

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ И СХЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ УДАРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

© 2022

- Ю. В. Зиненков** кандидат технических наук, докторант;  
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, член-корреспондент Российской академии  
космонавтики имени К.Э. Циолковского, начальник отделения авиационных  
двигателей;  
Центральный институт авиационного моторостроения  
имени П.И. Баранова, г. Москва;  
[Lukovnikof@mail.ru](mailto:Lukovnikof@mail.ru)
- С. В. Агавердыев** слушатель;  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил  
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского  
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;  
[longo38@yandex.ru](mailto:longo38@yandex.ru)

Описано решение комплексной задачи по определению оптимальных параметров и схемы двигателя для силовой установки перспективного ударного беспилотного летательного аппарата по разработанной авторами методике с использованием авторской комплексной математической модели и известного метода непрямо́й статистической оптимизации на основе самоорганизации. При этом показаны основные аэродинамические и лётно-технические характеристики исследуемого беспилотного летательного аппарата, рассчитанные по инженерным методикам, а также параметры и характеристики его силовой установки, рассчитанные с использованием авторского алгоритма, реализованного в комплексной математической модели. Также представлены результаты параметрических исследований на примере оценки влияния степени двухконтурности на характеристики силовой установки и параметры исследуемого беспилотного летательного аппарата. Описан процесс проведения оптимизационных исследований системы «беспилотный летательный аппарат – силовая установка» с двухконтурным турбореактивным двигателем со смешением потоков контуров за турбиной. При этом особое внимание уделено постановке задачи оптимизации, выбору критериев и варьируемых переменных, а также анализу полученных результатов путём сравнения эффективности исследуемой системы с разными схемами двигателей по критериям самолётного уровня: максимальной дальности по двум сформированным программам полёта.

*Беспилотный летательный аппарат; силовая установка; характеристики двигателя; программа полёта; критерии эффективности; оптимизация параметров двигателя*

**Цитирование:** Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Агавердыев С.В. Определение оптимальных параметров и схемы двигателя для ударного беспилотного летательного аппарата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 3. С. 23-35. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-3-23-35

### Введение

Вопросами, связанными с развитием беспилотной авиации, занимаются многие страны мира. Это обусловлено видимыми на данный момент перспективами перехода к роботизированным системам пилотирования без экипажа на борту летательного аппарата (ЛА). Преимущества и недостатки такого подхода до сих пор изучаются и в условиях реального применения оцениваются с точки зрения их эффективности в сравнении с пилотируемыми ЛА. Первоначальные задачи, для которых создавались беспилотные летательные аппараты (БЛА) первого поколения, являлись разведывательными, а также

БЛА использовались в качестве воздушных мишеней. Затем, с развитием авиационной отрасли, стало возможным расширить спектр задач, решение которых позволяет переложить с пилотируемой авиации на беспилотную. Одной из таких задач является поражение объектов противника с использованием ударных БЛА. Западные страны, такие как США и Израиль, первыми стали создавать и успешно применять в различных локальных конфликтах подобную технику, доказывая при этом высокую эффективность такого подхода. В настоящее время использование ударных БЛА является приоритетным направлением в силовых структурах многих стран. Россия в этом вопросе не является исключением. За ~15 лет отечественными предприятиями авиационной отрасли устранено множество пробелов в разработке и создании современных ударных беспилотных систем. В итоге некоторые проекты комплексов с БЛА уже стоят на вооружении, ряд находится на стадии испытаний, а также имеются перспективные проекты на более ранних этапах создания [1].

При создании БЛА возникает множество проблем, с которыми сталкиваются отечественные разработчики. К ним можно отнести некоторое отставание по удельно-массовым показателям радиоэлектронного оборудования, номенклатуре композиционных материалов и др. Весьма актуальным является импортозамещение двигателей силовых установок (СУ) БЛА, воздушных винтов и некоторых других агрегатов иностранного производства на современные отечественные аналоги [2]. Имеющиеся российские двигатели предыдущих поколений для БЛА не отвечают современным требованиям по ряду показателей. В Центральном институте авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, ряде двигателестроительных конструкторских бюро и предприятий ведутся исследования и разработки новых двигателей различных схем для СУ БЛА различного назначения [3]. Исходя из вышесказанного, тема данного исследования является актуальной.

### **Постановка задачи исследования**

Перед авторами стояла задача провести расчётно-теоретическое исследование с целью определения оптимальной схемы двигателя и его параметров для СУ перспективного ударного БЛА. В качестве прототипа принят малозаметный ударный БЛА с массой боевой нагрузки до 2000 кг типа «Скат», проект которого разработан в российской самолётостроительной корпорации «МиГ» в 2007 г. [4]. В качестве базового двигателя для исследуемой однодвигательной СУ на основе анализа параметров и характеристик серийных двигателей отечественного производства (табл. 1) выбран двигатель РД-33В, являющийся бесфорсажной версией известного двигателя РД-33.

На основе анализа решаемых истребителями задач [5] сформулированы тактико-технические требования к исследуемому малозаметному ударному БЛА и определены схемы целевого применения. Это позволило сформировать для него типовые программы полёта, описанные ниже, необходимые для оценки эффективности СУ БЛА по критериям самолётного уровня.

В качестве инструмента исследования использовалась созданная на кафедре теории авиационных двигателей Военно-воздушной инженерной академии им. профессора Н.Е. Жуковского комплексная математическая модель (КММ) для расчёта системы «летательный аппарат – силовая установка» (ЛА – СУ), блок-схема которой представлена на рис. 1.

