

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Зиненков Ю.В.^{1*}, Луковников А.В.^{2}, Черкасов А.Н.¹**

¹ Военно-воздушная академия им. 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: yura2105@mail.ru

** e-mail: Lukovnikof@mail.ru

Описывается методика формирования облика газотурбинного двигателя нового поколения, обеспечивающего приемлемые удельные характеристики в составе силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата большой продолжительности полета на высотах 18-20 км. Данная методика позволяет определять оптимальные параметры рабочего процесса, тягово-экономические и габаритно-массовые характеристики двигателя по показателям эффективности беспилотного летательного аппарата на различных режимах полета.

Ключевые слова: турбореактивный двигатель, тягово-экономические характеристики, параметрические исследования, оптимизация силовой установки.

Введение

В настоящее время в нашей стране весьма актуален вопрос о создании и внедрении в эксплуатацию отечественных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) различного назначения. В связи с этим различные российские научно-исследовательские организации, фирмы и предприятия авиационной промышленности активно работают в этом направлении. В результате уже имеются несколько беспилотных комплексов отечественной разработки, принятых на вооружение специальных подразделений и Вооруженных сил РФ.

В табл. 1 приведен ряд отечественных БЛА, как стоящих на вооружении, так и находящихся на различных этапах разработки [1]. Надо отметить, что все они относятся к категориям мини-БЛА, БЛА малой и средней дальности полета, а также к средневысотным БЛА большой дальности и продолжительности полета.

Что касается ниши разработки высотных БЛА большой дальности и продолжительности полета, то здесь в настоящий момент имеется ряд неопределённостей, начиная с технического облика и заканчивая особенностями их применения. Вопрос со-

Таблица 1

Классификация БЛА и их основные параметры

Категория БЛА	Название БЛА	Радиус действия, км	Время полета, ч
Мини-БЛА	«Груша», «Элерон-3СВ», «ZALA 421-08М»	< 100	1-2
БЛА малой дальности	«Орлан-10», «ZALA 421-20»	< 200	2-5
БЛА средней дальности	«Иноходец»	< 500	5-15
БЛА средней высоты и большой продолжительности полета	«Альтиус», «Охотник»	> 500 (потолок < 12 км)	15-25
БЛА большой высоты и большой продолжительности полета	—	> 1000 (потолок > 12 км)	> 25

здания силовой установки (СУ) здесь становится наиболее острым, так как научно-технический задел в обеспечение создания малоразмерного двигателя, способного обеспечить высотный продолжительный полет, в настоящее время недостаточен. Требуется проработка этого вопроса в соответствующих отраслевых институтах промышленности и Военно-воздушных сил, а также в двигательных ОКБ. В результате этой работы должны быть определены требования к СУ и облик малоразмерного высотного газотурбинного двигателя (ГТД), обеспечивающего приемлемые удельные характеристики до крейсерских высот полета $H_{кр} = 18 \div 20$ км. Поэтому задача по формированию технического облика такого двигателя является актуальной.

Комплексная математическая модель системы «БЛА-СУ»

Авторами предлагается методика формирования предварительного технического облика СУ высотного БЛА, суть которой заключается в поиске оптимальных параметров рабочего процесса и программы управления двигателя, выборе характеристик входного и выходного устройств СУ, обеспечивающих экстремальные (наилучшие) значения выбранных показателей (критериев) эффективности самого БЛА, например дальности и/или продолжительности полета. При этом учитываются габаритно-массовые характеристики (ГМХ) формируемой СУ и их влияние на аэродинамические характеристики и весовой баланс БЛА. На данный момент, в качестве допущения, не учитываются стоимостные, ресурсные и эксплуатационные показатели, естественно, также влияющие на эффективность авиационного комплекса [3].

В рассматриваемой здесь методике ключевым элементом является разработанная авторами комплексная математическая модель (КММ) технической системы «БЛА-СУ». Данная КММ предназначена для проведения различных поисковых параметрических и оптимизационных исследований по формированию технического облика турбореактивных двигателей прямой реакции различных схем и оценки эффективности СУ как по внутридвигательным параметрам, так и по критериям эффективности БЛА — его летно-техническим характеристикам (ЛТХ).

На рис. 1 показана принципиальная блок-схема разработанной КММ системы «БЛА-СУ», являющейся авторским программным продуктом и обладающей следующими отличительными признаками:

1. КММ состоит не из отдельных самостоятельных программ, а представляет единый программ-

ный комплекс, размещенный в единственном исполняемом файле.

2. При работе с программой не требуется дополнительного ввода промежуточных исходных данных; весь проект исследования формируется в отдельном файле, который считывается программой при запуске ее на расчет.

3. Иерархичность КММ. Заключается в том, что все основные ее блоки (от верхнего уровня до самого нижнего) находятся в едином вычислительном алгоритме, построенном с использованием единых принципов и подходов к решению поставленной задачи.

Как видно из представленной на рис. 1 блок-схемы, КММ структурно состоит из двух основных математических моделей (ММ):

— ММ СУ, в которой осуществляется расчет внутренних и эффективных тягово-экономических (ТЭХ) и габаритно-массовых (ГМХ) характеристик СУ;

— ММ БЛА, которая, в свою очередь, состоит из ММ летательного аппарата (ЛА) и ММ расчета ЛТХ БЛА.

Разработанная авторами и подробно описанная в [2] ММ СУ является поузловой одномерной моделью частично 2-го уровня сложности (элементы двигателя представлены ММ 0-го и 1-го уровня сложности) [4], подробно описывающей рабочий процесс ГТД в рамках общепринятой теории воздушно-реактивных двигателей [5]. С помощью ММ СУ можно осуществлять инженерные исследования ГТД прямой реакции различных схем, в частности одноконтурных (ТРД) и двухконтурных (ТРДД) турбореактивных двигателей; рассчитывать их скоростные (СХ), высотно-скоростные (ВСХ) и дроссельные (ДХ) характеристики. Наличие модуля расчета ГМХ двигателя в ММ СУ является обязательным для корректной и всесторонней оценки эффективности СУ в системе БЛА.

