

ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 623.746.-519

DOI:10.34759/vst-2020-4-105-116

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ УДАРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Агавердыев С.В.^{1*}, Зиненков Ю.В.^{1**}, Луковников А.В.^{2***}

¹ Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора
Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,
ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия

² Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (ЦИАМ),
Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия

* e-mail: longo38@yandex.ru

** e-mail: yura2105@mail.ru

*** e-mail: Lukovnikof@mail.ru

Статья поступила в редакцию 14.08.2020

Представлены результаты проведенного исследования по формированию предварительного технического облика силовой установки (СУ) на базе двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков контуров (ТРДДсм) для малозаметного ударного беспилотного летательного аппарата (БЛА). При этом с использованием инструментально-программного комплекса «Самолет-двигатель» (ИПК «СД»), созданного на кафедре авиационных двигателей ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, рассчитаны высотно-скоростные, дроссельные и габаритно-массовые характеристики исследуемого двигателя. С использованием инженерных методик произведен расчет аэродинамических, объемно-массовых и летно-технических характеристик (ЛТХ) исследуемого ударного БЛА. Выполненные оптимизационные исследования позволили выбрать оптимальные параметры рабочего процесса ТРДД и размерность СУ, обеспечивающие повышение эффективности БЛА по выбранным критериям по сравнению с неоптимальным (исходным) вариантом.

Ключевые слова: ударный БЛА «Скат», оценка эффективности силовой установки, рабочий процесс ТРДД, высотно-скоростные характеристики БЛА, дроссельные характеристики БЛА.

Введение

Активное использование БЛА в военных интересах насчитывает уже более полувека. Первыми боевыми задачами, решаемыми беспилотной

авиацией, были, преимущественно, разведывательные. При этом беспилотники различных типов применялись для мониторинга местности, поиска новых или доразведки ранее выявленных

целей противника и выдачи информации по ним [1]. В дальнейшем стремление военного командования обеспечить оперативное поражение целей противника, выявленных разведывательными БЛА, привело к появлению нового класса беспилотников – ударных, которые способны наносить удары по наземным неподвижным целям имеющимся на борту авиационными средствами поражения [2].

Вооруженные силы стран Европы, Израиля и США уже давно имеют на вооружении такого типа БЛА [3]. В Российской Федерации тяжелые ударные беспилотники находятся в настоящее время в стадии разработки [4]. Отметим, что в нашей стране данным вопросом занялись более 15 лет назад. Так, с начала 2005 г. в АО «РСК «МиГ» инициативно велись работы по проекту малозаметного ударного БЛА «Скат» [5]. На международном авиасалоне МАКС-2007 был представлен макет этого беспилотника [6], но в 2012 г. представители АО «РСК «МиГ» официально заявили, что данный проект закрыт, а все текущие разработки будут предоставлены ПАО «Компания «Сухой» для создания проекта перспективного тяжелого ударного БЛА «Охотник» [7]. Далее несколько лет не было конкретной информации о развитии проекта «Скат», а в 2019 г. Генеральный директор АО «РСК «МиГ» Илья Тарасенко (на данный момент также Генеральный директор ПАО «Компания «Сухой») в своем интервью рассказал, что они видят рынок для такого беспилотника и готовы преступить к опытно-конструкторским работам после согласования тактико-технического задания с заказчиком [8].

Напомним, что в качестве двигателя для СУ БЛА «Скат» рассматривался ТРДДсм РД-5000Б тягой 49,44 кН (5040 кгс), представляющий собой модификацию двигателя РД-93 (бесфорсажный вариант применяемого в составе СУ истребителей МиГ-29 двигателя РД-33) для однодвигательных зарубежных боевых самолетов [9]. За эти годы в данном классе тяги новых отечественных двигателей не появилось, следовательно, проблема создания двигателя для СУ данного БЛА становится наиболее острой.

Исходя из сложившейся ситуации, можно констатировать, что исследования, направленные на формирование предварительного технического облика перспективных отечественных ударных БЛА и их СУ, являются актуальными.

Отметим, что подобные исследования проводились в Центральном институте авиационного моторостроения имени П.И. Баранова. В качестве

объекта исследования использовался перспективный ударный БЛА с СУ на базе ТРДД типа F100PWJ220U и аэродинамическими характеристиками, соответствующими уровню современного малозаметного ЛА аэродинамической схемы «летающее крыло». Требования к исследуемому БЛА формировались на основе анализа характеристик американского ударного БЛА X-47B. При этом взлётная масса исследуемого БЛА составляет ~20 т, а полезная нагрузка – около 2 т, что в целом соответствует требованиям к разрабатываемому отечественному БЛА типа «Охотник» [10].

На основании вышесказанного в данной работе поставлена следующая задача исследования: с использованием методов математического моделирования и оптимизации провести расчетно-теоретические исследования для определения оптимальных схемы, параметров рабочего процесса, программы управления ТРДДсм и размерности СУ (т.е. тяговооруженности самолета), обеспечивающих достижение наилучших значений выбранных критериев эффективности (КЭ) исследуемого ударного БЛА типа «Скат» при выполнении им характерных полетных заданий, с учетом его аэродинамических, объемно-массовых и летно-технических характеристик.

Методика исследования

На рис. 1 продемонстрирована схема адаптированной методики проведения данного исследования. Она основана на разработанной авторами методике формирования технического облика и оценки эффективности СУ БЛА различного назначения [11], базирующейся на многодисциплинарной методологии концептуального проектирования СУ летательных аппаратов (ЛА) на этапах научно-исследовательских работ, созданной на кафедре авиационных двигателей ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина [12].

Из представленной схемы видно, что в качестве основных программных инструментов для выполнения необходимых расчетно-теоретических исследований в данной методике применялись многократно верифицированные и апробированные в авиадвигателестроительной отрасли и доказавшие свою высокую эффективность инструменты – ИПК «СД» [13] и пакет многокритериальной оптимизации IOSO.NM [14]. IOSO базируется на разработанном под руководством проф. И.Н. Егорова методе непрямої статистической оптимизации на основе самоорганизации (МНСО) [15].

