

METHOD FOR INCREASING THE EFFICIENCY OF THE POWER PLANT OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE

D. A. Zvyaginцев, M. M. Fedotov, Yu. V. Zinenkov ^a

Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named Prof. N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin"

^a *yura2105@mail.ru*

Submitted 2021, October 4

Abstract. The article describes a method for increasing the efficiency of the power plant of an unmanned aerial vehicle with a small-sized gas turbine engine without a developed control system, which consists in regulating the area of the nozzle exit section by mechanically separating its end part. At the same time, the design features and the principle of operation of the developed device for the implementation of the proposed method are described. Also presented are the results of the calculations of the main parameters and characteristics of the power installation of an unmanned aerial vehicle using the proposed method, their comparison with the initial version and the final assessment of the increase in efficiency.

Keywords: unmanned aerial vehicle; power plant; small-sized gas turbine engine; nozzle with detachable part; staged nozzle control.

СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Д. А. Звягинцев, М. М. Федотов, Ю. В. Зиненков ^a

ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»

^a *yura2105@mail.ru*

Поступила в редакцию 4.10.2021

Аннотация. Описан способ повышения эффективности силовой установки (СУ) беспилотного летательного аппарата (БЛА) с малоразмерным газотурбинным двигателем (ГТД) без развитой системы управления, заключающийся в регулировании площади выходного сечения сопла за счет механического отделения его концевой части. При этом описаны конструктивные особенности и принцип действия разработанного устройства для реализации предлагаемого способа. Также представлены результаты проведенных расчетов основных параметров и характеристик СУ и БЛА с применением предлагаемого способа, их сравнение с начальным вариантом и итоговая оценка повышения эффективности.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат; силовая установка; малоразмерный ГТД; сопло с отделяемой частью; ступенчатое регулирование сопла.

ВВЕДЕНИЕ

Задачи, возлагаемые на БЛА, постоянно расширяются, что с каждым годом вызывает рост применения беспилотников в различных секторах экономики [1]. И если раньше эти задачи перекладывались на БЛА только с пилотируемой авиации, то в настоящее время перекладываются задачи, также решаемые и рядом других транспортных и технических средств [2]. Такие тенденции развития вызывают потребность в расширении линейки комплексов с БЛА, что приводит к активному поиску новых решений в областях их разработки, создания и применения.

В нашей стране этому вопросу также уделяется большое внимание. Уже более 15 лет российскими компаниями активно разрабатываются современные БЛА различного назначения, которые в последующем достаточно эффективно применяются, особенно в силовых структурах [3, 4]. Но здесь следует отметить, что при создании отечественных БЛА возникает ряд проблемных вопросов, обусловленных, в первую очередь, технологическим отставанием нашей промышленности от ряда западных стран [5, 6]. Такое положение вызывает необходимость использования иностранных комплектующих для различных систем БЛА, в том числе и двигателей для их СУ [7].

Исторически так сложилось, что отечественная авиационная промышленность ориентирована, в основном, на летательные аппараты (ЛА) большой взлетной массы, соответственно, под них разрабатывались ГТД высокой взлетной тяги. С появлением БЛА возникла острая необходимость в малоразмерных ГТД прямой реакции и в винтомоторных СУ, для которых необходимы авиационные двигатели с диапазоном мощностей от 50 до 500 л.с. Серийных отечественных двигателей отвечающих современным требованиям в таких размерностях пока нет. Следовательно, оснащение СУ БЛА двигателями отечественного производства является проблемой, требующей безотлагательного решения. Поэтому в настоящее время различными институтами, конструкторским бюро и научно-исследовательскими организациями авиационной отрасли ведутся активные исследования по поиску наиболее эффективных двигателей различных схем и типов для авиационных СУ БЛА.

Исходя из вышесказанного, задача по разработке способа повышения эффективности СУ БЛА путем воздействия на параметры рабочего процесса является актуальной.

АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ БЛА И ИХ СУ

На данном этапе исследования проведен анализ совокупности технических характеристик существующих БЛА отечественного и зарубежного производства и их СУ, с целью предварительного выбора начальных проектных параметров планера и СУ. Выборка БЛА производилась по взлетной массе от 35 до 1500 кг и имеющих СУ на базе ГТД прямой реакции [8–10]. В данном классе современные БЛА с такой СУ создаются редко, что обусловлено рядом особенностей, связанных с малоразмерными ГТД, а так как в работе необходимо исследовать СУ с ГТД прямой реакции, то анализ проведен и по малоресурсным БЛА, разработанным в ранние годы. Основные параметры рассмотренных БЛА представлены в табл. 1.