Необходимо также отметить, что для высотных ГТД, в особенности малоразмерных, важное значение имеет обязательный учет влияния числа Рейнольдса Re на ТЭХ двигателя. Известно, что при уменьшении плотности воздуха и продуктов сгорания (что происходит, например, при увеличении высоты полета) усиливается влияние сил вязкости при обтекании лопаток компрессора и турбины ГТД [6]. В результате увеличиваются гидравлические потери в проточной части двигателя и снижаются КПД его элементов, что приводит к уменьшению тяги P и росту удельного расхода топлива $C_{уд}$. Особенно наглядно это видно на высотной характеристике ТРДД, показанной на рис. 2, когда при высоте полета $H > 11$ км (где температура

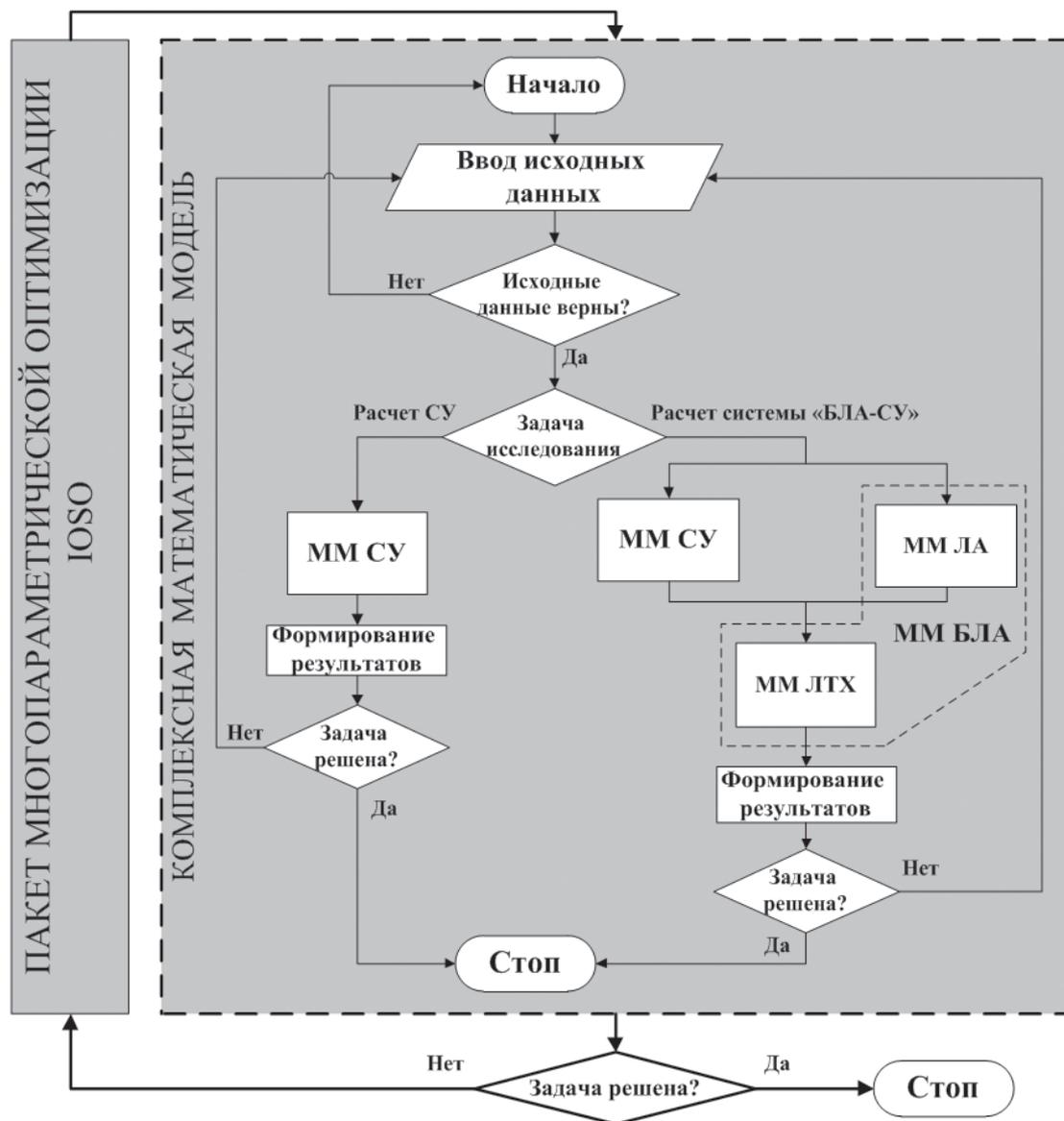


Рис. 1. Блок-схема разработанной КММ системы «БЛА-СУ»

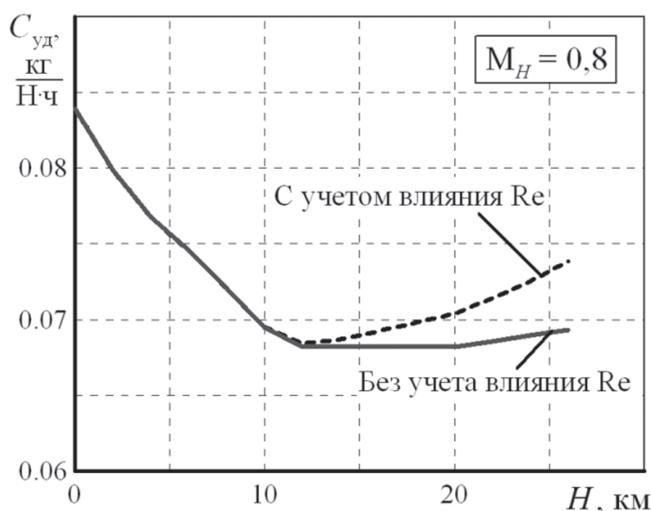


Рис. 2. Влияние числа Рейнольдса на удельный расход топлива ГТД при увеличении высоты полета (режим работы двигателя «Максимал»)

атмосферного воздуха $T_H \approx \text{const}$) значение $C_{уд}$ остается практически постоянным при неучёте влияния Re на параметры рабочего процесса ГТД при его математическом моделировании (сплошная линия). В случае учета влияния Re на КПД каскадов компрессора и турбины (особенно турбины низкого давления — ТНД) удельный расход топлива при увеличении высоты полета возрастает (штриховая линия на рис. 2), т.е. экономичность двигателя ухудшается, что и происходит на практике в реальных ГТД.

В расчетах, выполненных в данной работе, учитывается влияние числа Рейнольдса на характеристики элементов двигателя через поправочные коэффициенты, определенные по экспериментальным обобщениям [6].

Разработанная ММ СУ прошла тщательную проверку на предмет адекватности и достовернос-

ти результатов, полученных с её помощью. Было показано [2], что данная ММ является достаточно точной для проведения различного рода инженерных исследований в области формирования предварительного технического облика авиационных ГТД прямой реакции.

ММ БЛА, блок-схема которой дается на рис. 3, является необходимой частью всей КММ для проведения расчетов по оценке эффективности авиационной СУ в системе ЛА.