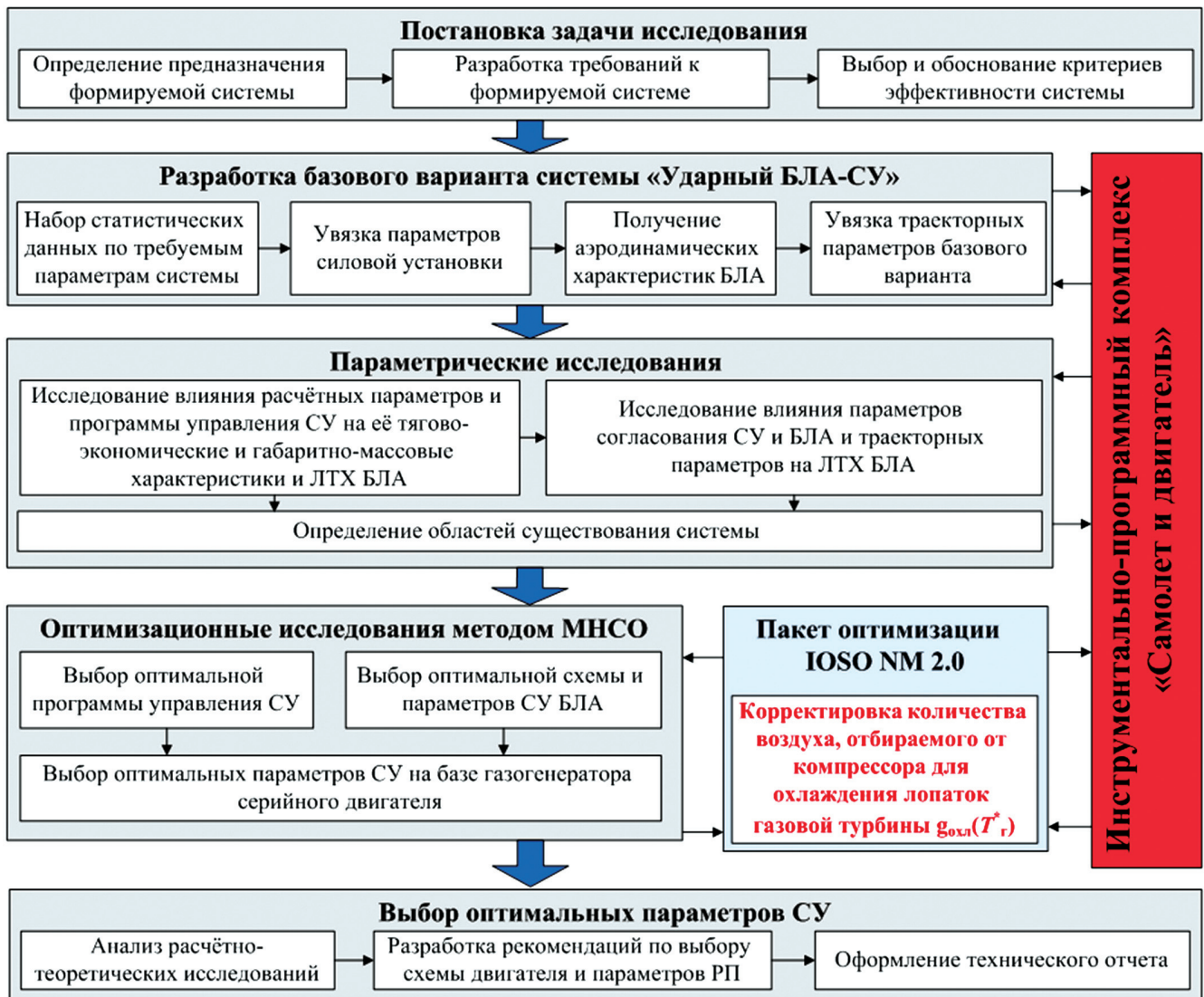


Рис. 1. Структурная схема методика проведения исследования

Используемая в работе методика состоит из пяти основных этапов, первый из которых, «Постановка задачи исследования», в обобщенном виде представлен во введении, а необходимые подробности будут раскрыты ниже по тексту. Далее раскроем содержание оставшихся четырех этапов проведения исследования.

Разработка базового варианта системы «Ударный БЛА-СУ»

Данный этап работы необходим для выполнения увязки параметров на основе статистических данных по СУ, ЛА и их совокупности при моделировании полетного задания с целью формирования базового варианта исследуемой системы «Ударный БЛА-СУ», относительно которого будет производиться оценка эффективности формируемых вариантов обликов. Для этого в качестве

прототипа желательно иметь реально существующие изделия, чтобы верифицировать параметры и характеристики, полученные расчетным путем с использованием методов математического моделирования, с результатами, полученными в эксперименте [16]. Поэтому в качестве прототипа двигателя СУ принят ТРДДФ РД-33, планера – макет ударного БЛА «Скат», а программа полета отработана на основе типовых боевых задач для истребителей [17].

Верификация параметров, высотно-скоростных (ВСХ) и дроссельных (ДХ) характеристик РД-33 на бесфорсажных режимах работы показала сходимость результатов более 97 %, что вполне допустимо для проведения инженерных расчетов.

Доступных аэродинамических характеристик (АХ) БЛА «Скат» в открытой печати нет, поэтому на основе известных опубликованных данных

[18] рассчитаны АХ с использованием инженерной методики [19], разработанной на кафедре аэродинамики ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина и реализованной в ИПК «СД» [20]. На рис. 2 показан результат этого расчета.

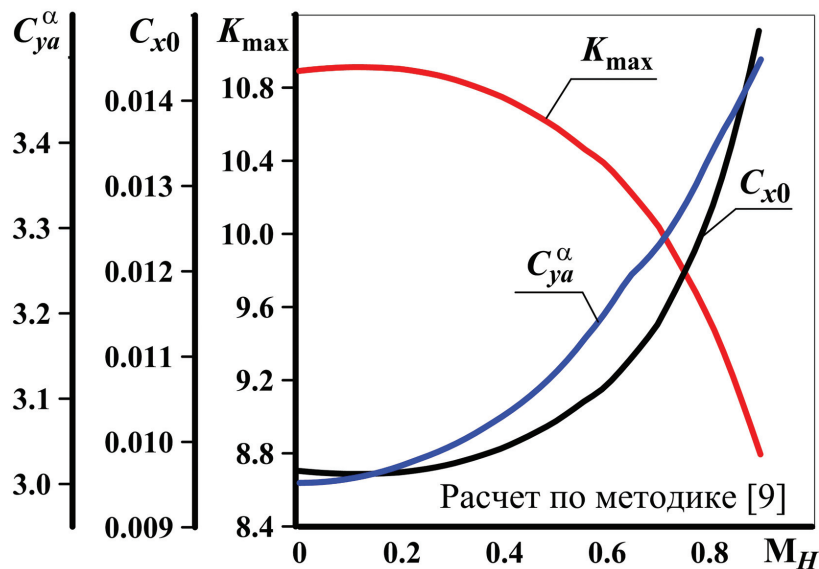


Рис. 2. Аэродинамические характеристики ударного БЛА типа «Скат»

После определения АХ сформулировано два полетных задания, на основании которых составлены две программы полета, показанные на рис. 3, а и б.

Первое полетное задание предусматривало полет по сложному профилю: взлет, набор высоты $H_{кр} = 6$ км, до точки боевого применения с числом полета $M_{Hкр} = 0,8$. Затем снижение до высоты 300–500 м, боевое применение оружия (сброс бомбовой нагрузки на предполагаемую цель), разворот, набор высоты $H_{кр} = 6$ км и полет с $M_{Hкр} = 0,8$ до аэродрома посадки.