Таблица 1. Основные данные двигателей для применения на ударном беспилотном летательном аппарате

Двигатель		РД-33В	Р-195	Р-95Ш	АИ-222-25	АЛ-55	РД-1700
Параметры		РД-33В	Р-195	Р-95Ш	АИ-222-25	АЛ-55	РД-1700
Схема		ТРДД	ТРД	ТРД	ТРДД	ТРДД	ТРДД
Тяга $P_p$ , кН	Максимальный режим $H=0, M=0$	49,1	42,2	40,2	24,5	21,5	16,7
Удельный расход топлива $C_{уд}$ , кг/(Н·ч)		0,097	0,089	0,087	0,086	0,072	0,076
Степень двухконтурности $m_p$		0,48	0	0	1,19	0,52	0,78
Расход воздуха через двигатель $G_b$ , кг/с		76	66	66	50	29	30
Температура газа перед турбиной $T_{г.р}^*$ , К		1536	1190	1150	1460	1400	1460
Суммарная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma p}^*$		21,0	9,0	8,7	15,9	17,5	14,3
Сухая масса $M_{дв}$ , кг		1050	860	830	440	315	300
Диаметр $D_{дв}$ , м		1,041	0,805	0,914	0,630	0,462	0,452

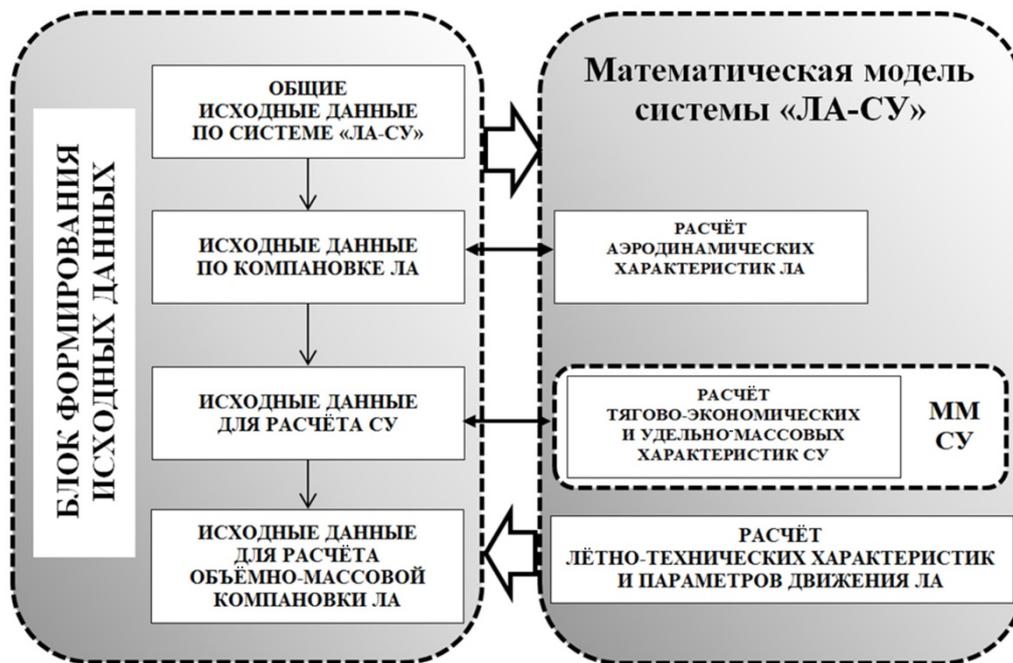


Рис. 1. Блок-схема комплексной математической модели системы «летательный аппарат – силовая установка»

### Формирование базового варианта ударного беспилотного летательного аппарата

На первом этапе формирования «базового варианта» СУ ударного БЛА выполнен термогазодинамический расчёт двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков контуров за турбиной (ТРДД) по разработанному алгоритму, который вошёл в состав КММ [6]. Также с использованием КММ рассчитаны высотно-скоростные и дроссельные характеристики исследуемого двигателя. Для проведения

углублённого анализа возможностей создания исследуемого двигателя детально проработана его конструктивно-компоновочная схема и произведён расчёт габаритно-массовых характеристик с учётом используемых конструкционных материалов по методике, реализованной в КММ [7].

Для получения необходимых аэродинамических характеристик произведено формирование планера ударного БЛА по данным из открытых источников [8]. Далее с использованием инженерных методик [9; 10] произведён расчёт его аэродинамических (рис. 2), лётно-технических характеристик (ЛТХ) и параметров движения по заданным программам полёта.

### Параметрические исследования

Целью параметрических исследований являлось выявление закономерностей изменения характеристик исследуемого объекта от влияния различных факторов, а также граничных значений его параметров для выявления физических областей существования исследуемой системы «беспилотный летательный аппарат – силовая установка» (БЛА – СУ), что в последующем обеспечивает корректное задание значений диапазонов варьирования при оптимизации.