Таблица 1. Основные характеристики БЛА

Модель БЛА	Беркут	Cybird V	Дань	X-55	X-59M	3M-10	SKY-X	Ty-243
Двигатель	–	–	МД-120	P95-300	РДК-300	P-95TM-300	TRI60-268	TP3-117A
Схема	ТРД	ТРД	ТРД	ТРД	ТРДД	ТРДД	ТРДД	ТРД
Тяга, кН	0,2	0,3	1,2	2,9	3,7	4,0	4,4	6,3
Взлетная масса, кг	34	72	345	1195	930	1100	1450	1400
Скорость полета, км/ч	360	640	750	830	900	720	645	940
Продолжительность полета, ч	0,5	0,6	1,2	–	–	–	6	–
Дальность полета, км	80	100	680	–	–	–	350	360

По результатам выполненного анализа построена зависимость тяги СУ от взлетной массы БЛА с последующим построением линии тренда (рис. 1), которая необходима для приближительной оценки соотношения параметров проектируемого БЛА. С увеличением взлетной массы БЛА или скорости полета потребная тяга, как правило, возрастает, что видно из представленной зависимости, поэтому проектные параметры проектируемого БЛА не должны противоречить данному заключению.

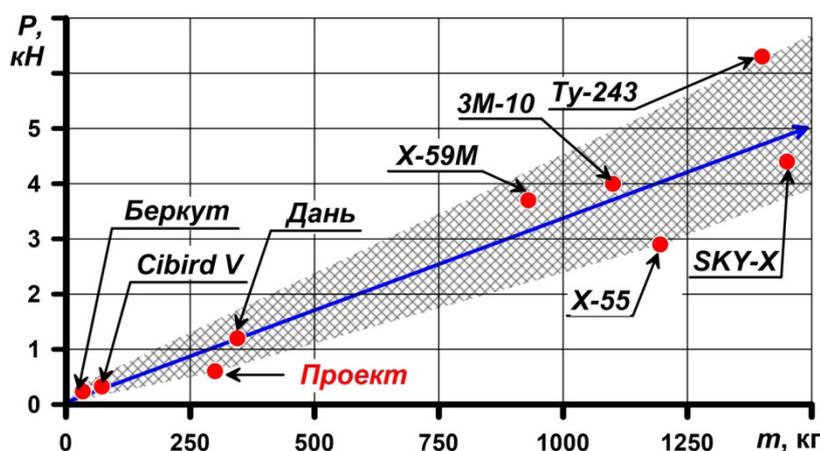


Рис. 1. График соотношения тяги ГТД к массе БЛА

На следующих этапах работы, с использованием совокупности методов предварительного проектирования ЛА, основанная на общепринятой методологии разработки и принятия проектно-конструкторских решений [11], определена точка проекта БЛА с тягой в 0,6 кН и взлетной массой 300 кг, которая лежит в допустимой области существования от линии тренда.

ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЫ БЛА

Для оценки эффективности СУ по критериям самолетного уровня необходимо провести расчеты траекторных параметров БЛА при выполнении типового полетного задания, для чего необходимо сформировать облик его планера, который основывается на аэродинамической схеме ЛА.

Выбор аэродинамической схемы является одним из важнейших этапов в проектировании ЛА, обеспечивающий его эффективность. Известно, что аэродинамическая схема ЛА оказывает влияние не только на его аэродинамические, летно-технические, весовые и прочностные

характеристики, но и определяет показатели заметности стоимости и эффективности применения ЛА при решении специальных задач. В данной работе, с учетом предназначения БЛА, специфики его применения и характеристик средств подавления воздушных объектов, из всех возможных аэродинамических схем БЛА самолетного типа выбрана схема «летающее крыло» (рис. 2).

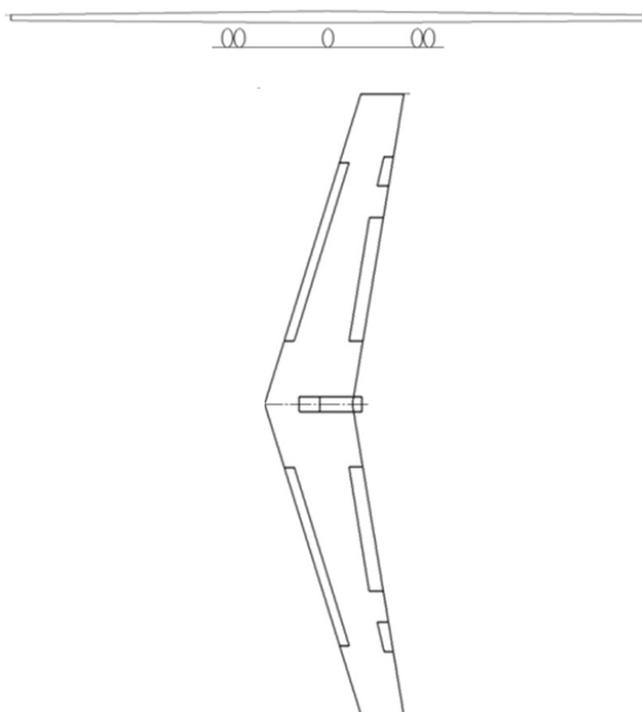


Рис. 2. Общий вид исследуемого БЛА

Данная схема, обладает сложностями в практической реализации, но является перспективной с точки зрения своих аэродинамических и весовых преимуществ в рассматриваемом классе БЛА. «Летающее крыло» характеризуется следующим набором достоинств перед другими аэродинамическими схемами [12]:

