mailto:wladnic@mail.ru)

The article presents the results of solving the problem of defining the engineering concept of a power plant with a bypass turbojet engine based on the gas generator of the serial domestic engine TV7 117 developed by the JSC "UEC-Klimov" for an advanced high-altitude unmanned aerial vehicle. The application of this kind of unmanned aerial vehicle is justified, which determines the relevance of the study. The general statement of the problem is given, where the option of the scheme of a bypass turbojet engine with mixing of the contour flows behind the turbine based on the gas generator of the TV7-117 engine is demonstrated and the essence of the solution of the considered problem is revealed. The authors describe the developed method for determining the optimal parameters of the power plant of a high-altitude unmanned aerial vehicle used in solving the problem. The method includes a universal tool for the calculation and theoretical studies of the system "Aircraft power plant" – a complex mathematical model also constructed by the authors. The vector of the variable parameters of the power plant and unmanned aerial vehicle, as well as the vector of the limited parameters adjustable in the package of constrained and unconstrained multiparametric optimization of IOSO NM 2.0 are presented in the section of the problem statement optimization. In conclusion, special attention is given to the detailed analysis of the results obtained and the conclusions of an advisory nature with a set of characteristics and parameters obtained by calculation for engine options with the original and scaled gas generators of the TV7-117 engine.

*Unmanned aerial vehicle; turbojet; gas generator; engineering concept; mathematical modeling; efficiency assessment.*

---

*Citation:* Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Popov A.V., Nechaev V.N. Estimating the efficiency of a bypass turbojet engine on the basis of a serial gas generator as a part of the power plant of a high-altitude unmanned aerial vehicle. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 68-79. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-68-79

### References

1. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Slinko M.B. Technical shape formation and of estimation of effectiveness of power plant of high-altitude unmanned aerial vehicle. *Polyot. All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2016. No. 2-3. P. 66-80. (In Russ.)
2. *Turboval'nyy dvigatel' TV7-117V. Eskiznyy proekt E6V.00.0100. Ch. 2* [Turboshaft engine TV7-117V. Conceptual design E6B.00.0100. Part 2]. SPb: JSC «Klimov» Publ., 2009. 174 p.

3. Myshkin L.V. *Prognozirovanie razvitiya aviatsionnoy tekhniki: teoriya i praktika* [Forecasting the development of aeronautical engineering: theory and practice]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2006. 304 p.
4. Egorov I.N., Tyulenev V.P., Pavlenko V.F. Methods of indirect statistical optimization based on self-organization and their use in the optimization tasks of aviation GTE. No. 2622-V89, 1989. (In Russ., unpublished)
5. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptsov S.V. Problems of multidisciplinary optimization of power plants for advanced aerospace systems. *Fundamental'nye i Prikladnye Problemy Kosmonavтики*. 2000. No. 1. P. 25-31. (In Russ.)
6. Inostrannye aviatsionnye dvigateli / pod red. L.I. Sorokina [Foreign aircraft engines / ed. by L.I. Sorokin]. Moscow: Central Institute of Aviation Motors Publ., 2000. 529 p.
7. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 2* [Theory of aircraft engines. Part 2]. Moscow: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo Publ., 2006. 448 p.