Второе полетное задание предусматривало перевозку минимальной полезной нагрузки на максимальной высоте $H_{кр} = 12$ км и числе $M_{Hкр} = 0,8$ – это так называемый перегонный полет или полет на максимальную дальность.

На этом формирование базового варианта ударного БЛА, с которым, после определения КЭ системы, необходимо провести ряд параметрических и оптимизационных расчетно-теоретических исследований, завершено.

Общий процесс формирования технического облика ЛА и прогнозирование его развития заключается в определении его оптимальных технических, летно-технических и тактико-технических параметров и характеристик по выбранным критериям: экономическим, техническим, технологи-

ческим, эксплуатационным, комплексным и др. [21].

В данной работе в качестве КЭ исследуемой системы приняты технические параметры: дальности полета соответственно для первой ($L_{пол1}$) и

второй ($L_{пол2}$) программ полета, характеризующие функциональное назначение ударного БЛА.

Параметрические исследования

Целью данного этапа является исследование базового варианта на предмет установления закономерностей влияния параметров рабочего процесса ТРДД и СУ, планера ЛА и параметров их согласования, на протекание ВСХ и ДХ двигателя, а также интегральные параметры БЛА и выбранные КЭ. При этом выявляются граничные значения параметров, при которых наблюдается физическое существование исследуемого объекта, что при постановке задачи оптимизации позволяет установить диапазоны значений варьируемых параметров.

Всего рассмотрено влияние следующих факторов:

а) трех параметров рабочего процесса, характерных для ТРДДсм (за расчетный принят максимальный режим работы двигателя при $H = 0$, $M_H = 0$):

– расчетной суммарной степени повышения давления $\pi_{к.р}^*$;

– расчетной температуры газа перед турбиной $T_{г.р}^*$;

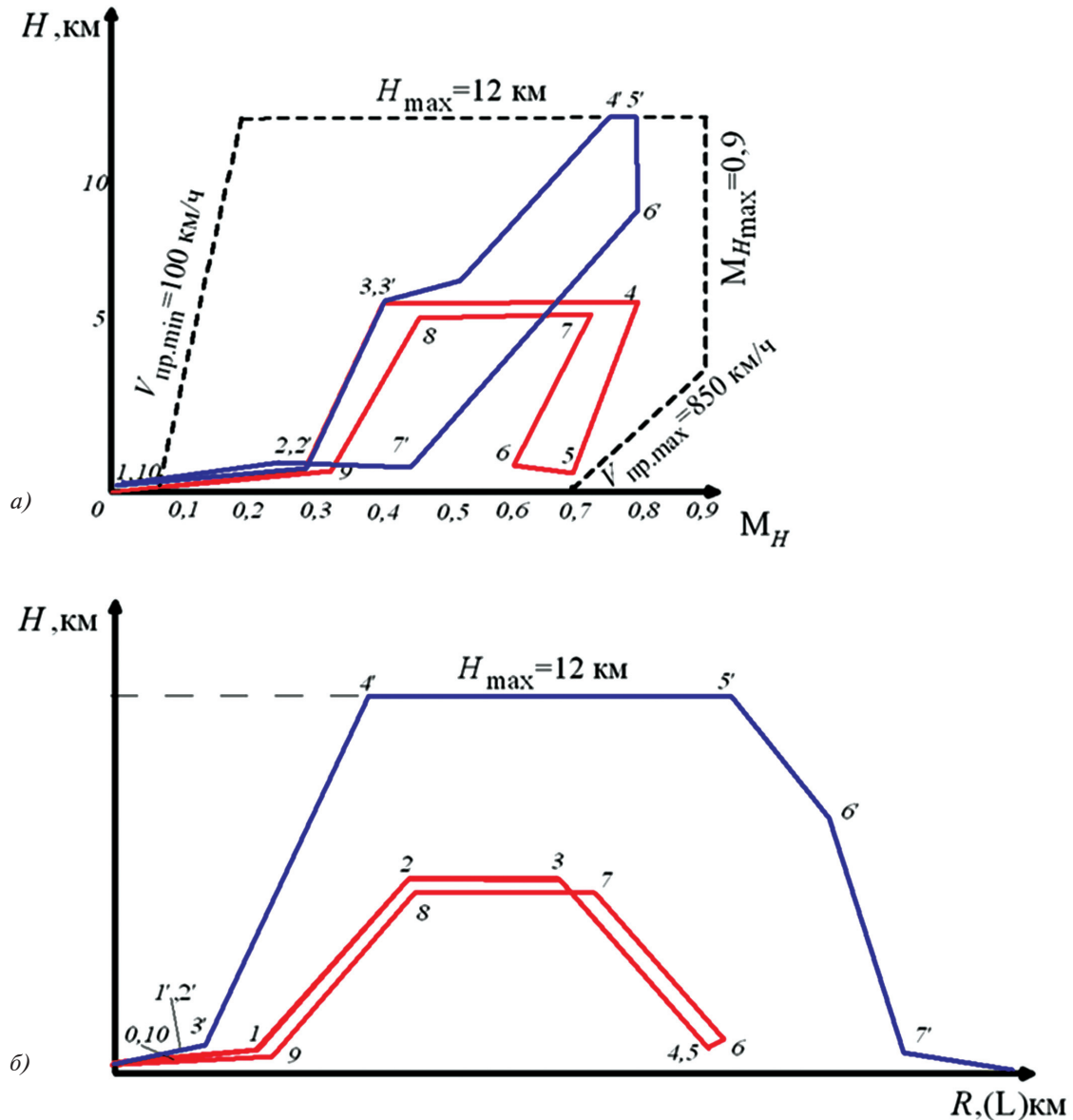


Рис. 3. Заданные программы и профили полета исследуемого БЛА

- расчетной степени двухконтурности m_p ;
- б) четырех возможных программ управления (ПУ) двигателем:
 - при поддержании постоянной частоты вращения ротора низкого давления (РНД) $n_{нд} = \text{const}$;
 - при поддержании постоянной частоты вращения ротора высокого давления (РВД) $n_{вд} = \text{const}$;
 - при поддержании постоянной температуры газа перед турбиной высокого давления $T_g^* = \text{const}$;
 - при поддержании постоянной суммарной степени повышения давления $\pi_k^* = \text{const}$;

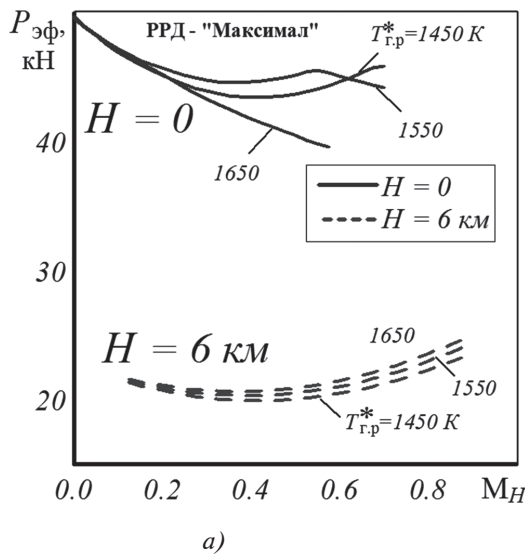
- в) одного параметра планера — относительной массы снаряженного самолета $\xi = m_{сн} / m_{взл}$;
- г) одного параметра согласования СУ и планера — стартовой тяговооруженности μ_0 .