1. Высокое аэродинамическое совершенство.
2. Повышенная весовая отдача.
3. Пониженная заметность средствами радиолокации.

Следует отметить также и некоторые недостатки:

1. Проблемы с обеспечением устойчивости по всем осям.
2. Невысокая маневренность и проблемы с управляемостью.
3. Значительные потери подъемной силы на балансировку статически устойчивого ЛА из-за малого плеча рулей.
4. Большая относительная толщина профиля крыла.
5. Сложность размещения всех необходимых элементов.

Исходя из предназначения и особенностей применения, исследуемый БЛА является не маневренным, дозвуковым аппаратом без широкого спектра дополнительного оборудования, поэтому указанные недостатки данной компоновки не будут значительно влиять на его эффективность, а преимущества позволят ее повысить. В табл. 2 представлены основные габаритно-массовые и скоростные характеристики предварительного технического облика проектируемого БЛА.

Таблица 2. Основные характеристики предварительного технического облика проектируемого БЛА

Масса ЛА, кг	Масса СУ, кг	Число М	Размах крыла, м	Площадь крыла, м ²	Длина БЛА, м	Высота БЛА, м	Масса полезной нагрузки, кг
300	26	0,65	3,3	1,362	0,876	0,198	50

ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ

На этапе подбора двигателя для СУ исследуемого БЛА основным условием было использование существующего серийно изготавливаемого ГТД без развитой системы управления. Для этого выполнен анализ подходящих малоразмерных ГТД с требуемым диапазоном тяг (табл. 3).

Таблица 3. Основные параметры малоразмерных ГТД

Двигатель	МД-45	PBS TJ80	МД-120	PBS TJ100	САФИР – 5	ТС-21
Схема двигателя	ТРД					
Тяга, Н	608	900	1180	1250	–	–
Мощность, кВт	–	–	–	–		59
Расход воздуха, кг/с	1,27	–	2,1	–	0,4	1,18
Степень повышения давления	3,8	–	7	–	–	2,5
Масса двигателя, кг	26	12,5	35	19,5	33	50

В итоге, на основании проведенного анализа характеристик, в качестве двигателя для СУ исследуемого в работе БЛА выбран малоразмерный ГТД МД-45, разработанный в МКБ «Гранит» на базе турбостартеров ТС-21 и ТС-2 двигателей АЛ-7Ф, АЛ-21Ф и Д-30Ф6 для СУ БЛА «Крыло-1» в качестве маршевого двигателя.

МД-45 представляет собой одновальный малоразмерный ГТД с центробежной ступенью компрессора, кольцевой камерой сгорания, одноступенчатой газовой турбиной и дозвуковым нерегулируемым реактивным соплом, без развитой системы управления.

ОПИСАНИЕ ПРЕДЛАГАЕМОГО СПОСОБА ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СУ БЛА

В качестве критерия оценки выбран технический параметр продолжительность полета $t_{п}$, который характеризует эффективность исследуемого БЛА, исходя из его предназначения.

В МД-45 реализована трехпозиционная кулачковая система управления, которая настроена на три режима работы – малый газ, крейсерский и максимал, что обеспечивает выполнение запуска двигателя, а также взлет, набор высоты и крейсерский полет БЛА. МД-45 имеет суживающееся сопло с фиксированной площадью поперечного сечения на срезе F_c , что, в совокупности с ограниченной по возможностям системой управления, не позволяет расширить номенклатуру режимов работы двигателя (РРД) для различных полетных заданий БЛА.

Исходя из этого, предлагаемый способ повышения эффективности БЛА заключается в расширении номенклатуры режимов работы ГТД без развитой системы управления, путем воздействия на параметры рабочего процесса ГТД изменением F_c , с целью увеличения вариантов полетных заданий БЛА.