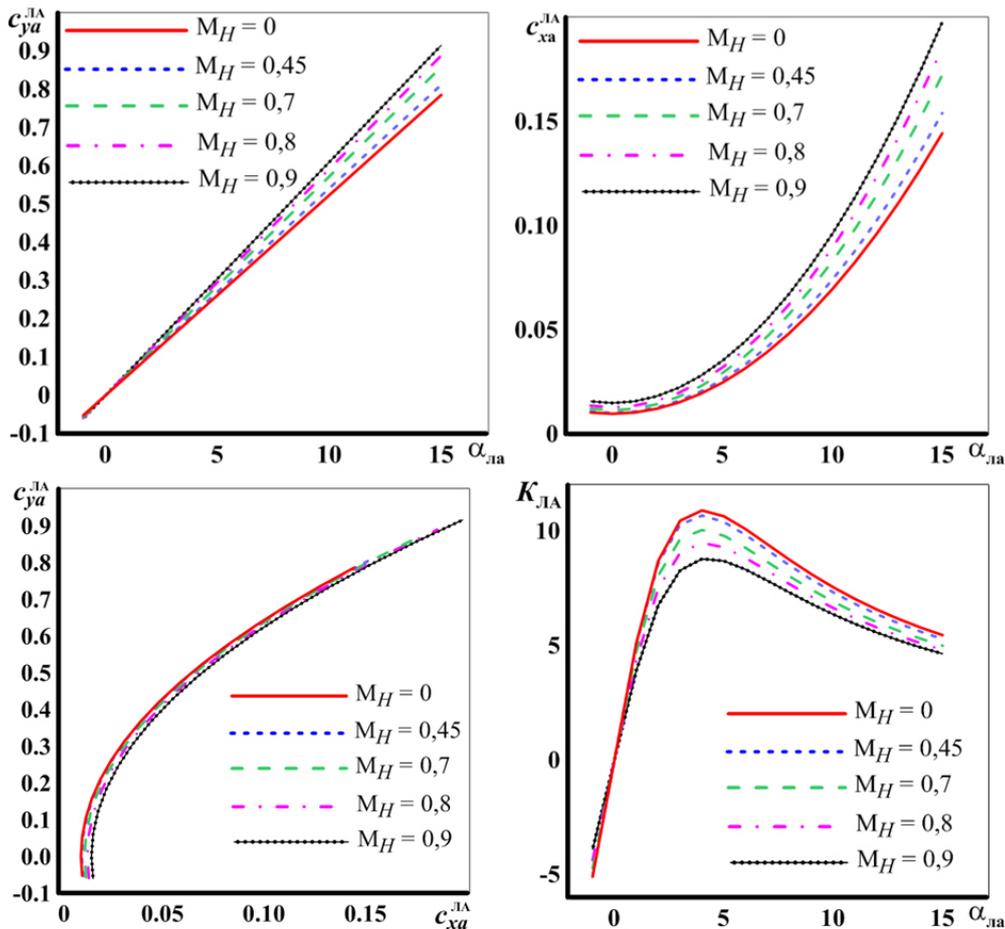


Рис. 2. Аэродинамические характеристики ударного беспилотного летательного аппарата:

$c_{ya}^{LA}$  – коэффициент подъёмной силы ЛА;  $c_{xa}^{LA}$  – коэффициент сопротивления ЛА;

$K_{LA}$  – аэродинамическое качество ЛА;  $\alpha_{LA}$  – угол атаки ЛА

Рассмотрено влияние следующих факторов:

а) три параметра рабочего процесса, характерные для ТРДД в расчётных условиях: суммарная степень повышения давления в компрессоре  $\pi_{\kappa\Sigma p}^*$ ; температура газа перед турбиной  $T_{г.р}^*$ ; степень двухконтурности  $m_p$ ;

б) четыре возможные программы управления (ПУ) двигателем: при поддержании постоянной частоты вращения ротора низкого давления  $n_{НД} = \text{const}$ ; при поддержании постоянной частоты вращения ротора высокого давления  $n_{ВД} = \text{const}$ ; при поддержании постоянной температуры газа перед турбиной  $T_{г.р}^* = \text{const}$ ; при поддержании постоянной суммарной степени повышения давления  $\pi_{\kappa\Sigma}^* = \text{const}$ ;

в) один параметр планера – относительная масса снаряжённого ЛА  $\xi$ ;

г) один параметр согласования СУ и планера – стартовая тяговооружённость  $\mu_0$ .

На рис. 3 показано влияние  $m_p$  на высотно-скоростные характеристики «базового варианта» ТРДД на режиме работы двигателя (РРД) «Максимал». Видно, что увеличение  $m_p$  приводит к монотонному снижению тяги двигателя  $P_p$  с ростом скорости полёта. Обусловлено это более интенсивным снижением удельной тяги  $P_{уд}$  ТРДД по скорости полёта с увеличением  $m_p$ .

В качестве примера проведём анализ результатов параметрического исследования влияния  $m_p$  в диапазоне 0,2...0,6 (при фиксированных остальных расчётных параметрах) на изменение характеристик двигателя и интегральные параметры БЛА.

Рост значения  $m_p$  приводит к уменьшению эффективного удельного расхода топлива  $C_{уд.эф}$ , благоприятно сказываясь на ЛТХ БЛА (см. рис. 6). Известно, что повышение  $m_p$  приводит к возрастанию полётного КПД двигателя за счёт снижения потерь с выходной скоростью. При этом внутренний КПД двигателя немного падает, но преобладающее влияние на изменение полного КПД оказывает полётный, поэтому полный КПД двигателя увеличивается, а  $C_{уд.эф}$  снижается.