КПД узлов, ограничения по максимально допустимой температуре газа перед турбиной, параметры охлаждения турбин и др. приняты на уровне, соответствующем двигателям поколения 4+. Основные показатели ТРДД для перспективного отечественного БЛА рассчитывались с использованием разработанной математической модели (ММ), интегрированной в ИПК «СД».

Для примера проведем анализ результатов исследования влияния $T_{г.р}^*$ в диапазоне 1450—

1650 К на протекание ВСХ и ДХ двигателя, интегральные параметры БЛА и выбранные КЭ, результаты которого продемонстрированы на рис. 4–6.

На рис. 4, *а* и *б* показано влияние $T_{г.р}^*$ на ВСХ для режима работы двигателя (РРД) «Максимал». Известно, что при увеличении $T_{г.р}^*$ увеличиваются удельная тяга двигателя $P_{уд}$ и при постоянном расходе воздуха $G_{в.р} = \text{const}$ — абсолютное значение эффективной тяги двигателя $P_{эф}$. Однако в данных исследованиях фиксированной принята тяга двигателя, а $G_{в.р}$ определяется в процессе «вязки» ТРДД.



$T_{г.р}^* = 1650$ К градиент изменения $P_{эф}$ по $V_{п}$ (или M_H) оказывается отрицательным.

На максимальных РРД увеличение $T_{г.р}^*$ приводит к увеличению $C_{уд}$ при $M_H = 0$, что отрицательно сказывается на его экономичности. В дальнейшем с ростом $V_{п}$ значение $C_{уд}$ может оказаться даже ниже вариантов двигателей с меньшими значениями $T_{г.р}^*$ за счет более интенсивного роста тягового КПД двигателя.

Увеличение высоты полета H по причине снижения $G_{в}$ приводит к снижению как $P_{эф}$, так и $C_{уд}$

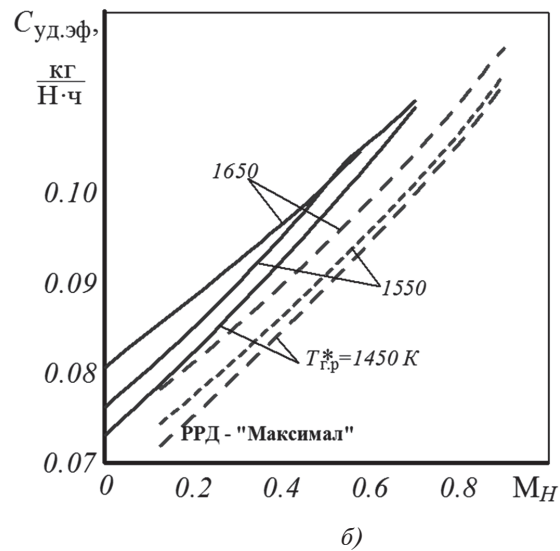


Рис. 4. Влияние $T_{г.р}^*$ на ВСХ исследуемого ТРДДсм

В то же время известно, что на протекание ВСХ существенно влияет «температурная» раскрутка двигателя, выражающаяся в величине $\Delta T_{г.р}^* = T_{г.маx}^* - T_{г.р}^*$, где $T_{г.маx}^*$ — максимальное значение температуры газа перед турбиной, назначаемой из условий прочности элементов «горячей части» ТРДД. Чем больше $\Delta T_{г.р}^*$, тем интенсивнее растет $P_{эф}$ по скорости полета $V_{п}$. Но в данных исследованиях значение $T_{г.маx}^*$ принято постоянным и равным 1650 К. Поэтому $\Delta T_{г.р}^* = 200$ К для $T_{г.р}^* = 1450$ К, $\Delta T_{г.р}^* = 100$ К для $T_{г.р}^* = 1550$ К, а для $T_{г.р}^* = 1650$ К температурная раскрутка отсутствует, т.к. $\Delta T_{г.р}^* = 0$. Как видно из рис. 4, *а*, при

на всех РРД из-за увеличения степени подогрева рабочего тела в цикле $\Delta = T_{г.р}^*/T_H$ при снижении T_H

На рис. 5, *а* и *б* показано влияние $T_{г.р}^*$ на ДХ исследуемого двигателя. Как видно из рис. 5, *а*, для условий полета $H = 6$ км; $M_H = 0,8$ увеличение $T_{г.р}^*$ приводит к незначительному снижению $C_{уд.кр}$ и смещению «ложки» ДХ влево, т.е. на меньшие значения $P_{эф}$. Схожая картина наблюдается при протекании ДХ и на режиме полета $H = 12$ км; $M_H = 0,8$, хотя минимальные значения $C_{уд.кр}$ незначительно увеличиваются с ростом $T_{г.р}^*$.

На рис. 6, *а–в* показано влияние $T_{г.р}^*$ на интегральные параметры ЛА и выбранные КЭ (значения остальных расчетных параметров двигате-