Предполагается, что при достижении БЛА заданных условий полета, осуществляется ступенчатое увеличение F_c путем механического отделения его концевой части. Увеличение F_c приведет к падению полного давления за турбиной p_t^* , это вызовет увеличение степени пони-

жения давления в турбине π_r^* , что при текущем расходе топлива приведет к повышению работы турбины и вызовет повышение частоты вращения вала турбокомпрессора. Так как программа управления двигателем поддерживает частоту вращения ротора неизменной, то автоматика, для ее снижения, уменьшит подачу топлива в камеру сгорания и режим работы газогенератора снизится. То есть двигатель перейдет на новый установившийся режим работы. При этом произойдет снижение скорости истечения газа из сопла c_e , что вызовет повышение полетного КПД двигателя $\eta_{пол}$ и, как следствие, увеличение его полного КПД η_n . Это вызовет уменьшение удельного $C_{уд}$ и физического расходов топлива C_p , что обеспечит повышение продолжительности полета БЛА t_n [13]. В целом, после отделения концевой части сопла у двигателя появится дополнительно 3 режима работы, которые можно использовать для расширения полетных заданий БЛА.

Конструктивная реализация описанного устройства сопла с отделяемой частью показана на рис. 3.

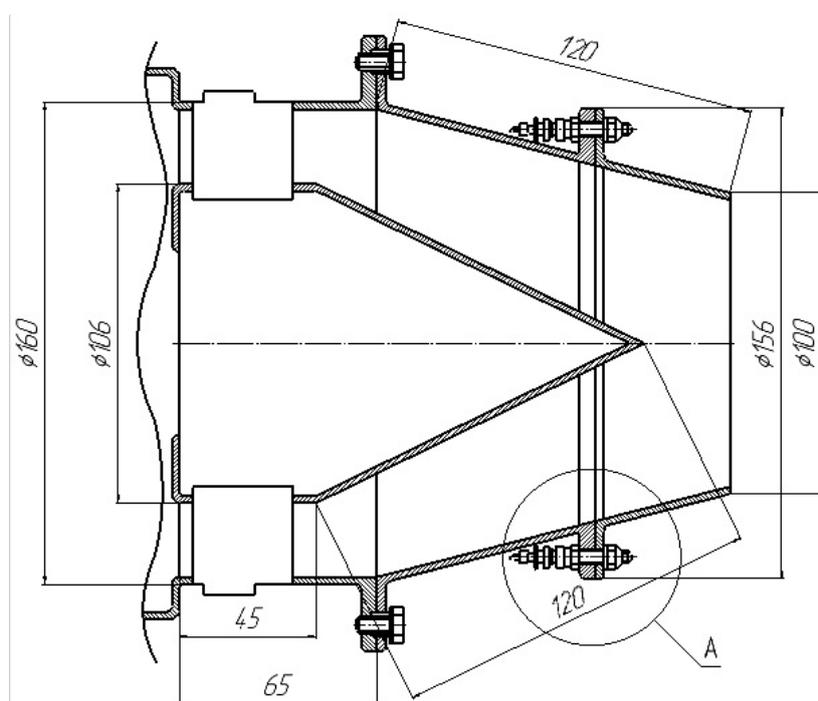


Рис. 3. Конструктивная схема сопла с отделяемой частью

Опишем некоторые конструктивные особенности реализации данного способа отделения части сопла.

Первой особенностью является разделение частей сопла за счет применения пироболтов, устанавливаемых в отверстиях фланцев разделяемых частей. К достоинствам пироболтов следует отнести простоту их конструкции, отсутствие подвижных элементов, небольшие габариты и массу, быстроту и незначительную разновременность срабатывания. Так, разновременность срабатывания группы из четырех пироболтов не превышает 0,003 с. Ток срабатывания пироболтов составляет 0,8...1,2 А, что меньше, чем у пиропатронов.

Несмотря на указанные достоинства, пироболты обладают двумя основными недостатками, которые приводят к ограничению, а в некоторых случаях и к невозможности их применения. Первым из них является образование осколков, которые могут повредить близлежащие элементы конструкции. Вторым – возникновение ударных нагрузок, отрицательно сказываю-

щихся на работе пироболтов, а также на элементах гидро- и пневмоавтоматики [14]. Конструктивный пример пироболта и его размещения показан на рис. 4.

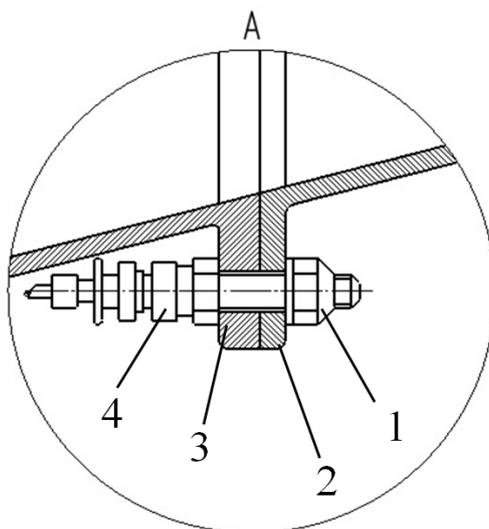


Рис. 4. Схема крепления пироболта:
1 – гайка; 2, 3 – скрепляемые поверхности; 4 – пироболт

Второй конструктивной особенностью является процесс подачи команды для срабатывания пироболта при достижении определенных условий полета. Условиями подачи команды является значение статического давления на высоте барражирования. Определение этого давления производится барометрическим датчиком, который при достижении данного значения подает сигнал на пироболт.