В данной ММ можно выделить четыре ключевых блока:

1. Блок расчета (или задания) аэродинамических характеристик (АХ) ЛА. В настоящее время

реализован способ задания АХ путём считывания «внешних» (по отношению к КММ) файлов, содержащих либо зависимости производной коэффициента подъёмной силы по углу атаки C_y^α , коэффициента лобового сопротивления C_x и коэффициента отвала полярны A от числа M_H , либо зависимость коэффициентов подъёмной силы C_y и лобового сопротивления C_x от M_H и угла атаки α (поляря ЛА). В дальнейшем предполагается непосредственно включить в ММ БЛА модуль расчета АХ по одной из известных инженерных методик, например [7]. Рассчитываются или задаются АХ независимо для различных вариантов геометрии БЛА,

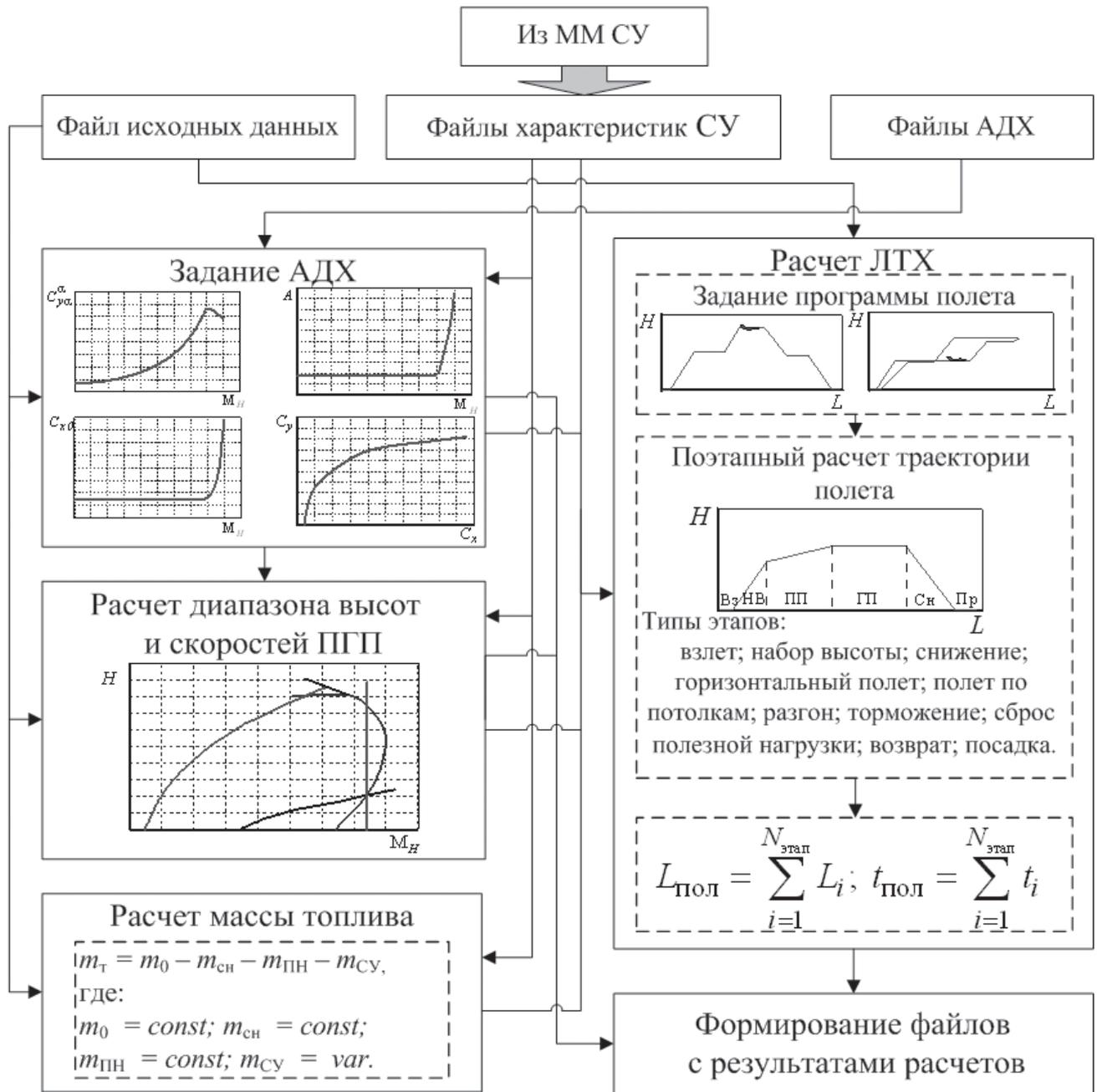


Рис. 3. Блок-схема ММ БЛА

например взлётной, крейсерской или посадочной конфигурации отклонения органов управления и взлетно-посадочной механизации крыла.

2. Блок расчета диапазона высот и скоростей прямолинейного горизонтального полета (ППП), в котором происходит определение линий ограниченной области применения БЛА по минимально- и максимально допустимым скоростям (числам M_H) и максимальной высоте полета (границы статических и динамических потолков). Подробно методика расчета диапазона высот и скоростей ППП описана в [8].

3. Блок расчёта массового баланса БЛА реализован на основе решения уравнения существования ЛА. Здесь укрупненно взлётная масса ЛА представляет собой сумму следующих составляющих:

$$m_0 = m_{сн} + m_T + m_{ПН} + m_{СУ}, \quad (1)$$

где $m_{сн}$ — масса снаряженного ЛА (условно — без учета массы СУ); m_T — масса запаса топлива на борту ЛА; $m_{ПН}$ — масса полезной нагрузки (ПН); $m_{СУ}$ — масса СУ.

В ходе расчетных исследований системы «БЛА-СУ», результаты которых представлены ниже, значения m_0 , $m_{сн}$ и $m_{ПН}$ принимались постоянными, а масса топлива на борту БЛА, выраженная из (1), определялась по формуле

$$m_T = m_0 - m_{сн} - m_{ПН} - m_{СУ}, \quad (2)$$

где масса СУ рассчитывалась в ММ СУ и зависела от параметров рабочего процесса двигателя (степени повышения давления в каскадах компрессора, степени двухконтурности, максимальной температуры газа перед турбиной и др.) и размерности (взлетной тяги) СУ.

4. Блок расчёта ЛТХ БЛА, в котором рассчитываются интегральные параметры полета (дальность и продолжительность полёта, средние часовой $C_{\eta \text{ ср.кр}}$ и километровый $q_{\text{ср.кр}}$ расходы топлива и др.), а также изменение траекторных параметров в процессе полета. При этом расчет ЛТХ БЛА выполняется по участкам полета согласно заданной исследователем программе полета путем интегрирования системы из пяти дифференциальных уравнений первого порядка, описывающих движение центра масс ЛА как материальной точки.

Решение задачи динамики полета ЛА осуществляется в траекторной системе координат (координата x соответствует пройденной дальности L) при известных ВСХ и ДХ СУ, рассчитанных ранее в ММ СУ и хранящихся в памяти ЭВМ, а также при ранее определённых (заданных) АХ БЛА выбранной аэродинамической схемы.