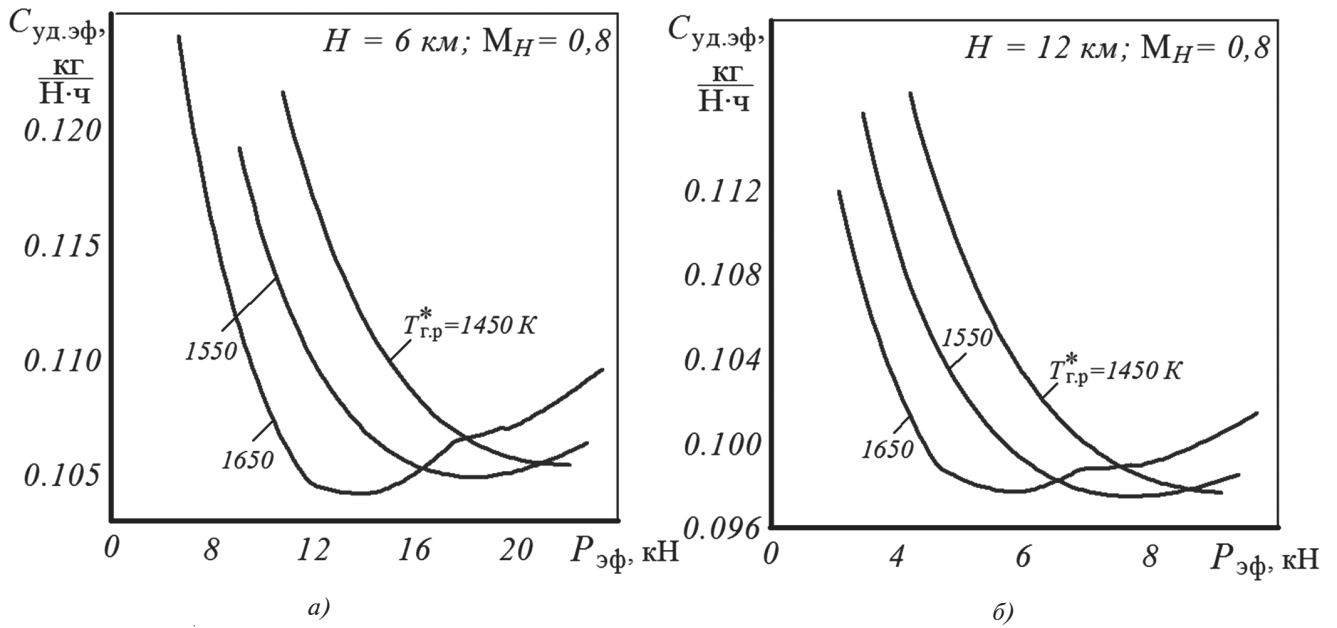


Рис. 5. Влияние $T_{г.р}^*$ на ДХ исследуемого ТРДсм

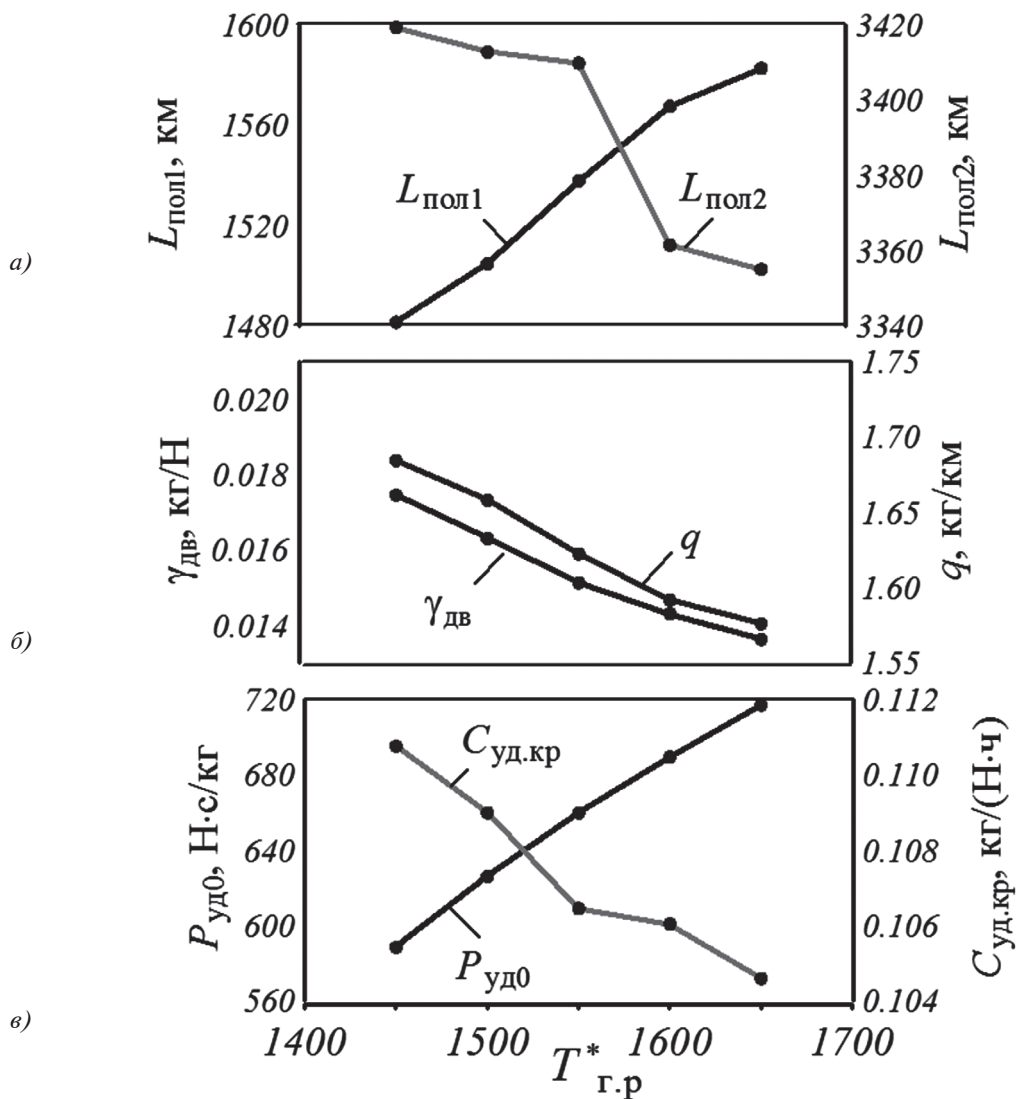


Рис. 6. Влияние $T_{г.р}^*$ на интегральные параметры БЛА и критерии эффективности

ля сохранялись как у базового варианта). В рассматриваемом примере не наблюдается ярко выраженного оптимума по $T_{г.р}^*$, при котором дальность полета БЛА достигала бы максимального значения. В данном случае происходит противоположное влияние $T_{г.р}^*$ на значения дальностей $L_{пол1}$ и $L_{пол2}$ для двух различных программ полета. Так, рост $T_{г.р}^*$ приводит к увеличению удельной тяги $P_{уд0}$ и снижению километрового расхода топлива q и удельной массы двигателя $\gamma_{дв}$ (определялась по статистической методике поузлового расчета массы двигателя, интегрированной в ММ ТРДД).

В результате увеличение $T_{г.р}^*$ с 1450 до 1650 К приводит к росту дальности полета $L_{пол1}$, предусматривающей полет на умеренных высотах с предельными скоростями и полет у земли (к примеру, для преодоления зоны ПВО противника). А вот дальность $L_{пол2}$ во втором профиле полета, предусматривающем высотный полет на максимальную дальность, снижается. Это связано с увеличением $C_{уд}$ на дроссельных режимах для условия полета: $H = 12$ км; $M_H = 0,8$ (см. рис. 5, б).