Для оценки необходимой величины увеличения F_c с учетом конуса, то есть выбора длины отстреливаемой части сопла, проведены расчеты по длине сопла от 0 до 50 мм, измеряемых по боковой стенке с интервалом в 5 мм. В результате построена зависимость изменения F_c от длины отстреливаемой части сопла, продемонстрированная на рис. 5 в относительных параметрах. Из представленного графика видно, что для увеличения F_c с учетом конуса можно отстреливать не более 30 мм, далее F_c из-за влияния конуса станет увеличиваться.

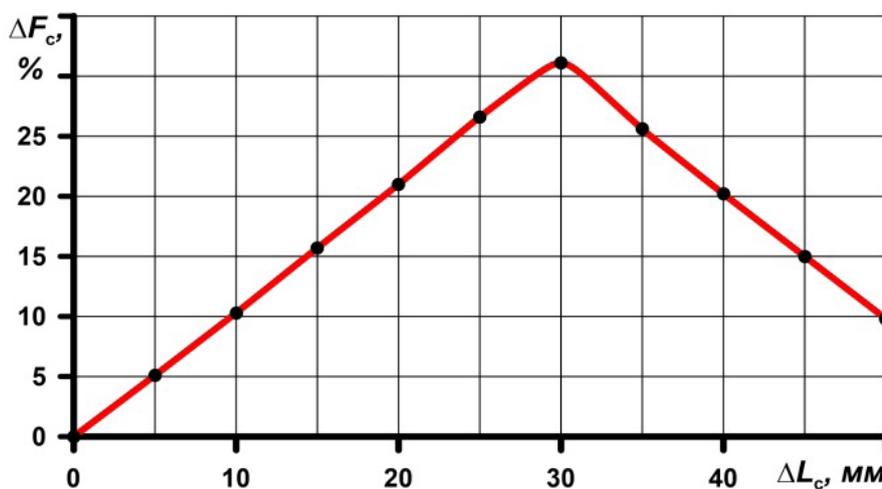


Рис. 5. Зависимость изменения площади от длины отстреливаемой части сопла

АЛГОРИТМ ОЦЕНКИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Вычисления основных параметров рабочего процесса выполнены для крейсерских условий полета БЛА $M_H = 0,65$ и $H = 4,6$ км. Основные характеристики СУ получены для следующих условий полета: $M_H = 0,3$ на высотах 2, 4 и 6 км и $M_H = 0,65$ на высотах 2, 4 и 6 км. Расчеты выполнены для варианта СУ с неизменной F_c и варианта с применением предлагаемого устройства для повышения F_c .

Порядок расчета состоит из следующих этапов:

- расчет параметров на входе в двигатель;
- расчет приведенной частоты вращения ротора двигателя;
- расчет параметров компрессора;
- расчет параметров газовой турбины;
- расчет расхода топлива в камеру сгорания;
- расчет относительной плотности тока в выходном сечении сопла;
- расчет тяги двигателя;
- расчет удельных параметров двигателя и тягового КПД;
- расчет тяги двигателя в сечении отстрела части сопла;
- увеличение площади в выходном сечении сопла (отстрел части сопла);
- подбор характеристик компрессора, позволяющих получить такое же значение тяги, как и при расчете в сечении отстреливаемой части сопла;
- расчет полной температуры газов за камерой сгорания при укороченной версии сопла;
- расчет расхода топлива в камеру сгорания при укороченной версии сопла;
- расчет параметров газовой турбины при укороченной версии сопла;
- расчет относительной плотности тока в выходном сечении укороченной версии сопла;
- расчет тяги двигателя при укороченной версии сопла;
- расчет удельных параметров двигателя и тягового КПД при укороченной версии сопла;
- расчет продолжительности полета для двух случаев;
- сравнение всех необходимых параметров.

В результате проведения вычислений построены графики сравнения значений удельного расхода топлива $C_{уд}$ и продолжительности полета t_n , представленные на рис. 6. Из графика (рис. 6, а) видно, что с увеличением F_c $C_{уд}$ уменьшился на 8,98 %, что привело к увеличению t_n на 25,6 % (рис. 6, б).

