

УДК 621.452.322

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДД ВЫСОТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Ю. В. Зиненков¹, А. В. Луковников²

¹yura2105@mail.ru, ²Lukovnikof@mail.ru

¹ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»

²ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова»

Поступила в редакцию 26 сентября 2014 г.

Аннотация. Описывается методический подход к оптимизации технического облика двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) силовой установки (СУ) высотного беспилотного летательного аппарата (БЛА). Приводится описание разработанной авторами математической модели СУ с ТРДД и результаты ее тестирования. Также представлены результаты параметрических и оптимизационных исследований по оценке влияния параметров рабочего процесса и программ управления ТРДД на его тягово-экономические характеристики.

Ключевые слова: двухконтурный турбореактивный двигатель; тягово-экономические характеристики; параметрические исследования; оптимизационные исследования.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время внешнеполитическая ситуация складывается таким образом, что отечественное авиастроение настроено полностью перейти на внутреннее производство авиационной техники и комплектующих. Это, конечно, распространяется и на беспилотные летательные аппараты (БЛА). Министерство обороны и военно-промышленный комплекс России приняли решение отказаться от закупок иностранных БЛА в пользу отечественных производителей.

Сегодня уже существуют беспилотные авиационные комплексы с мини-БЛА и с БЛА ближнего действия и малой дальности полета. Однако производство некоторых из них осуществляется из комплектующих, поставляемых из-за рубежа. В целях дальнейшего развития и расширения сферы применения беспилотников необходимо активизировать НИОКР по созданию отечественных БЛА самолетного и вертолетного типов различной взлетной массы (от 200 кг до 25000 кг) и целевого назначения.

Авторами работы был сделан анализ существующих БЛА и результатов их использования в мирное и военное время, который привел к выводу, что все большее количество стран, вслед за США и Израилем, разрабатывают и принимают на вооружение БЛА с большой про-

должительностью и высотой полета, так как они доказали свою высокую эффективность при выполнении разведывательных и других задач. Россия пока не располагает подобного рода БЛА, поэтому становится актуальной задача наращивания научно-технического задела и проведения концептуальных и обликочных научно-исследовательских работ по высотным БЛА большой продолжительности полета и их силовым установкам (СУ).

1. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СУ

Для проведения поисковых параметрических или оптимизационных исследований необходимо разработать или использовать имеющуюся математическую модель (ММ) исследуемого объекта. Несмотря на то, что в настоящее время существует ряд ММ СУ, авторами работы была разработана собственная ММ СУ, позволяющая производить расчет ее тягово-экономических и удельно-массовых характеристик, а в дальнейшем, при разработке ММ летательного аппарата, и оценку эффективности СУ в системе БЛА.

Созданная ММ имеет блочную структуру (рис. 1) и состоит из двух основных расчетных модулей, обеспечивающих получение значений требуемых параметров двигателя на расчетном (при его «завязке») и нерасчетном режимах его

работы. Все необходимые для выполнения расчета исходные данные записываются в отдельный файл, который считывается ММ СУ после ее запуска на ЭВМ.

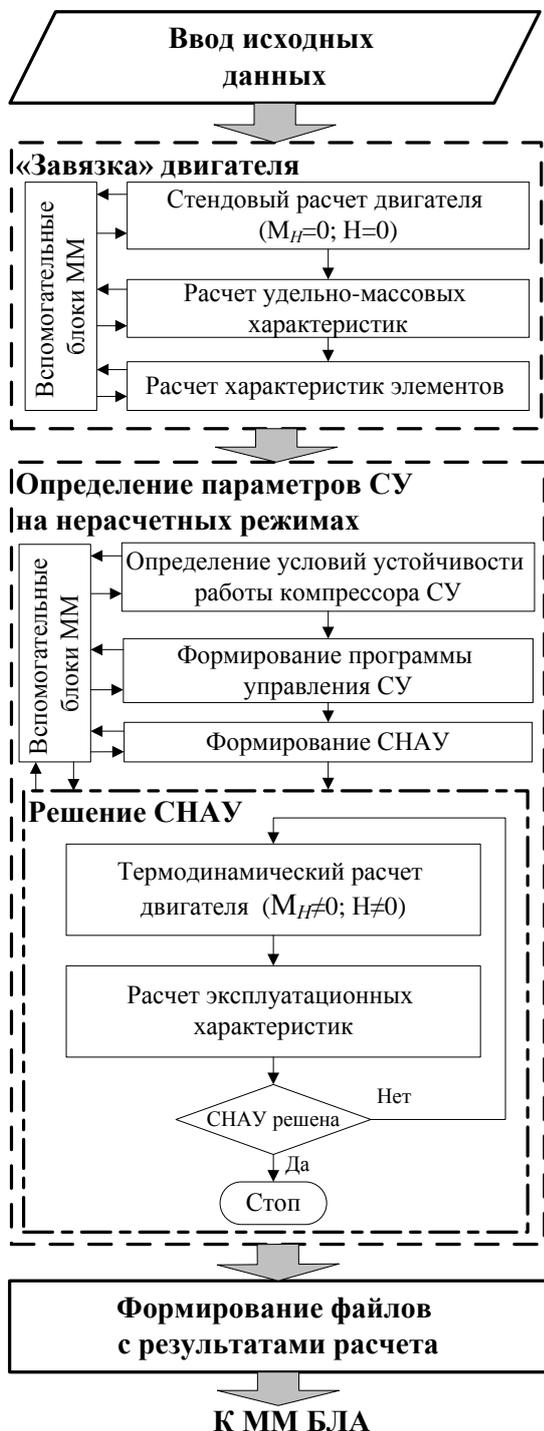


Рис. 1. Блок-схема разработанной ММ СУ

В частности, в этом файле хранятся значения параметров, необходимых для формирования технического облика СУ по всем основным ее элементам: каскадам компрессора и газовой турбины, камерам сгорания (основной и, при