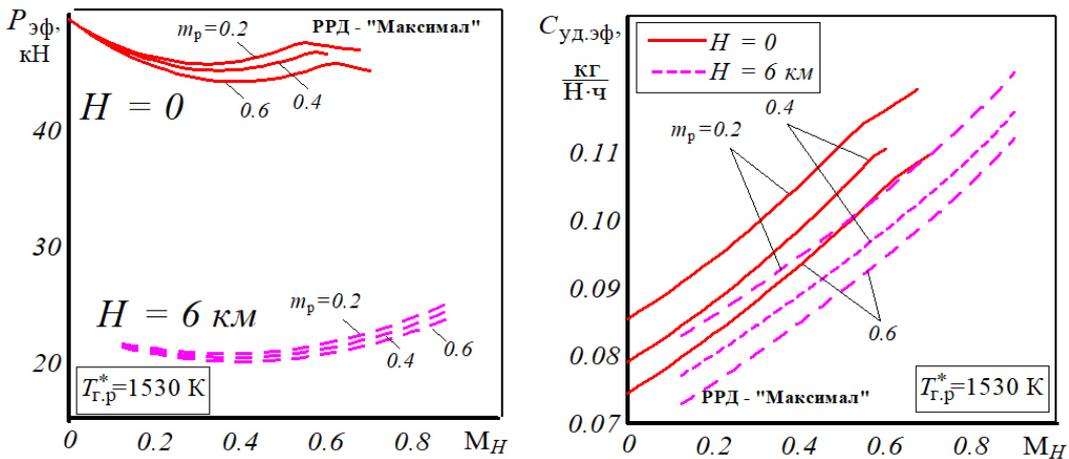


Рис. 3. Влияние  $m_p$  на высотно-скоростные характеристики двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков

Аналогичное влияние изменение  $m_p$  оказывает и на дроссельные характеристики ТРДД (зависимость  $C_{уд.эф}$  от эффективной тяги  $P_{эф}$ ), что наглядно показано на рис. 4. Так при тяге более 15 кН у двигателя с большей  $m_p$   $C_{уд.эф}$  оказывается ниже, но на более глубоких режимах дросселирования наоборот –  $C_{уд.эф}$  у двигателя с большей степенью двухконтурности растёт, что объясняется преобладающим влиянием падения внутреннего КПД двигателя на полный КПД.

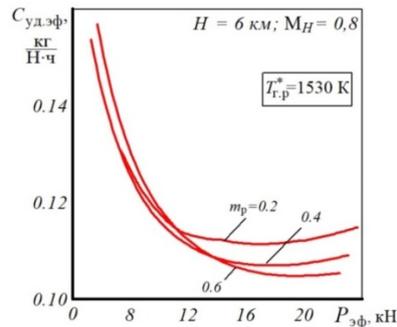


Рис. 4. Влияние  $m_p$  на дроссельные характеристики двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков

На рис. 5 показано влияние  $m_p$  на интегральные параметры БЛА и СУ, из которого видно, что увеличение  $m_p$  приводит к увеличению относительной массы двигателя  $\gamma_{дв}$ . Это объясняется ростом расчётного значения расхода воздуха  $G_{вр}$  для обеспечения потребной «стендовой» тяги  $P_p$ . В результате чего габаритные размеры и абсолютная масса ТРДД увеличиваются. Тем не менее, несмотря на некоторое уменьшение массы топлива на борту БЛА, снижение удельного расхода топлива в крейсерском полете  $C_{уд.кр}$  (рис. 5) оказывает преобладающее влияние на дальность полёта по двум принятым в исследовании программам полёта –  $L_{пол1}$  и  $L_{пол2}$  (см. рис. 9).

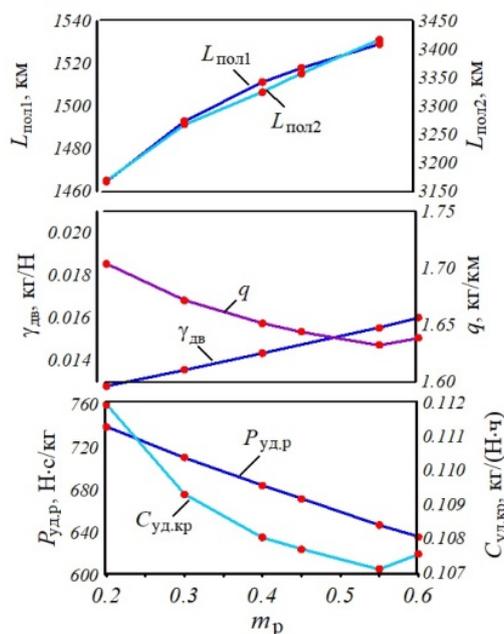


Рис. 5. Влияние  $m_p$  на параметры беспилотного летательного аппарата и силовой установки

Такая зависимость наблюдается до  $m_p \approx 0,55$ , при дальнейшем её увеличении  $C_{уд.кр}$  начинает расти, вызывая рост километрового расхода топлива  $q$  и соответственно снижение дальности полёта. Следовательно, при варьировании значений  $m_p$  наблюдается точка экстремума, которую при многопараметрической оптимизации целесообразно найти.

### Оптимизационные исследования

Постановка задачи оптимизации заключалась в определении вектора варьируемых параметров, выбранного из всего множества параметров, характеризующих и описывающих предварительный технический облик системы «БЛА – СУ», выборе критерия (или критериев) оптимизации, уточнении ограничений, накладываемых на варьируемые параметры БЛА и СУ.

Существует большое количество разнообразных методов решения задач параметрической оптимизации, анализу применимости, достоинству и недостатков которых посвящено множество исследований. В данной работе для решения задачи оптимизации использовался разработанный под руководством профессора И.Н. Егорова пакет условной и безусловной многокритериальной параметрической оптимизации IOSO NM, который основан на методе непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации (МНСО) [11].