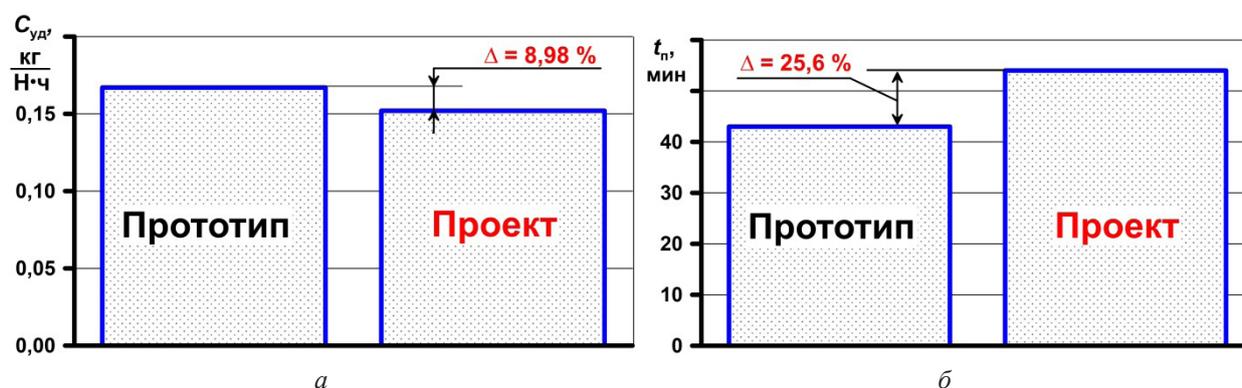


Рис. 6. Сравнение полученных результатов

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ ПРОТОТИПА И ПРОЕКТА

С помощью методики расчета [15] и алгоритма нахождения параметров были построены высотные характеристики ГТД прототипа и проекта, показанных на рис. 7, 8 и 9.

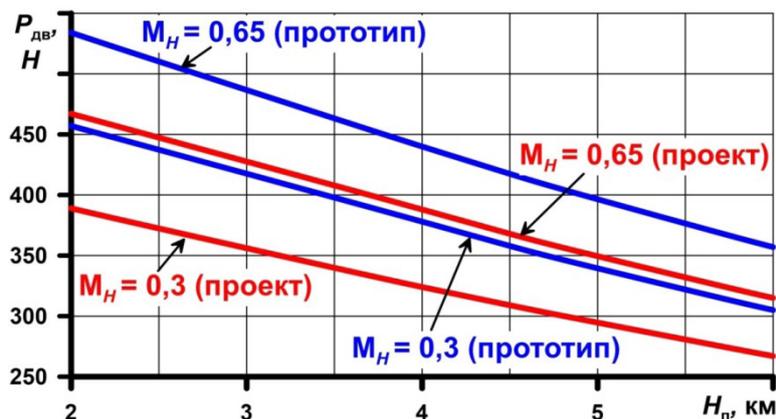


Рис. 7. Зависимость тяги двигателя от высоты полета при различных скоростях полета

Оценивая зависимость тяги двигателя $P_{дв}$ от высоты полета $H_{п}$ при различных скоростях полета, стоит заметить, что при применении предлагаемого устройства $P_{дв}$ на различных значениях $H_{п}$, при постоянной скорости полета, падает, что говорит о переводе двигателя на пониженные режимы работы при той же частоте вращения ротора. Это вызовет снижение скорости истечения газа из сечения сопла c_c и, как следствие, повышению полетного КПД $\eta_{пол}$ и снижению $C_{уд}$, как показано на рис. 8.

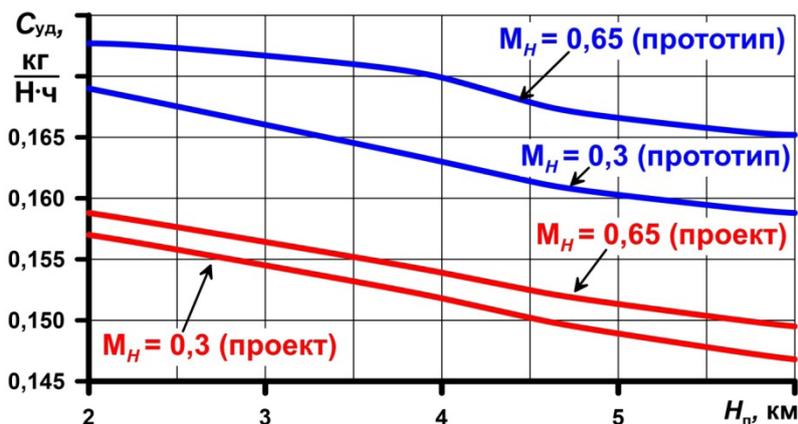


Рис. 8. Зависимость удельного расхода топлива от высоты полета при различных скоростях полета

Анализ изменения $C_{уд}$ от $H_{п}$ при различных скоростях показывает, что при различных значениях $H_{п}$ и постоянной скорости полета $C_{уд}$ для двигателя с соплом изменяемой F_c имеет более низкие значения, что говорит о снижении расхода топлива G_T в камеру сгорания и, как следствие, снижение полной температуры газов T_g^* на выходе из камеры сгорания, что приведет к повышению ресурса турбины и, как следствие, всего двигателя.