Оптимизационные исследования

Постановка задачи оптимизации заключается в определении вектора варьируемых параметров, выбранного из всего множества параметров, описывающих технический облик системы БЛА–СУ, выборе КЭ и уточнении ограничений, накладываемых на варьируемые параметры [22]. В данной задаче требуется определить оптимальные параметры БЛА и его СУ из условия достижения максимумов дальностей полета по первой $L_{пол1}$ и второй программам полета $L_{пол2}$ при выполнении всех основных тактико-технических требований, предъявляемых к исследуемому ударному БЛА.

Из анализа параметрических исследований по влиянию параметров СУ и БЛА, наиболее сильно влияющих на эффективность системы БЛА–СУ, сформирован вектор варьируемых переменных $\Pi_{вар}$. Для БЛА – это взлетная тяговооруженность μ_0 , а для СУ – расчетные параметры рабочего процесса (РРД «Максимал», $H = 0$, $M_H = 0$):

– расчетная степень повышения давления в компрессоре низкого давления (КНД) $\pi_{кнд.р}^*$;

– расчетная степень повышения давления в компрессоре высокого давления (КВД) $\pi_{квд.р}^*$;

– расчетная температура газа перед турбиной высокого давления $T_{г.р}^*$;

– расчетная степень двухконтурности m_p^* ;

– приведенная скорость на выходе из внешнего контура $\lambda_{Ипр}$.

Далее проанализируем результаты решения поставленной двухкритериальной шестипараметрической задачи оптимизации, которые сведены в таблицу и продемонстрированы на рис. 7 и 8.

Результаты оптимизации параметров СУ и БЛА

Параметры	Базовый вариант	Оптимальные варианты		
		Вар.1	Вар.2	Вар.3
$\pi_{кнд.р}^*$	3,16	3,12	3,21	3,16
$\pi_{квд.р}^*$	6,62	7,85	7,96	8,00
$\pi_{к\Sigma.р}^*$	20,9	24,5	25,6	25,3
m_p^*	0,50	0,80	0,79	0,80
$T_{г.р}^*$, К	1530	1594	1597	1595
$\lambda_{Ипр}$	0,47	0,671	0,673	0,670
P_0 , кН	49,43	37,65	37,25	37,88
μ_0	0,504	0,384	0,380	0,386
$L_{пол1}$, км	1510	1807	1709	1714
$\Delta L_{пол1}$, %	–	20	13,1	13
$L_{пол2}$, км	3380	3675	3710	3700
$\Delta L_{пол2}$, %	–	9,0	9,7	9,4

На рис. 7 показано полученное Парето-множество оптимальных решений задачи, представляющее собой совокупность проектных точек в координатах $L_{пол1} - L_{пол2}$ и описывающих различные варианты технических обликов системы БЛА–СУ. Видно, что произошло существенное повышение выбранных КЭ по сравнению с изначальным базовым вариантом, обозначенным на рис. 7 точкой *БВ*.

Для выбора рационального варианта выделим на рис. 7 три характерные точки: «Вар.1», «Вар.2», «Вар.3». «Вар.1» – проектное решение системы БЛА–СУ, обеспечивающее достижение максимального значения дальности полета $L_{пол1} = 1807$ км,

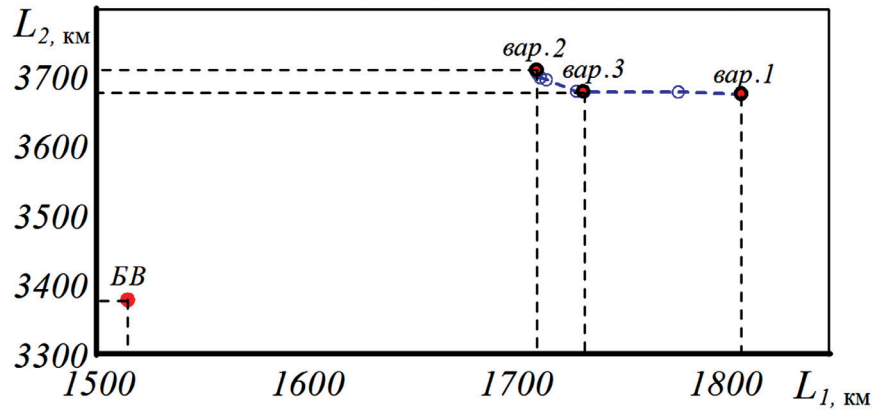


Рис. 7. Парето-множество оптимальных обликов БЛА

что на 20 % выше точки *БВ*. При этом дальность полета $L_{пол2} = 3675$ км оказывается наименьшей из всех оптимальных вариантов, но все же выше точки *БВ* на 9 %. «Вар.2» – имеет наибольшее значение $L_{пол2} = 3710$ км, что на 9,7 % выше точки *БВ*, и значение $L_{пол1} = 1709$ км, меньшее из всех оптимальных вариантов. Поэтому на основании инженерного анализа примем за наиболее рациональный вариант решения системы точку «Вар.3», при которой обеспечивается компромисс между дальностями $L_{пол1}$ и $L_{пол2}$, при значениях $L_{пол1} = 1714$ км и $L_{пол2} = 3700$ км, что на 13 и 9 % выше «базового варианта» соответственно (см. таблицу).

Как видно из таблицы и рис. 8, оптимизация параметров привела к существенному снижению стартовой тяговооруженности исследуемого БЛА с $\mu_0 = 0,504$ до $\mu_{0опт} = 0,38$, в результате чего «размерность» и тяга СУ уменьшилась. Также произошло увеличение расчетных значений параметров рабочего процесса двигателя $\pi_{ксп}^*$ с 20,9 до 25,3–25,6; m_p^* с 0,5 до 0,8 и $T_{г.р}^*$ с 1530 К до

1594–1597 К. Это благоприятно сказалось на протекании $C_{уд}$ как на максимальных, так и на дроссельных режимах работы по сравнению с базовым вариантом ТРДДСм, что показано на рис. 8, б и в.

В целом следует подчеркнуть, что все три отмеченных варианта проектных решений системы БЛА–СУ имеют близкие значения параметров рабочего процесса двигателя, при этом значения выбранных КЭ у всех вариантов различны, что подтверждает необходимость рассмотрения авиационного двигателя в системе более высокого уровня с применением комплексного подхода и учетом дополнительных критериев.

Выводы

1. Произведен расчет габаритных, аэродинамических, объемно-массовых характеристик исследуемого ударного БЛА типа «Скат».

2. Необходимая для полета и выполнения боевых задач тяговооруженность БЛА обеспечивается СУ, включающей в себя один двухвальный ТРДД схемы со смешением потоков контуров, для которого произведен расчет высотно-скоростных, дроссельных и удельно-массовых характеристик.