Оптимизационные исследования силовой установки БЛА

Используемый в оптимизационных исследованиях метод оптимизации может быть либо авторским, либо уже известным и хорошо себя зарекомендовавшим при решении подобного рода задач. В описываемых в данной статье исследованиях авторами выбран разработанный в конце 1980-х гг. профессором И.Н. Егоровым *Метод Непрямой статистической оптимизации на основе Самоорганизации* (МНСО) [9]. Уникальные процедуры аппроксимации функций многих переменных, используемые в данном непрямом методе нулевого порядка и основанные на идеях метода группового учета аргументов, позволяют на каждой итерации поиска экстремума определять не только параметры, но и структуру функции аппроксимации, что существенно увеличивает эффективность процесса оптимизации.

Данный метод стал ядром автоматизированного пакета оптимизации IOSO (Indirect Optimization on the base of Self-Organization), разработанного компанией «Сигма-Технология» и предназначенного для проведения условной и безусловной многокритериальной параметрической оптимизации. Высокая эффективность МНСО и пакета IOSO продемонстрированы при решении оптимизационных задач в различных отраслях науки и техники, в том числе в аэрокосмической [10].

Описываемая в данной статье КММ системы «БЛА-СУ» взаимодействует с пакетом оптимизации IOSO следующим образом (рис. 4). «Оптимизатор» автоматически, исходя из стратегии поиска решения, осуществляет независимое изменение выбранных варьируемых внутривдвигательных расчетных параметров (за расчетный принят режим работы двигателя «Максимал» при $H = 0$, $M_H = 0$) и параметров согласования СУ и БЛА, имеющихся в сохраненном ранее исследователем файле проекта, решении для этого варианта задачи и автоматическом считывании пакетом оптимизации из файлов результатов указанных пользователем критериев эффективности и ограничений (при их наличии).

Важным этапом оптимизационных исследований является выбор критериев эффективности (КЭ), которые нужно улучшить для исследуемой (оптимизируемой) системы и по значению которых можно дать адекватную оценку положительной динамики функционирования системы в рамках решения задачи. КЭ могут быть технические, экономические, тактические и др. В рассматриваемой задаче использованы технические КЭ, такие, как дальность $L_{\text{пол}}$ и продолжительность $t_{\text{пол}}$ полёта,

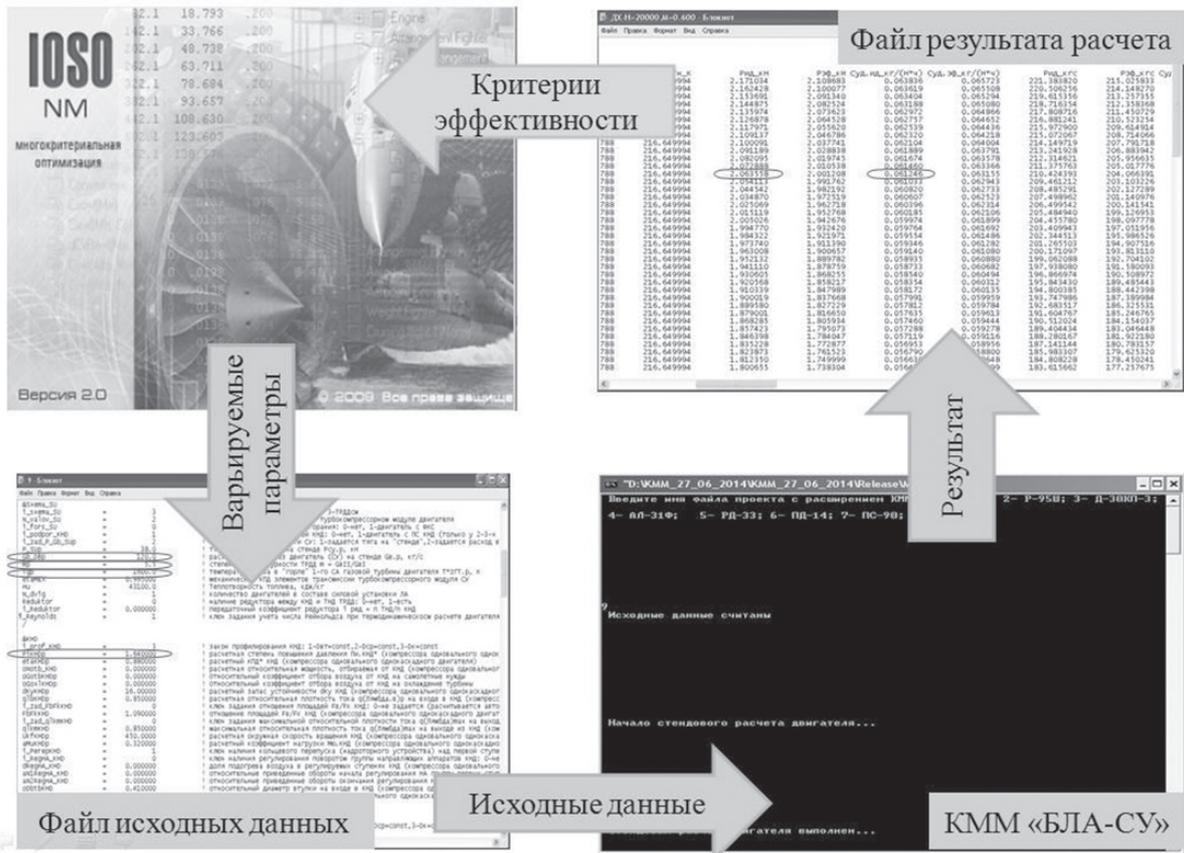


Рис. 4. Взаимодействие пакета IOSO NM и КММ системы «БЛА-СУ»

которые характеризуют эффективность исследуемого БЛА исходя из его предназначения.

Из анализа параметрических исследований по влиянию параметров СУ с ТРДД на ее характеристики и характеристики БЛА, некоторые результаты которых представлены в [2], сформированы:

- **вектор варьируемых переменных СУ** $P_{\text{вар}}^{\text{СУ}}$ на базе двухвального ТРДД:
 - расчетная степень двухконтурности m_p ;
 - расчетная температура газа перед турбиной $T_{\text{г.р}}^*$;
 - расчетная степень повышения давления в компрессоре низкого давления (КНД) $\pi_{\text{кнд.р}}^*$;
 - расчетная степень повышения давления в компрессоре высокого давления (КВД) $\pi_{\text{квд.р}}^*$;
 - расчетная приведенная скорость на выходе из внешнего контура $\lambda_{\text{нр}}$;
- **вектор варьируемых переменных БЛА** $P_{\text{вар}}^{\text{БЛА}}$:
 - взлетная тяговооруженность БЛА μ_0 ;
 - крейсерское число М полета $M_{\text{нкр}}$;

- **вектор ограничиваемых параметров** $P_{\text{огр}}$:
 - максимальная высота полета $H_{\text{пол. макс}}$.
- Для корректного расчета параметров ТРДД была также добавлена одна зависимая варьируемая переменная — относительное количество воздуха, отбираемое от КВД на охлаждение лопаток турбины высокого давления (ТВД):

$$\bar{g}_{\text{отб.КВД охл}} = g_{\text{отб.КВД охл}} / G_{\text{вх.КВД}}$$

Это связано с тем, что при изменении $T_{\text{г.р}}^*$ в процессе оптимизации должно изменяться требуемое количество воздуха для охлаждения лопаток турбины. На рис. 5 показана зависимость $\bar{g}_{\text{отб.КВД охл}} = f(T_{\text{г.р}}^*)$, принятая в данной работе.