Исследуемый в работе ударный БЛА выполняет два полётных задания (программы полёта):

- полёт №1 ( $L_{пол1}$ ) по сложному профилю: взлёт, набор высоты крейсерского полёта  $H_{кр} = 6$  км, полёт до точки применения с числом полёта  $M_{H_{кр}} = 0,8$ ; затем снижение до высоты 100...500 м, сброс нагрузки, разворот, набор высоты  $H_{кр} = 6$  км и полёт с  $M_{H_{кр}} = 0,8$  до аэродрома посадки;

- полёт №2 ( $L_{пол2}$ ) предусматривает перевозку полезной нагрузки на максимальной высоте  $H_{кр} = 12$  км и числе  $M_{H_{кр}} = 0,8$  – это перегонный полёт или полёт на максимальную дальность.

В данной работе оптимизационное исследование заключалось в поиске оптимальных параметров БЛА и его СУ из условия достижения максимумов двух выбранных критериев эффективности – дальностей полёта по описанным выше профилям –  $L_{пол1}$  и  $L_{пол2}$ .

Из анализа параметрических исследований по влиянию параметров СУ и БЛА, наиболее влияющих на эффективность системы «БЛА – СУ», сформирован вектор варьируемых переменных. Для БЛА – это взлётная тяговооружённость  $\mu_0$ , а для СУ – расчётные параметры рабочего процесса ТРДД:

- степень повышения давления в КНД  $\pi_{кнд,р}^*$ ;
- степень повышения давления в КВД  $\pi_{квд,р}^*$ ;
- температура газа перед турбиной  $T_{гр}^*$ ;
- степень двухконтурности  $m_p$ .

В результате проведения оптимизации системы «БЛА – СУ» с использованием КММ получено Парето-множество, из которого выбраны три оптимальных варианта исследуемой системы: первый (вар. 1) обеспечивает максимальное повышение дальности полёта по программе полёта №1, второй (вар. 2) – по программе полёта №2, третий

(вар. 3) – вариант компромиссный, обеспечивающий усреднённое повышение дальности по двум программам полёта [12]. Оптимальные значения исследуемых параметров системы «БЛА – СУ» со всеми вариантами двигателей сведены в табл. 2.

Таким образом, получены результаты оптимизационных исследований для СУ БЛА на базе двухвального ТРДД типа РД-33. Вместе с тем, интерес представляет оценка эффективности и других схем турбореактивных двигателей (ТРД) в составе СУ исследуемого БЛА. Хотя в настоящее время в военной и гражданской авиации наибольшее распространение получили двухконтурные двигатели, одноконтурные ТРД имеют некоторые преимущества перед ТРДД, в частности: более высокую  $P_{уд}$ ; меньшие массу и габариты при одной и той же взлётной тяге  $P_0$ , что способствует увеличению запаса топлива на борту ЛА; простоту конструкции и меньшую стоимость. Поэтому рассмотрим полученные результаты расчёта характеристик СУ и исследуемого ударного БЛА с одновальным и двухвальным ТРД.

Для расчёта необходимых характеристик и параметров системы «БЛА – СУ» с одноконтурными двигателями применялась та же КММ, что и ранее. Результаты расчёта и сравнительного анализа эффективности различных типов двигателей БЛА представлены на рис. 6 - 9 и в табл. 2.

На рис. 6 показаны высотно-скоростные характеристики для четырёх вариантов двигателей:

- начальный «базовый» (неоптимальный) вариант (БВ);
- оптимальный вариант ТРДД (вар. 3);
- оптимальный вариант одновального ТРД (ТРД<sub>1</sub>);
- оптимальный вариант двухвального ТРД (ТРД<sub>2</sub>).

Как видно из рис. 6, оба одноконтурных двигателя (ТРД<sub>1</sub> и ТРД<sub>2</sub>) значительно уступают по  $C_{уд}$  на всех скоростях и высотах полёта двухконтурным вариантам двигателей. И в данном случае даже оптимизация параметров ТРД не привела к тому, что эти двигатели стали экономичнее ТРДД.

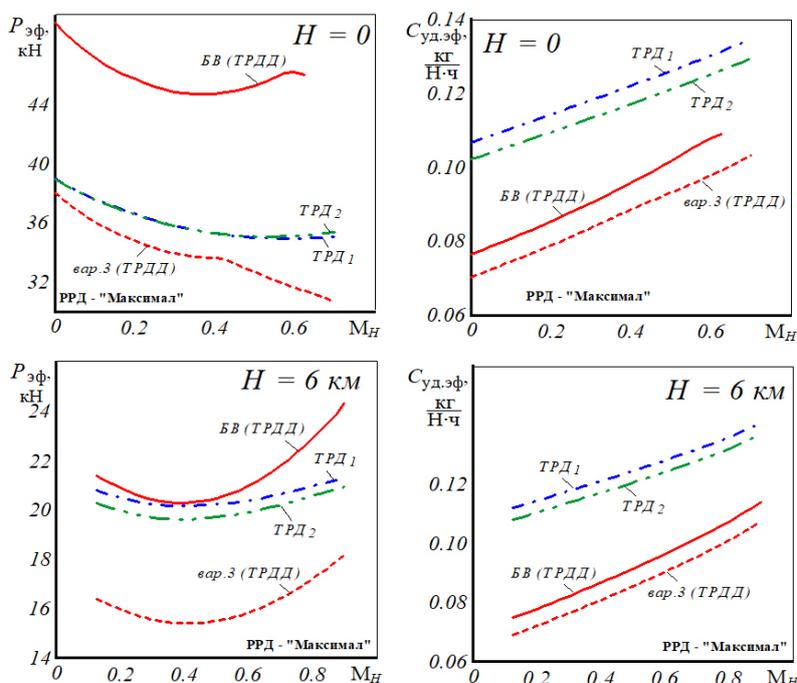


Рис. 6. Сравнение высотно-скоростных характеристик двухконтурного турбореактивного двигателя и одноконтурного турбореактивного двигателя

Сравнение дроссельных характеристик в диапазоне крейсерских тяг рассматриваемых двигателей для режима полёта:  $H = 6 \text{ км}$ ,  $M_H = 0,8$ , показанное на рис. 7, также демонстрирует преимущество ТРДД перед ТРД по экономичности. Связано это, в первую очередь, с меньшим внутренним КПД одноконтурных двигателей (из-за более низких параметров цикла ТРД), а также более низким по сравнению с ТРДД полётным КПД (из-за больших потерь с выходной скоростью). Хотя на глубоких дроссельных режимах преимущество по экономичности остаётся у ТРД, но этот эффект может использоваться на непродолжительных режимах полёта.