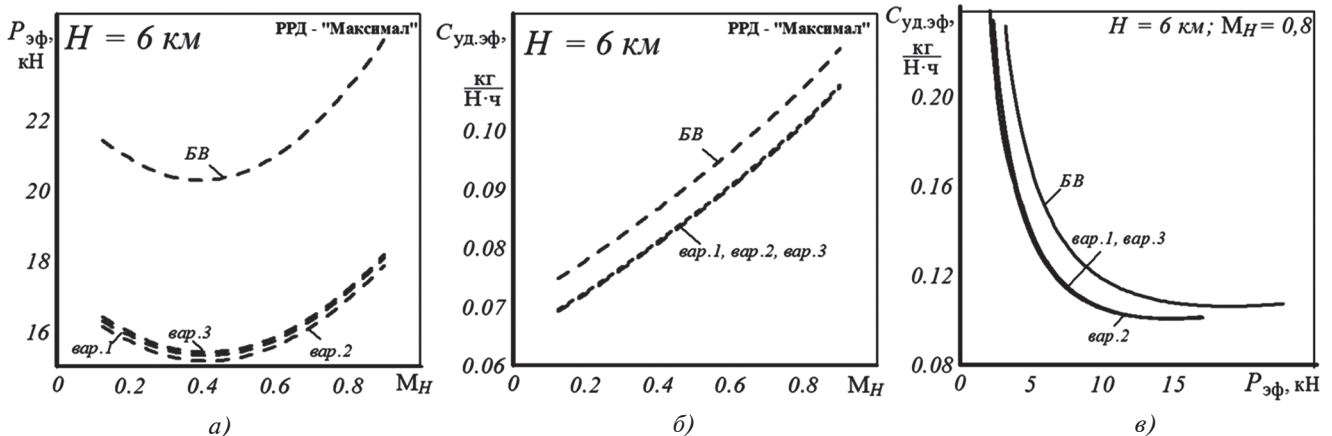


Рис. 8. Сравнение характеристик ВСХ и ДХ СУ базового варианта с оптимальными

3. С использованием ИПК «СД» решена задача формирования предварительного технического облика СУ с одновременной оптимизацией параметров СУ и планера для исследуемого БЛА по критериям максимальной дальности полета в двух программах. В результате дальность полета по программе № 1 увеличилась на 13—20 % по сравнению с базовым вариантом, а дальность полета по программе № 2 — на 9—10 %.

4. На основании анализа значений параметров рабочего процесса двигателя можно утверждать, что создание такого двигателя взлетной тягой ~4 тс в настоящее время, с учетом современных технологий и материалов, технически возможно и актуально.

5. В дальнейшем планируется провести оценку эффективности СУ ударного БЛА типа «Скат» с другими схемами двигателей.

Библиографический список

1. *Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Черкасов А.Н.* Формирование технического облика силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 1. С. 86-94.
2. *Антонов Н.* Из жизни ударных дронов // Военное обозрение. 15.06.2017. URL: <https://topwar.ru/117777-iz-zhizni-udarnyh-dronov.html>
3. *Walker J.* Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) — Comparing the USA, Israel, and China. 03.02.2019. URL: <https://emerj.com/ai-sector-overviews/unmanned-aerial-vehicles-uavs/>
4. *Васильев А.* Ударные беспилотники: почему у нас их до сих пор нет и когда они появятся // Ruposters.ru — информационный портал. 17.01.2020. URL: <https://ruposters.ru/news/17-01-2020/udarnii-besplotnik>.
5. *Рябов К.* Новый шанс для «Ската» // Военное обозрение. 20.09.2018. URL: <https://topwar.ru/147215-povuj-shans-dlja-skata.html>
6. *Фомин А.* «Скат» беспилотное будущее боевой авиации? // Взлет. 2007. № 10 (34). С. 22-28.
7. *Станислав З.* «Скат» — разведывательный и ударный беспилотный летательный аппарат // Информационное агентство «Оружие России». 15.01.2017. URL: <https://www.arms-expo.ru/articles/armed-forces/skat-razvedyvatelnyy-i-udarnyy-besplotnyy-letatelnyy-apparat/>
8. *Паньшин А.* Илья Тарасенко: нас просят исправить модернизированные на Украине МиГи // РИА Новости. 17.06.2019. URL: <https://ria.ru/20190617/1555598840.html>
9. «Скат» // Уголок неба. Большая авиационная энциклопедия. 09.07.2020. URL: <http://www.airwar.ru/enc/bpla/skat.html#LTH>
10. *Фокин Д.Б., Исянов А.М.* Исследования по формированию оптимального облика силовой установки перспективного ударного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 4. С. 132-143.
11. *Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Слинко М.Б.* Методика формирования технического облика и оценки эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Полет. 2016. № 2-3. С. 66-80.
12. *Луковников А.В.* Методология формирования технического облика силовых установок летательных аппаратов различного целевого назначения // Наукоемкие технологии. 2008. Т. 9. № 3. С. 50-58.
13. *Луковников А.В.* Формирование технического облика силовых установок ЛА // Полёт. 2007. № 7. С. 28-38.
14. *Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptzov S.V.* The main features of IOSO technology usage for multi-objective design optimization // 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (30 August 2004 — 01 September 2004; Albany, New York). 2004, pp. 3437-3447. DOI: 10.2514/6.2004-4610
15. *Egorov I.N., Kretinin G.V., Kostiuk S.S., Leshchenko I.A., Babi U.I.* The Methodology of stochastic optimization of parameters and control laws for the aircraft gas-turbine engines flow passage components // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2001. Vol. 123. No. 3, pp. 495-501. DOI: 10.1115/1.1285841
16. *Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Черкасов А.Н.* Оценка эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 91-102.
17. *Антонов Д.А., Бабич Р.М., Балько Ю.П.* и др. Авиация ВВС России и научно-технический прогресс. Боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра: Монография. — М.: Дрофа, 2005. — 734 с.
18. *Иванов М.С., Аганесов А.В., Крылов А.А.* и др. Беспилотные летательные аппараты: Справочное пособие. — Воронеж: Научная книга, 2015. — 619 с.
19. *Гриценко Н.А., Икрянников Е.Д.* Расчет аэродинамических характеристик ЛА. — М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1994. — 259 с.
20. *Луковников А.В.* Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. №3. С. 34-43.
21. *Мышкин Л.В.* Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. — Изд. 2-е, испр. и доп. — М.: Физматлит, 2008. — 328 с.
22. *Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A.* Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 1997. Vol. 69. No. 6, pp. 518-526. DOI: 10.1108/00022669710185977

OPTIMAL PARAMETERS SELECTION OF THE STRIKE UNMANNED AERIAL VEHICLE POWER PLANT

Agaverdyev S.V.^{1*}, Zinenkov Yu.V.^{1**}, Lukovnikov A.V.^{2***}

¹ Air force academy named after professor N.E. Zhukovskii and Y.A. Gagarin,
54a, Starykh Bol'shevikov str., Voronezh, 394064, Russia

² Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov (CIAM),
2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia

* e-mail: longo38@yandex.ru

** e-mail: yura2105@mail.ru

*** e-mail: Lukovnikov@mail.ru

Abstract

Strike unmanned aerial vehicle (UAV) more than once proved their efficiency while performing special missions in various local conflicts. For this reason, Military Forces of large foreign countries pass the UAVs of this kind into service already for several years. In Russian Federation, similar UAVs are only at the stage of development. The problem of the power plant creating for any kind of aerial vehicle at this stage is one of the basic, and the problem of developing aviation engine for it relates to the most complex ones.