Таким образом, вектор независимых варьируемых (оптимизируемых) параметров включает в себя семь параметров $P_{\text{вар}}$ (пять параметров относится к СУ — $P_{\text{вар}}^{\text{СУ}}$, а два параметра — к БЛА — $P_{\text{вар}}^{\text{БЛА}}$), один зависимый варьируемый параметр $P_{\text{зав}}$, относящийся к двигателю, и один ограничиваемый параметр $P_{\text{огр}}$, относящийся к БЛА:

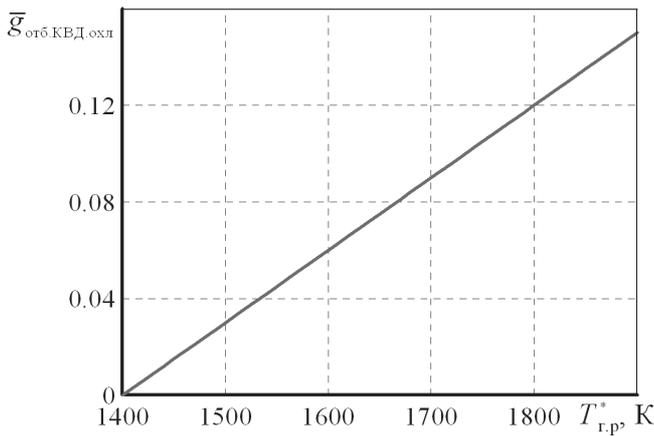


Рис. 5. Зависимость $\bar{g}_{отб.квд.охл} = f(T_{гр}^*)$

$$\begin{aligned}
 P_{вар}^{СУ} &= (m_p, T_{гр}^*, \pi_{кнд\ p}^*, \pi_{квд\ p}^*, \lambda_{II\ p}); \\
 P_{вар}^{БЛА} &= (\mu_0, M_{H\ кр}); \\
 P_{зав} &= (\bar{g}_{отб.квд.охл.}); \\
 P_{огр} &= (H_{пол.макс}).
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

Тогда при условии максимизации значений $L_{пол}$ и $t_{пол}$ формальная запись двухкритериальной многопараметрической задачи оптимизации имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 P_{вар}^{opt} &= \arg \max_{P_i^{opt}} L_{пол}, t_{пол} (P_i^{вар}, P_i^{зав}, P_i^{невар}, P_i^{огр}) \Rightarrow \\
 &\Rightarrow БЛА_{opt}.
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

Далее представлен анализ результатов, полученных в процессе решения поставленной задачи оп-

тимизации (4). На рис. 6 показано полученное Парето-множество оптимальных решений, представляющее собой совокупность проектных точек в координатах $t_{пол} - L_{пол}$, описывающих различные варианты технических обликов системы «БЛА-СУ».

Видно, что произошло существенное повышение как дальности, так и продолжительности полета по сравнению с изначальным «базовым» вариантом, обозначенным точкой «БВ» на рис. 6. Так, первому оптимальному варианту, обозначенному на рис. 6 точкой «ОВ1», соответствует улучшение $L_{пол}$ на 7%, а $t_{пол}$ — на 18,6%. Второму оптимальному варианту, обозначенному на рис. 6 точкой «ОВ2», соответствует улучшение $L_{пол}$ на 13%, а $t_{пол}$ — на 2,3%. Эти два варианта (точки «ОВ1» и «ОВ2») являются предельными по одному из критериев эффективности и характеризуют либо достижение максимально возможного значения $L_{пол}$, либо достижение максимально возможного значения $t_{пол}$. С практической точки зрения возможно (желательно) выбрать компромиссный вариант из Парето-множества решений (обликов системы «БЛА-СУ»). В результате подробного анализа параметров двигателя и ЛТХ БЛА, соответствующих каждой из десяти точек Парето-множества оптимальных вариантов (рис. 6), можно выбрать компромиссный вариант, например, обозначенный точкой «ОВ3», где увеличение $L_{пол}$ по сравнению с базовым вариантом составляет 10,4%, а $t_{пол}$ — 9,3%.

В табл. 2 сведены значения основных параметров двигателя и СУ, ЛТХ и КЭ базового и оптимальных вариантов системы «БЛА-СУ», а также диапазоны варьирования переменных в процессе решения оптимизационной задачи (4).

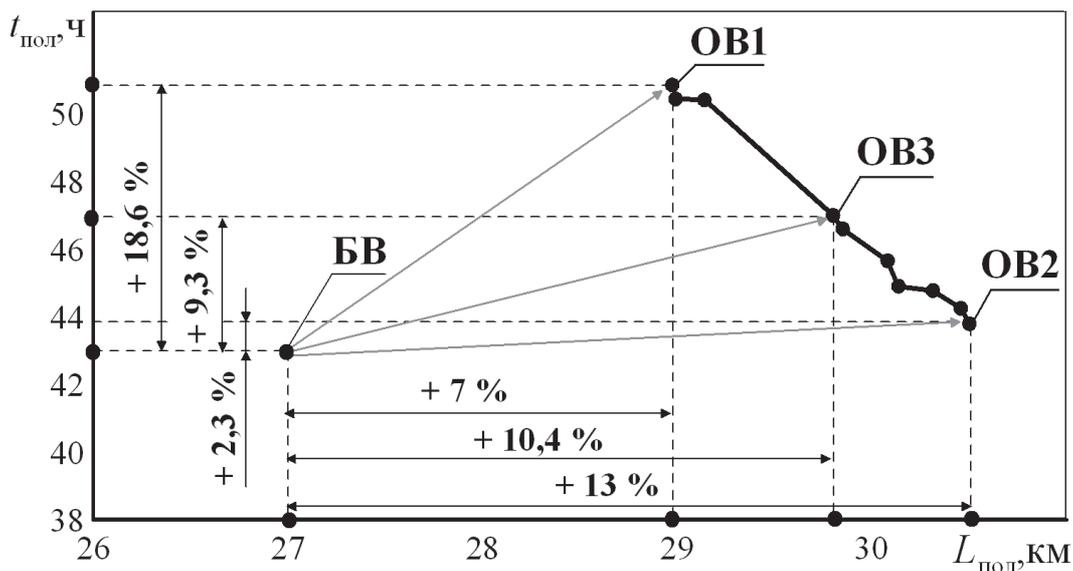


Рис. 6. Парето-множество оптимальных обликов системы «БЛА-СУ» в координатах «дальность полета — продолжительность полета»