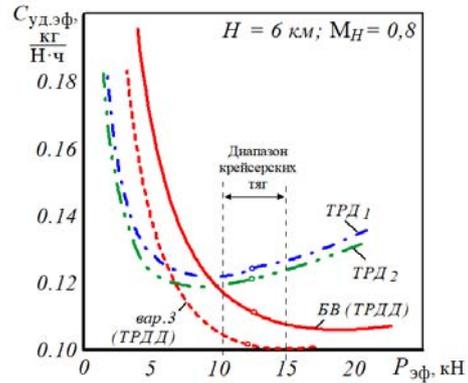


Рис. 7. Сравнение дроссельных характеристик двухконтурного турбореактивного двигателя и одноконтурного турбореактивного двигателя

Таблица 2. Сравнение параметров силовой установки и беспилотного летательного аппарата с одноконтурными и двухконтурными двигателями

Параметры	БВ	Оптимальные варианты					
		Вар. 1	Вар. 2	Вар. 3	ТРД <sub>1</sub>	ТРД <sub>2</sub>	
Схема	ТРДД	ТРДД	ТРДД	ТРДД	ТРД	ТРД	
Количество валов	2	2	2	2	1	2	
$\pi_{кнд,р}^*$	Максимальный режим $H = 0; M = 0$	3,16	3,12	3,21	3,15	—	3,63
$\pi_{квд,р}^*$		6,62	7,85	7,96	8,00	—	3,86
$\pi_{к\Sigma,р}^*$		20,9	24,5	25,6	25,3	12,0	14,0
$m_p$		0,50	0,80	0,79	0,80	—	—
$T_{гр}^*$		1530	1594	1597	1595	1615	1615
$\mu_0$		0,504	0,384	0,380	0,386	0,397	0,397
$P_p$ , кН		49,43	37,65	37,25	37,65	39,22	39,22
$G_{в,р}$ , кг/с		74,86	60,54	60,06	61,11	40,14	40,72
$P_{уд,р}$ , (Н·с)/кг		660	622	620	620	977	963
$m_{СУ}$ , кг		800	667	633	645	360	450
$L_{СУ}$ , м	3,18	2,85	2,84	2,86	2,17	2,21	
$D_{СУ}$ , м	0,90	0,80	0,80	0,81	0,68	0,71	
$L_{пол1}$ , км	1510	1807	1709	1715	1500	1395	
$\Delta L_{пол1}$ , %	-	19,7	13,2	13,6	-0,7	-7,6	
$L_{пол2}$ , км	3380	3675	3710	3675	2960	2760	
$\Delta L_{пол2}$ , %	-	8,7	9,8	8,7	-12,4	-18,3	

Так как в данном исследовании учитываются габаритно-массовые характеристики исследуемых двигателей, то в качестве примера на рис. 8 проведено сравнение оптимального варианта ТРДД (вар. 3) и начальных вариантов одновального ТРД (ТРД<sub>1</sub>) и двухвального ТРД (ТРД<sub>2</sub>). Представленные двигатели имеют одинаковую  $P_0$  и приведены в одинаковом масштабе, поэтому видно, насколько меньшие габариты имеют ТРД по сравнению с ТРДД.

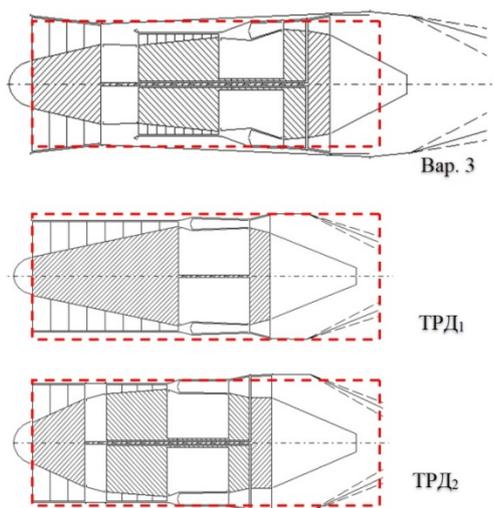


Рис. 8. Сравнение габаритных размеров оптимальных вариантов двигателей

Учёт массы двигателей необходим для корректировки изменения массы топлива на борту БЛА, то есть при сохранении неизменными взлётной массы самолёта и массы полезной нагрузки. Изменение массы двигателей влияет на запас топлива на борту, при этом габариты планера не изменяются в предположении того, что внутренних объёмов достаточно для размещения дополнительного количества топлива. В итоге уменьшение массы одноконтурных ТРД на некоторую величину вызывает увеличение на такую же величину запаса топлива на борту БЛА перед выполнением полётов, что является ещё одним их преимуществом.