Сравнение основных параметров прототипа ГТД и исследуемого проекта, представленное в табл. 4, показывает, как предлагаемое техническое решение влияет на улучшение параметров рабочего процесса.

Таблица 4. Сравнительный анализ основных параметров прототипа и проекта

Параметры	$F_c, \text{мм}^2$	T_g^*, K	$G_T, \text{кг/с}$	$C_{уд}, \text{кг}/(\text{Н}\cdot\text{ч})$	π_T^*	$c_c, \text{м/с}$	$P_{дв}, \text{H}$	$\eta_{пол}$	$p_T^*, \text{Па}$	$p_c, \text{Па}$
Прототип	7850	1134	0,0193	0,167	1,855	293	414,5	0,82	121832	98664
Проект	8621	1006	0,0154	0,152	2,022	259	363,7	0,90	111770	93687

Таким образом, отстрел концевой части сопла, ступенчато увеличивший F_c примерно на 9 % с $F_c = 7850 \text{ мм}^2$ до $F_c = 8621 \text{ мм}^2$, привел к изменению параметров рабочего процесса в следующих соотношениях:

- снижению расхода топлива G_T на 20,2 %;
- снижению $C_{уд}$ на 8,98 %;
- снижению полной температуры газов за камерой сгорания T_T^* на 11,3 %;
- снижению скорости истечения газов сопла c_c на 11,6 %;
- повышению полетного КПД $\eta_{пол}$ на 9,7 %.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного исследования доказано повышение эффективности СУ БЛА с малоразмерным ГТД без развитой системы управления предложенным способом, заключающимся в регулировании площади выходного сечения сопла за счет механического отделения его концевой части. Расчеты показали, что на примере исследуемого БЛА с СУ на базе ГТД МД-45 с использованием предлагаемого способа продолжительность полета БЛА увеличивается на 25,6 % по сравнению с вариантом без регулирования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Журавлев В. Н., Журавлев П. В. Применение беспилотных летательных аппаратов в отраслях экономики: состояние и перспективы // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. Т. 19, № 4. С. 156–164. [V. N. Zhuravlev, P. V. Zhuravlev, "The use of unmanned aerial vehicles in the sectors of the economy: state and prospects", (in Russian), in *Nauchnyj vestnik MGTU GA*, vol. 19, no. 4, pp. 156-164, 2016.]
2. Сайтов К. Г., Абдужабаров Н. А. Аспекты применения беспилотных летательных аппаратов в различных отраслях экономики // ResearchGate. [Электронный ресурс]. URL: https://www.researchgate.net/publication/330141297_Aspekty_primeneniya_BPLA_v_razlicnyh_otraslah_ekonomiki (дата обращения 25.04.2021). [K. G. Sajtov, N. A. Abduzhabarov (2021, Apr. 25), "Aspects of the use of unmanned aerial vehicles in various sectors of the economy" [Online], (in Russian), in *ResearchGate*. Available: https://www.researchgate.net/publication/330141297_Aspekty_primeneniya_BPLA_v_razlicnyh_otraslah_ekonomiki]
3. Чурьбин Н., Попов Н., Бабаев А. БПЛА на службе разведки // Армейский сборник. 2020. № 6. С. 16–19. [N. Churybin, N. Popov, A. Babaev, "UAV in the service of intelligence", (in Russian), in *Armejskij sbornik*, no. 6, pp.16-19, 2020.]
4. Безрук Г., Мысливый А., Рожин К. Будущее Арктики зависит от роботов // Армейский сборник. 2020. № 9. С. 88–96. [G. Bezruk, A. Myslivyj, K. Rozhin, "The future of the Arctic depends on robots", (in Russian), in *Armejskij sbornik*, no. 9, pp. 88-96, 2020.]
5. Смирнов М. Пути ускорения развития БПЛА // Новый оборонный заказ. Стратегии. 2018. № 6 (53). С. 156–164. [M. Smirnov, "Ways to accelerate the development of UAV", (in Russian), in *Novyj oboronnyj zakaz. Strategii*, no. 6 (53), pp. 156-164, 2018.]
6. Чудакова А. Беспилотники в воздухе: что мешает развитию БАС в России // Федеральный бизнес журнал. [Электронный ресурс]. URL: https://business-magazine.online/fn_51053.html (дата обращения 25.07.2021). [A. Chudakova (2021, Jul. 25), "UAVs in the air: what hinders the development of UAS in Russia" [Online], (in Russian), in *Federal'nyj biznes zhurnal*. Available: https://business-magazine.online/fn_51053.html]
7. Финкельберг Л. А. Беспилотная перспектива: какими будут отечественные двигатели для БПЛА. [Электронный ресурс]. URL: <https://ciam.ru/press-center/interview/bespilotnaya-perspektiva-kakimi-budut-otechestvennye-dvigateli-dlya-bpla/> (дата обращения 24.07.2021). [L. A. Finkel'berg (2021, Jul. 24), "Unmanned perspective: what will be the domestic engines for the UAV" [Online], (in Russian). Available: <https://ciam.ru/press-center/interview/bespilotnaya-perspektiva-kakimi-budut-otechestvennye-dvigateli-dlya-bpla/>]
8. Беспилотная авиация: терминология, классификация, современное состояние / В. С. Фетисов [и др.]. Уфа: Фотон, 2014. 217 с. [V. S. Fetisov, et al., *Unmanned aircraft: terminology, classification, state of the art*, (in Russian). Ufa: Foton, 2014.]
9. Василин Н. Я. Беспилотные летательные аппараты. Минск: Попурри, 2003. 272 с. [N. Ya. Vasilin, *Unmanned aerial vehicles*, (in Russian). Minsk: Popurri, 2003.]
10. Беспилотные летательные аппараты. Справочное пособие / М. С. Иванов [и др.]. Воронеж: Научная книга, 2015. 619 с. [M. S. Ivanov, et al., *Unmanned aerial vehicles. Reference manual*, (in Russian). Voronezh: Nauchnaya kniga, 2015.]
11. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 616 с. [S. M. Eger, V. F. Mishin, N. K. Lisejcev, *Aircraft design*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1983.]
12. Коныхов И. К. Анализ применения аэродинамической схемы «летающее крыло» на беспилотных летательных аппаратах класса «воздух-поверхность» // Труды МАИ. 2018. № 99. [Электронный ресурс]. URL: <http://trudymai.ru/upload/>