The presented work set and solved the task on determining optimal parameters of the operating procedure, control program for the bypass turbofan engine (TFE) and the power plant dimensionality, ensuring the best values of the selected efficiency criteria of "Scat" type strike UAV, while its performing characteristic mission tasks with account for its aerodynamic, mass-volume and flight performances.

To conduct this study the authors developed a technique, in which "Aircraft and Engine" instrumental-software complex and IOSO_NM 2.0 optimization pack are the basic program tools.

Parameters matching based on the statistical data on the power plant, aerial vehicle and their aggregate while the mission task modelling was performed for the purpose of forming the "base option" of the object under study, relative to which the effectiveness of the appearance options being formed was estimated. Aviation engine RD-33 as a power plant engine prototype, and the "Skat" strike UAV breadboard model as an airframe were selected, while mission program was trained based on the typical combat assignments for the fighters.

Range parameters for the two mission programs, characterizing its functional purpose were accepted as the effectiveness criteria of the UAV under study.

Parametric studies of the "base option" were performed to determine regularities of the effect of the

TFE and power plant working process parameters, the UAV airframe and parameters of their matching on both altitude-velocity and throttle performance of the engine, as well as on the UAV's integral parameters and selected efficiency criteria. Analysis of the obtained results was performed, and boundary values of the parameters, at which physical existence of the studied object was observed, which was necessary for the varied parameters values range selection, were revealed.

As the result of the optimization problem solving, the UAV and its power plant parameters were determined from the condition of achieving the flight ranges maximum by the two formed mission programs while fulfilling all design specifications, imposed on the strike UAV under study. The flight range according to the first program herewith increased by 13-20% compared to the "base" variant, and 9-10% according to the second one.

The authors plan hereafter to perform the power plant efficiency estimation of "Skat" type strike UAV comparison with the other engine schemes.

The practical value of the presented work, consisting in the fact that its results may be employed by the scientific and design organizations preoccupied with prospective UAV and its power plant development, in ordering Air Force and industry organizations while requirements substantiating to the new samples of aviation engineering, as well as aviation and engineering universities while educational process improving.

Keywords: "Skat" strike unmanned aerial vehicle, power plant efficiency estimation, working process of the dual-flow turbojet engine, altitude-velocity performance, UAV throttle characteristics.

References

1. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Cherkasov A.N. Technical shape formation of power plant of high-altitude unmanned aerial vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 1, pp. 86-94.
2. Antonov N. *Iz zhizni udarnykh dronov*. 15.06.2017. URL: <https://topwar.ru/117777-iz-zhizni-udarnykh-dronov.html>
3. Walker J. *Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) – Comparing the USA, Israel, and China*. 03.02.2019. URL: <https://emerj.com/ai-sector-overviews/unmanned-aerial-vehicles-uavs/>
4. Vasil'ev A. *Udarnye bespilotniki: pochemu u nas ikh do sikh por net i kogda oni poyavyatsya*. 17.01.2020. URL: <https://ruposters.ru/news/17-01-2020/udarnii-bespilotnik>.
5. Ryabov K. *Novyi shans dlya "Skata"*. 20.09.2018. URL: <https://topwar.ru/147215-novyj-shans-dlja-skata.html>
6. Fomin A. *Vzlet*, 2007, no. 10 (34), pp. 22-28.
7. Stanislav Z. *"Skat" – razvedyvatel'nyi i udarnyi bespilotnyi letatel'nyi apparat*. 15.01.2017. URL: <https://www.arms-expo.ru/articles/armed-forces/skat-razvedyvatelnyy-i-udarnyy-bespilotnyy-letatelnyy-apparat/>
8. Pan'shin A. *Il'ya Tarasenko: nas prosyat ispravit' modernizirovannye na Ukraine MiGi*. 17.06.2019. URL: <https://ria.ru/20190617/1555598840.html>
9. *"Skat"*. 09.07.2020. URL: <http://www.airwar.ru/enc/bpla/skat.html#LTH>
10. Fokin D.B., Isyanov A.M. Optimal shape of power plant for perspective attack unmanned aerial vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 132-143.
11. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Slinko M.B. *Polet*, 2016, no. 2-3, pp. 66-80.
12. Lukovnikov A.V. *Naukoemkie tekhnologii*, 2008, pp. 9, no. 3, pp. 50-58.
13. Lukovnikov A.V. *Polet*, 2007, no. 7, pp. 28-38.
14. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptzov S.V. The main features of IOSO technology usage for multi-objective design optimization. *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (30 August 2004 - 01 September 2004; Albany, New York)*. 2004, pp. 3437-3447. DOI: 10.2514/6.2004-4610
15. Egorov I.N., Kretinin G.V., Kostyuk S.S., Leshchenko I.A., Babi U.I. The Methodology of stochastic optimization of parameters and control laws for the aircraft gas-turbine engines flow passage components. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2001, vol. 123, no. 3, pp. 495-501. DOI: 10.1115/1.1285841
16. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Cherkasov A.N. Estimation of the effectiveness of a power plant for a high-altitude unmanned aerial vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 91-102.
17. Antonov D.A., Babich R.M., Balyko Yu.P. et al. *Aviatsiya VVS Rossii i nauchno-tekhnicheskii progress. Boevye komplekсы i sistemy vchera, segodnya, zavtra (Aviation of the Russian air force and scientific and technical progress. Combat complexes and systems yesterday, today, and tomorrow)*, Moscow, Drofa, 2005, 734 p.
18. Ivanov M.S., Aganesov A.V., Krylov A.A. et al. *Bespilotnye letatel'nye apparaty. Spravochnoe posobie (Unmanned aerial vehicles. Reference book)*, Voronezh, Scientific book, Voronezh, Nauchnaya kniga, 2015, 619 p.
19. Gritsenko N.A., Ikryannikov E.D. *Raschet aerodinamicheskikh kharakteristik LA (Calculation of aerodynamic characteristics of flying vehicles)*, Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 1994, 259 p.
20. Lukovnikov A.V. A conceptual design of aircraft propulsion systems in multidisciplinary statement. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 3, pp. 34-43.
21. Myshkin L.V. *Prognozirovanie razvitiya aviatsionnoi tekhniki: teoriya i praktika (Aviation technology development forecasting: theory and practice)*, Moscow, Fizmatlit, 2008, 328 p.
22. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 1997, vol. 69, no. 6, pp. 518-526. DOI: 10.1108/00022669710185977