Таблица 2

Оптимальные варианты системы «БЛА-СУ»

Параметры		Базовый вариант (БВ)	Диапазон варьирования	Оптимальные варианты				
				ОВ1	ОВ2	ОВ3		
СУ	P_p , кН		39,2	-	29,6	37,0	34,0	
	$P_{уд}$, (Н·с)/кг		350	-	387	418	414	
	$G_{в.р}$, кг/с		112	-	77	88	84	
	1)	m_p	5,0	3-10	5,01	4,30	4,34	
	2)	$T_{г.р}^*$, К	1600	1400-1800	1796	1799	1799	
	3)	λ_{IIp}	0,45	0,3-0,6	0,4565	0,4022	0,4533	
	4)	$\pi_{кнд\ p}^*$	1,7	1,2-4,0	2,09	1,95	2,06	
	5)	$\pi_{квд\ p}^*$	14,0	8-18	15,41	16,51	15,64	
	$\pi_{к\sigma\ p}^*$		23,8	-	32,1	32,2	32,2	
	$\bar{g}_{отб.квд\ охл}$		0,06	-	0,1188	0,1197	0,1195	
	$m_{дв}$, кг		835	-	650	770	715	
	$\gamma_{дв}$, кг/Н		0,0231	-	0,0235	0,0224	0,0222	
	$D_{дв}$, м		0,915	-	0,757	0,827	0,791	
	$C_{уд.кр}$, кг/(Н·ч) ($M_H=0,6$; $H=20$ км)		0,0606	-	0,0584	0,0592	0,0593	
БЛА	6)	μ_0	0,345	0,25-0,5	0,261	0,325	0,305	
	7)	$M_{Hкр}$	0,590	0,4-0,7	0,525	0,668	0,608	
	$q_{ср.кр}$, кг/км		0,194	-	0,190	0,196	0,189	
	$C_{л\ ср.кр}$, кг/ч		120,0	-	108,0	122,6	107,9	
	m_T , кг		5295	-	5505	5375	5430	
	$H_{макс}$, км		21,2	-	20,0	21,5	21,2	
	$L_{кр}$, км		22600	-	14100	27700	23900	
	$\bar{L}_{кр}$, %		84	-	49	91	80	
	КЭ	$L_{пол}$, км		27000	-	28900	30500	29800
		$\Delta L_{пол}$, %		-	-	7,0	13,0	10,4
		$t_{пол}$, ч		43	-	51	44	47
$\Delta t_{пол}$, %		-	-	18,6	2,3	9,3		

В табл. 2 обозначено: P_p — расчетная тяга двигателя; $P_{уд}$ — удельная тяга двигателя ($H = 0$, $M_H = 0$, режим «Максимал»); $G_{в.р}$ — расчетный секундный массовый расход воздуха через двигатель; $\pi_{к\sigma\ p}^*$ — суммарная степень повышения давления в компрессоре; $m_{дв}$ — сухая масса двигателя; $\gamma_{дв}$ — удельная масса двигателя; $D_{дв}$ — максимальный

диаметр двигателя; $C_{уд.кр}$ — крейсерский удельный расход топлива; $H_{макс}$ — максимальная высота полёта; $L_{кр}$ — протяженность крейсерского участка полёта (полет осуществляется «по потолкам», начиная с $H_{кр.нач} = 18$ км); $\bar{L}_{кр}$ — относительная протяженность крейсерского участка полета: $\bar{L}_{кр} = L_{кр}/L_{пол}$; $\Delta L_{пол}$, $\Delta t_{пол}$ — относительные измене-

ния дальности и продолжительности полёта по сравнению с «БВ».

На примере протекания ТЭХ ТРДД проведём сравнительный анализ базового варианта с оптимальными и ответим на вопрос, чем вариант «ОВ3» лучше остальных с точки зрения параметров рабочего процесса двигателя. Так, на рис. 7 показано сравнение СХ базового и оптимальных вариантов ТРДД по значению эффективного удельного расхода топлива $C_{уд.эф}$ и эффективной тяги $P_{эф}$ на крейсерской высоте полёта исследуемого БЛА $H_{кр} = 20$ км.

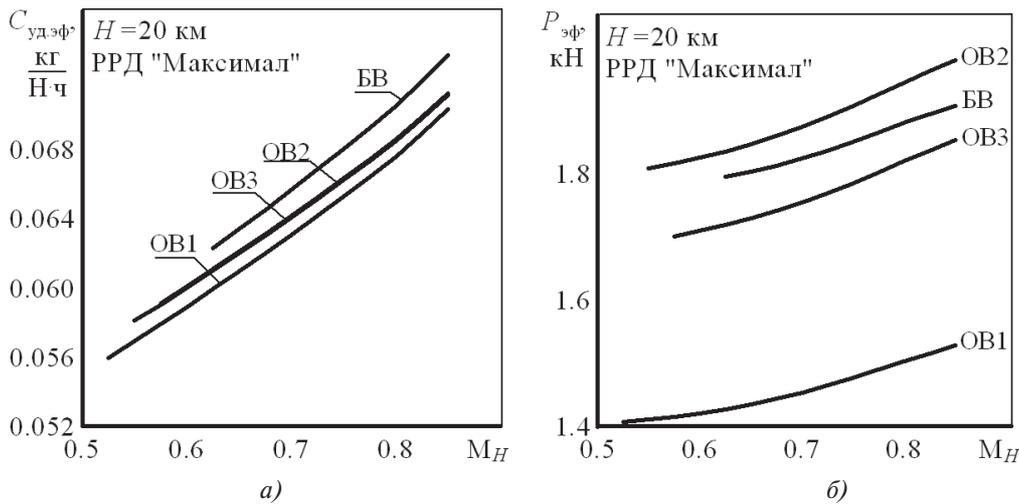


Рис. 7. Сравнение СХ «базового» и трех оптимальных вариантов ТРДД

Характер зависимости $C_{уд.эф} = f(M_H)$ (рис. 7, а) показывает, что наиболее экономичный двигатель соответствует варианту «ОВ1», что обеспечивает максимум продолжительности полёта. Этот же вариант имеет минимальную эффективную тягу при $H = 20$ км (рис. 7, б). Интерес здесь вызывает то, что, несмотря на меньшую, по сравнению с базовым вариантом, взлетную тяговооружённость варианта «ОВ2» (см. табл. 2: $\mu_{ОВ2} = 0,325 < \mu_{БВ} = 0,345$) СУ с ТРДД варианта «ОВ2» имеет бóльшую крейсерскую тягу, что объясняется более высокой его удельной тягой (из-за меньшей степени двухконтурности m_p , более высоких значений $T_{г.р}^*$ и суммарной степени повышения давления $\pi_{к\sigma p}^*$, см. табл. 2).