iblock/474/Konyukhov_rus.pdf (дата обращения 15.07.2021). [I. K. Konyukhov (2021, Jul. 15), "Analysis of the application of the "flying wing" aerodynamic scheme on unmanned aerial vehicles of the "air-to-surface" class" [Online], (in Russian), in *Trudy MAI*, no. 99, 2018. Available: http://trudymai.ru/upload/iblock/474/Konyukhov_rus.pdf]

13. **Теория** авиационных двигателей. Часть 1 / Ю. Н. Нечаев [и др.]. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2006. 448 с. [Yu. N. Nechaev, et al., *The theory of aircraft engines. Part 1*, (in Russian). Moscow: VVIA im. prof. N. E. Zhukovskogo, 2006.]

14. **Расчет** и проектирование систем разделения ступеней ракет / К. С. Колесников [и др.]. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. 376 с. [K. S. Kolesnikov, et al., *Calculation and design of missile stage separation systems*, (in Russian). Moscow: MG TU im. N. E. Baumana, 2006.]

15. **Гордиевских Л. А., Сысков Л. В.** Расчет проточной части элементов авиационной силовой установки с одновальным ГТД и ее эксплуатационных характеристик. Иркутск: ИВВАИУ, 1995. 154 с. [L. A. Gordievskih, L. V. Syskov, *Calculation of the flow path of the elements of an aircraft power plant with a single-shaft gas turbine engine and its operational characteristics*, (in Russian). Irkutsk: IVVAIU, 1995.]

ОБ АВТОРАХ

ЗВЯГИНЦЕВ Даниил Алексеевич, курсант факультета летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина». Выполняет иссл. в рамках выпускной квалификационной работы.

ФЕДОТОВ Максим Михайлович, преп. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж. (Иркутское ВВАИУ, 1991). Иссл. в обл. влияния входных и выходных устройств на характеристики силовых установок ЛА различного назначения.

ЗИНЕНКОВ Юрий Владимирович, ст. преп. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж. (ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2011). Канд. техн. наук по тепл. двиг. ЛА (ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2016). Иссл. в обл. формирования облика и оценки эффективности силовых установок ЛА различного назначения.

ZVYAGINCEV, Daniil Alekseevich, Fifth-year cadet of the faculty of aircraft.

FEDOTOV, Maksim Mihajlovich, Lecturer, Dept. of Aircraft engines., Dipl. Eng. (IHAMS, 1991).

ZINENKOV, Yuriy Vladimirovich, Senior Lecturer, Dept. of Aircraft engines. Dipl. Eng. (VUNC VVS «VVA», 2011). Cand. of Tech. Sci. (VUNC VVS «VVA», 2016).

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 26, no. 1 (95), pp. 48-58, 2022. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).