На рис. 9 представлено сравнение профилей полёта БЛА с различными вариантами двигателей по программам полёта № 1 и № 2. Видно, что при применении ТРД протяжённость участков разгона-набора высоты сокращается за счёт меньшего падения тяги с ростом высоты и скорости полёта (большей удельной тяги). Но, несмотря на это, дальности полёта  $L_{пол1}$  и  $L_{пол2}$  исследуемого БЛА в случае применения одноконтурных двигателей уменьшаются. Связано это, в первую очередь, с более высоким значением  $C_{уд}$  ТРД в крейсерском полёте по сравнению с двухконтурными двигателями (рис. 7).

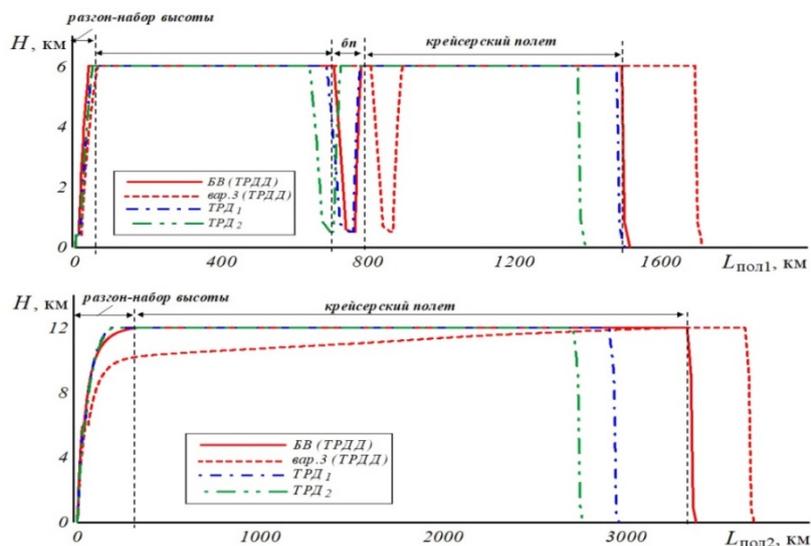


Рис. 9. Сравнение профилей полёта беспилотного летательного аппарата с различными двигателями

Таким образом, для исследуемого ударного БЛА одноконтурные двигатели, несмотря на свою меньшую массу и габаритные размеры, обеспечивают меньшие показатели по выбранным критериям эффективности. Их преимуществом можно считать простоту конструкции и меньшую стоимость, которые в данной работе не рассматривались.

### Заключение

В результате работы расчётным путём определены:

- габаритно-массовые, аэродинамические и лётно-технические характеристики исследуемого боевого ударного БЛА выбранной компоновки;
- высотно-скоростные, дроссельные и удельно-массовые характеристики СУ на базе двигателей разных схем;
- набор траекторных параметров от взлёта до посадки ударного БЛА при выполнении им двух целевых программ полёта;
- оптимальные параметры и схема двигателя для СУ ударного БЛА по критериям максимальной дальности полёта по двум программам.

Двухкритериальная шестипараметрическая оптимизация параметров системы «БЛА – СУ» по выбранным критериям эффективности обеспечила их повышение по первой программе полёта на 20%, по второй – на 10%.

Сравнительная оценка эффективности различных типов двигателей в составе СУ ударного БЛА показала, что применение одноконтурных двигателей, несмотря на их меньшую массу и габаритные размеры, приводит к уменьшению дальности полёта по первой программе от 1 до 7%, по второй – от 12 до 18% по сравнению с начальным «базовым вариантом».

Анализ значений полученных оптимальных параметров рабочего цикла ТРДД показывает, что в настоящий момент технически возможно создание такого двигателя для СУ современного боевого ударного БЛА.

### Библиографический список

1. Легат И. От «Ориона» до «Охотника»: мощнейшие ударные БПЛА России. <https://topwar.ru/181202-ot-oriona-do-ohotnika-moschnejshie-udarnye-bpla-rossii.html>
2. Смиров М. Пути ускорения развития БПЛА // Новый оборонный заказ. Стратегии. 2018. № 6 (53). С. 56-61.
3. Алексушин Г. Двигатели для российских БПЛА: проще всего или проблема? <https://dzen.ru/media/id/5ec000bb7f5192548fb26d8f/dvigateli-dlia-rossiiskih-bpla-prosce-vsego-ili-problema-62962b6337f7e179f4cab2da>
4. Рябов К. Новый шанс для «Ската». <https://topwar.ru/147215-novyj-shans-dlja-skata.html>
5. Антонов Д.А., Бабич Р.М., Балыко Ю.П. Авиация ВВС России и научно-технический прогресс. Боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра. М.: Дрофа, 2005. 734 с.
6. Зиненков Ю.В., Луковников А.В. Оптимизация параметров рабочего процесса ТРДД высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2015. Т. 19, № 1 (67). С. 13-21.
7. Зиненков Ю.В., Черкасов А.Н. Габаритно-массовый расчёт силовой установки беспилотного летательного аппарата // Материалы Всероссийской научной

конференции «Актуальные проблемы вооружённой борьбы в воздушно-космической сфере» (9-10 апреля 2015 г., Воронеж). Т. 5. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2015. С. 60-63.

8. Иванов М.С., Аганесов А.В., Крылов А.А. и др. Беспилотные летательные аппараты: справочное пособие. Воронеж: Научная книга, 2015. 616 с.

9. Гриценко, Н.А., Икрянников Е.Д. Расчёт аэродинамических характеристик ЛА. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1994, 259 с.

10. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полёта. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 526 с.

11. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptzov S.V. The main features of IOSO technology usage for multi-objective design optimization // Collection of Technical Papers – 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (30 August – 1 September, 2004, Albany, NY). V. 6. P. 3437-3447.