На рис. 8 показано протекание дроссельных характеристик от режима «Максимал» (точки «М») до режима «Малый газ» (точки «МГ») для условий полёта $M_H = 0,6$; $H = 20$ км. Как видно из рис. 8, варианты «ОВ2» и «ОВ3» имеют близкие значения эффективного удельного расхода топлива $C_{уд.эф.кр}$ при потребной в полете крейсер-

ской тяге $P_{эф.кр} \approx 1,4 \div 1,5$ кН, но вариант «ОВ2» имеет чуть больший запас по тяге по сравнению с «ОВ3» и «ОВ1» (дроссельная характеристика ТРДД смещена вправо), так как тяговооружённость у него выше (см. табл. 1). БЛА с такой СУ имеет самое высокое из рассматриваемых вариантов число $M_H_{кр} \approx 0,67$, за счёт чего он способен пролететь большее расстояние за меньшее время.

Следует также отметить, что базовый вариант имеет наиболее высокий крейсерский удельный расход топлива $C_{уд.эф.кр} \approx 0,0606$ кг/(Н·ч) при $P_{эф.кр} \approx 1,5$ кН, а вариант «ОВ1» — самый низкий —

$C_{уд.эф.кр} \approx 0,0584$ кг/(Н·ч) при потребной для этого варианта БЛА крейсерской тяге $P_{эф.кр} \approx 1,2$ кН. Вариант БЛА «ОВ3», у которого двигатель обеспечи-

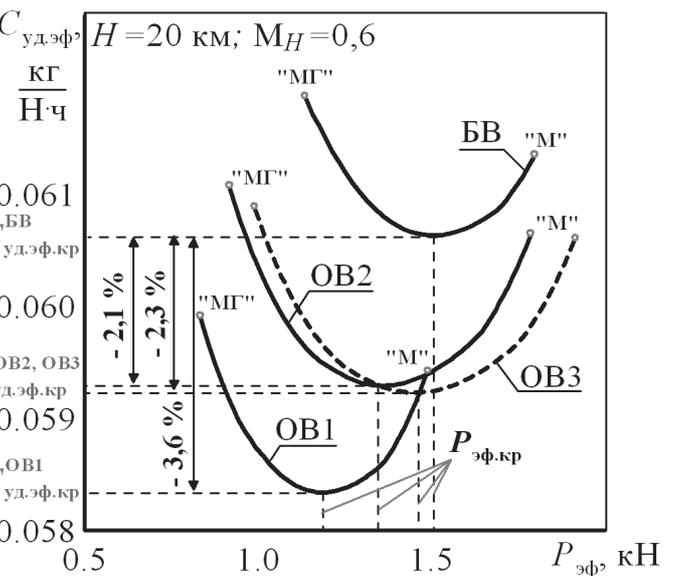


Рис. 8. Сравнение ДХ «базового» и трех оптимальных вариантов ТРДД

меньшую крейсерскую тягу $P_{эф.кр}^{ОВЗ} < P_{эф.кр}^{БВ}$, что определяет его низкое число $M_{H_{кр}}$ и обеспечивает ему полет на чуть меньшее, по сравнению с «БВ», расстояние за более продолжительное время.

На рис. 9 показаны профили полета четырех представленных в табл. 2 вариантов БЛА, полученные путем интегрирования уравнений движения в ММ ЛА. Здесь наглядно видно влияние взлетной тяговооруженности на продолжительность участка разгона-набора высоты (РНВ), что подтверждает необходимость ее оптимизации при выборе облика и параметров СУ, так как она непосредственно влияет на размерность проектируемого двигателя.

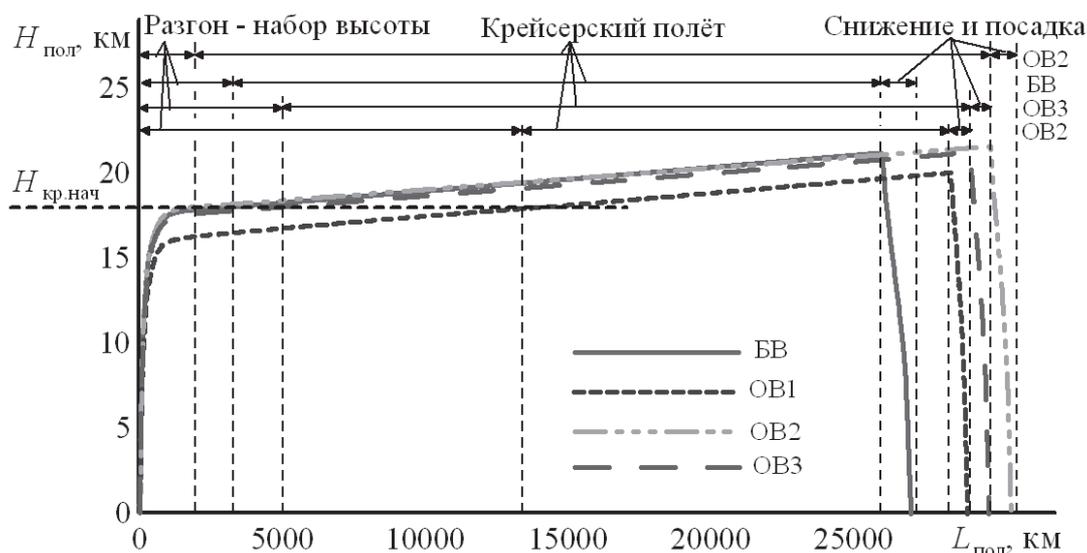


Рис. 9. Сравнение профилей полета «базового» и трех оптимальных вариантов БЛА

Так, например, у оптимального варианта «ОВ1» из-за низкого значения μ_0 происходит «вялый» разгон и набор высоты, в результате чего протяженность крейсерского участка составляет лишь половину ($\bar{L}_{кр} = 49\%$, см. табл. 2) от суммарной дальности полета, включающей в себя протяженность участка РНВ, крейсерского участка и участка снижения и посадки (СП): $L_{пол} = L_{РНВ} + L_{кр} + L_{СП}$. С другой стороны, излишне высокая тяговооруженность будет приводить к более энергичному набору высоты и быстрейшему достижению $L_{кр.нач}$, но в то же время к уменьшению бортового запаса топлива m_f из-за увеличения массы СУ, как это следует из (2).

В дальнейшем авторами работы планируется проведение оптимизационных исследований СУ на примере других схем двигателей, в частности одноконтурных ТРД, а также оценка влияния их программ управления на выбранные критерии эффективности высотного БЛА.

Выводы

По результатам проведенной работы можно сделать следующие выводы:

1. Задача по формированию технического облика современного малоразмерного двигателя для отечественных БЛА является актуальной.
2. Созданная КММ системы «БЛА-СУ» позволяет решать широкий круг инженерных задач при расчете характеристик авиационных двигателей различных схем с учётом их влияния на ЛТХ БЛА.
3. По результатам выполненных оптимизационных исследований получено увеличение дальности полёта на 10,4%, продолжительности на 9,3% по

сравнению с «базовым» (неоптимальным) вариантом системы «БЛА-СУ», оснащенного двухконтурным двигателем.

Библиографический список

1. Догнат и перегнат: 7 российских беспилотников. // Популярная механика (интернет версия). Режим доступа: <http://www.popmech.ru/weapon/14818-dognat-i-peregnat-7-rossiyskikh-bespilotnikov/>, 3.10.2013.
2. 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.
3. Платунов В.С. Методология системных военно-научных исследований авиационных комплексов. — М.: Дельта, 2005. — 344 с.
4. Бутов А.М., Козарев Л.А. Математическое моделирование рабочего процесса авиационных двигателей: Учебное пособие. — М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1993. — 143 с.

5. *Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С.* Теория авиационных двигателей. Ч. 1. — М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2006. — 366 с.
6. *Литвинов Ю.А., Боровик В.О.* Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. — М.: Машиностроение, 1979. — 288 с.
7. *Гриценко Н.А., Икрянников Е.Д.* Расчет аэродинамических характеристик ЛА: Учебное пособие. — М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1994. — 259 с.
8. *Матвиев Г.Я., Свиридов Н.А.* Динамика полета. Расчет летных характеристик самолета: Руководство по выполнению курсовой работы. — М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2004. — 40 с.
9. *Егоров И.Н., Тюленев В.П., Павленко В.Ф.* Методы непрямої статистической оптимизации на основе самоорганизации и их использование в оптимизационных задачах авиационных ГТД. — Деп. ВНИИ-ТИ № 2622-В89, 1989.
10. *Егоров И.Н., Кретинин Г.В., Лещенко И.А., Купцов С.В.* Проблемы многодисциплинарной оптимизации силовых установок перспективных аэрокосмических систем // *Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики.* 2000. № 1. С. 25-31.

ESTIMATION OF THE EFFECTIVENESS OF A POWER PLANT FOR A HIGH-ALTITUDE UNMANNED AERIAL VEHICLE

Zinenkov Yu.V.^{1*}, Lukovnikov A.V.^{2}, Cherkasov A.N.¹**

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

² *Central Institute of Aviation Motors,*

CIAM, 2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia

* e-mail: yura2105@mail.ru

** e-mail: Lukovnikof@mail.ru

Abstract

The task of development of a modern domestic unmanned aerial vehicle (UAV) with a cruising altitude of 18–20 km and characteristics equal to the best foreign prototypes is very important. The requirements relating to such type of UAVs are still not determined not only to the aircraft complex as a whole, but also to its individual systems, and power plant (PP) in particular. Thus, a wide range of urgent issues arise in this area requiring research and working out, including the design of engines of new generation for PP of such kind of UAV.

The authors suggest in this respect a methodology of forming a PP preliminary technical appearance for a high-altitude UAV. It will allow selection and substantiation of rational parameters of the operating procedure, controlling program, scheme of gas turbine engine (GTE) of straight reaction, as well as characteristics of the PP inlet and outlet devices, guaranteeing the achievement of the extreme (best) values of the UAV performance factors.

The key core of this methodology is the integrated mathematical model (IMM) of the technical system “Unmanned aircraft - power plant”, developed by the authors. This IMM is intended for carrying out various exploratory parametric and optimization studies on the formation of technical characteristics of various schemes

of turbojet engines, as well as evaluate PP internal parameters effectiveness and UAV performance criteria, such as, its performance characteristics.

The authors carried out the assessment of adequacy and accuracy of the developed IMM of the “UAV-PP” system by the example, using a number of existing engines and aircrafts. As a result it was concluded that this IMM is accurate enough for conducting various engineering studies concerning the formation of a preliminary technical aspect of the aircraft GTEs of straight reaction. Using the IMM we conducted a series of parametric studies of PP with bypass turbojet engine parameters impact on its characteristics and UAV characteristics

This work formulates and solves optimization problem, consisted in the best PP technical aspect selection by the performance criteria of the UAV - maximum range and duration of the flight. As a result, we obtained Pareto set of optimal solutions, from which a compromise variant of “UAV-PP” system, ensuring the improvement of aircraft performance characteristics as compared to a certain “basic” (non-optimal) variant by flight range of 10.4%, and duration of 9.3 % was obtained.

The practical value of this work consist of the following. Its results can be used by scientific and engineering organizations, engaged in the design of

perspective UAVs and their PPs, as well as by the air force and in industry for validation of the requirements to new patterns of aeronautical engineering, as well as by aircraft engineering institutes to improve the educational process.

Keywords: turbojet engine, thrust and economic characteristics, parametric studies, power plant optimization.

References

1. *Populyarnaya mekhanika*. 2001, available at: <http://www.popmech.ru/weapon/14818-dognat-i-peregnat-7-rossiyskikh-bespiilotnikov/> (accessed 3.10.2013).
2. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Cherkasov A.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no 1, pp. 86-94.
3. Platunov V.S. *Metodologiya sistemnykh voenno-nauchnykh issledovaniy aviatsionnykh kompleksov* (Methodology of system military-scientific research of aviation complexes), Moscow, Del'ta, 2005, 344 p.
4. Butov A.M., Kozarev L.A. *Matematicheskoe modelirovanie rabocheho protsessa aviatsionnykh dvigatelei* (Mathematical modeling of working process in aviation engine), Moscow, VVIA im. N.E. Zhukovskogo, 1993, 143 p.
5. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskij V.N., Polev A.S. *Teorija aviatsionnykh dvigatelej* (Theory of aviation engine), Moscow, VVIA im. N.E. Zhukovskogo, 2006, part 1, 366 p.
6. Litvinov Yu.A., Borovik V.O. *Kharakteristiki i ekspluatatsionnye svoystva aviatsionnykh turboreaktivnykh dvigatelei* (Characteristics and operational properties of aircraft turbojet engines), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 288 p.
7. Gritsenko N.A., Ikryannikov E.D. *Raschet aerodinamicheskikh kharakteristik LA* (Calculation of aerodynamic characteristics of flying vehicles), Moscow, VVIA im. N.E. Zhukovskogo, 1994, 259 p.
8. Matviev G.Ya., Sviridov N.A. *Dinamika poleta. Raschet letnykh kharakteristik samoleta* (Flight dynamics. Calculation of flight characteristics of the aircraft), Moscow, VVIA im. N.E. Zhukovskogo, 2004, 40 p.
9. Egorov I.N., Tyulenev V.P., Pavlenko V.F. *Metody nepryamoi statisticheskoi optimizatsii na osnove samoorganizatsii i ikh ispol'zovanie v optimizatsionnykh zadachakh aviatsionnykh GTD* (Methods of indirect statistical optimization based on self-organization and their implementation in optimization problems of aircraft GTE), VINITI № 2622-V89, 1989.
10. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptsov S.V. *Fundamental'nye i prikladnye problemy kosmonavтики*, 2000, no. 1, pp. 25-31.