12. Агавердыев С.В., Зиненков Ю.В., Луковников А.В. Выбор оптимальных параметров силовой установки ударного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27, № 4. С. 105-116. DOI: 10.34759/vst-2020-4-105-116

## **DETERMINATION OF THE OPTIMAL PARAMETERS AND ENGINE LAYOUT FOR A STRIKE UNMANNED AERIAL VEHICLE**

© 2022

- Yu. V. Zinenkov** Candidate of Science (Engineering), Doctoral Student of the Department of Aircraft Engines;  
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin,  
Voronezh, Russian Federation;  
[yura2105@mail.ru](mailto:yura2105@mail.ru)
- A. V. Lukovnikov** Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Corresponding Member of the Russian Academy of Astronautics named after K.E. Tsiolkovsky,  
Chief of the Department of Aircraft Engines;  
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;  
[Lukovnikof@mail.ru](mailto:Lukovnikof@mail.ru)
- S. V. Agaverdyev** Military Science Student;  
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin,  
Voronezh, Russian Federation;  
[longo38@yandex.ru](mailto:longo38@yandex.ru)

The article describes the solution of a complex problem to determine the optimal parameters and engine layout for the power plant of an advanced unmanned aerial vehicle according to the methodology developed by the authors using the author's complex mathematical model and the well-known method of indirect statistical optimization based on self-organization. At the same time, the main aerodynamic and flight performance characteristics of the unmanned aerial vehicle under study, calculated according to engineering methods, are shown, as well as the parameters and characteristics of its power plant, calculated using the author's algorithm implemented in a complex mathematical model. The results of parametric studies are also presented using the example of assessing the influence of the bypass ratio on the characteristics of a power plant and the parameters of the unmanned aerial vehicle under study. The process of conducting optimization studies of the "Unmanned aerial vehicle – power plant" system with a bypass turbojet engine with mixing of the circuit flows behind the turbine is described. At the same time, special attention is paid to the formulation of the optimization problem, the choice of criteria and changeable variables, as well as the

analysis of the results obtained by comparing the efficiency of the system under study with different engine configurations according to the criteria of the aircraft level: maximum range according to two formed flight programs.

*Unmanned aerial vehicle; power plant; engine characteristics; flight program; performance criteria; optimization of engine parameters*

---

*Citation:* Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Agaverdyev S.V. Determination of the optimal parameters and engine layout for a strike unmanned aerial vehicle. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 3. P. 23-35. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-3-23-35

---

## References

1. Legat I. *Ot «Oriona» do «Okhotnika»: moshchneyshie udarnye BPLA Rossii* [From «Orion» to «Okhotnik»: the most powerful UAVs in Russia]. Available at: <https://topwar.ru/181202-ot-oriona-do-okhotnika-moschnejshie-udarnye-bpla-rossii.html>
2. Smirov M. Ways to accelerate the development of UAVs. *New Defence Order Strategy*. 2018. No. 6 (53). P. 56-61. (In Russ.)
3. Aleksushin G. *Dvigateli dlya rossiyskikh BPLA: proshche vsego ili problema?* [Engines for Russian UAVs: most elementary or a problem?]. Available at: <https://dzen.ru/media/id/5ec000bb7f5192548fb26d8f/dvigateli-dlia-rossiiskih-bpla-prosce-vsego-ili-problema-62962b6337f7e179f4cab2da>
4. Ryabov K. *Novyy shans dlya «Skata»* [A new chance for «Skat»]. Available at: <https://topwar.ru/147215-novyj-shans-dlja-skata.html>
5. Antonov D.A., Babich R.M., Balyko Yu.P. *Aviatsiya VVS Rossii i nauchno-tekhnicheskij progress. Boevye komplekсы i sistemy vchera, segodnya, zavtra* [Aviation of the Russian Air Force and progress in science and technology. Combat complexes and systems yesterday, today, tomorrow]. Moscow: Drofa Publ., 2005. 734 p.
6. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V. Optimization of the working process parameters of a turbofan engine of high-altitude unmanned aerial vehicle. *Vestnik UGATU*. 2015. V. 19, no. 1 (67). P. 13-21. (In Russ.)
7. Zinenkov Yu.V., Cherkasov A.N. Gabaritno-massovyy raschet silovoy ustanovki bespilotnogo letatel'nogo apparata. *Materialy Vserossiyskoy nauchnoy konferentsii «Aktual'nye problemy vooruzhennoy bor'by v vozdushno-kosmicheskoy sfere» (April, 9-10, Voronezh)*. V. 5. Voronezh: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2015. P. 60-63. (In Russ.)
8. Ivanov M.S., Aganesov A.V., Krylov A.A. et al. *Bespilotnye letatel'nye apparaty: spravochnoe posobie* [Unmanned aerial vehicles: Reference book]. Voronezh: Nauchnaya Kniga Publ., 2015. 616 p.
9. Gritsenko N.A., Ikryannikov E.D. *Raschet aerodinamicheskikh kharakteristik LA* [Calculation of aircraft aerodynamic characteristics]. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 1994. 259 p.
10. Levitskiy S.V., Sviridov N.A. *Dinamika poleta* [Flight dynamics]. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2008. 526 p.
11. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptzov S.V. The main features of IOSO technology usage for multi-objective design optimization. *Collection of Technical Papers – 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (30 August – 1 September, 2004, Albany, NY)*. V. 6. P. 3437-3447.
12. Agaverdyev S.V., Zinenkov Y.V., Lukovnikov A.V. Optimal parameters selection of the strike unmanned aerial vehicle power plant. *Aerospace MAI Journal*. 2020. V. 27, no. 4. P. 105-116. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-4-105-116