наличии, форсажной), переходным каналам и камере смешения, входным и выходным устройствам и др., а также дополнительные данные для формирования программы управления и расчета высотно-скоростных и удельно-массовых характеристик двигателя в целом.

В процессе расчета характеристик двигателя каждый из двух основных расчетных модулей ММ СУ (см. рис. 1) обращается к ММ отдельных элементов СУ, библиотеке программ для расчета термогазодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания, различных газодинамических функций, параметров стандартной атмосферы и др.

Следует отметить, что отличительной особенностью разработанной авторами ММ является то, что она позволяет рассчитывать характеристики различных типов газотурбинных двигателей (ГТД): одноконтурных (ТРД) и двухконтурных (ТРДД) турбореактивных двигателей (в том числе ТРДД со смешением потоков контуров – ТРДДсм), с форсажной камерой сгорания (ТРДФ и ТРДФ) и без нее, выполненных по одновальнй, двухвальнй и трехвальнй (для ТРДД) схемам.

Термодинамический расчет и «завязка» параметров двигателя в такой «многосхемной» ММ могут быть осуществлены как при заданном расходе воздуха через двигатель $G_{в.р.}$, так и при заданной тяге двигателя P_0 на расчетном (максимальном) режиме работы на земле (высота и число M полета, соответственно, $H = 0$ и $M_H = 0$).

В ММ СУ имеется возможность рассчитывать характеристики регулируемых компрессоров, сверхзвукового входного и выходного устройств. Также можно задавать различные программы управления двигателем (ПУ), например, поддерживающие заданный закон изменения частоты вращения ротора низкого (НД) $n_{нд}$ или высокого (ВД) $n_{вд}$ давления, температуры газа перед турбиной T_g^* и др. В итоге, задача расчета тягово-экономических характеристик СУ сводится к решению системы нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ), описывающих условия совместной работы ее элементов (балансы расходов и мощностей – см. стрелки 1–8 на рис. 2), численным методом Ньютона [1].

На рис. 2 показана расчетная схема ТРДДсм, где обозначены: компрессор низкого давления (КНД), подпорные ступени (ПС), компрессор высокого давления (КВД), основная камера сгорания (ОКС), турбина высокого давления (ТВД), турбина низкого давления (ТНД), камера смешения (КСм), реактивное сопло (РС).

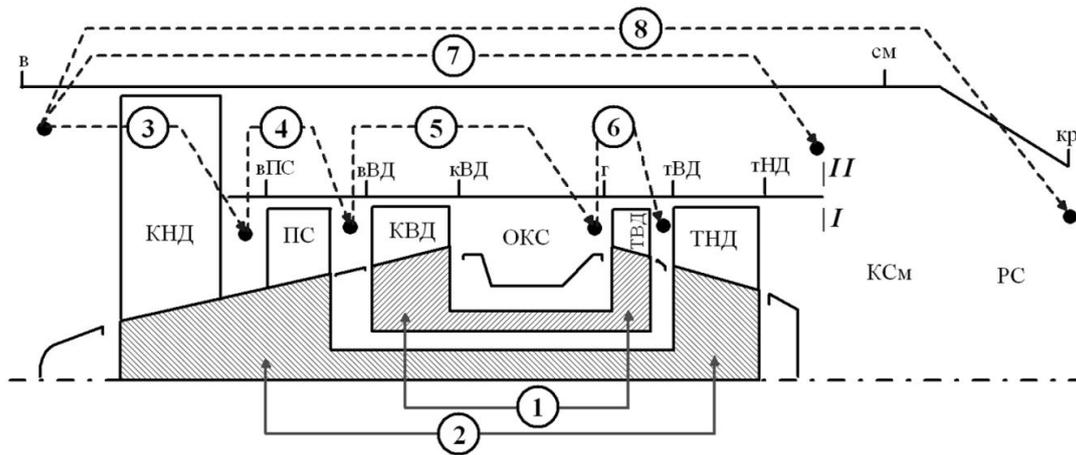


Рис. 2. Расчетная схема ТРДДсм с расходно-механическими связями между его элементами

2. ТЕСТИРОВАНИЕ РАЗРАБОТАННОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СУ

Важным этапом разработки алгоритма любой компьютерной программы расчета является проверка точности и адекватности получаемых с ее помощью результатов. В связи с этим тестирование рассматриваемой в статье ММ проводилось сравнением расчетных параметров, полученных с ее использованием, с характеристиками ряда серийных двигателей, представленными в их технических описаниях.

В качестве примера на рис. 3 показано сопоставление расчетных и паспортных (из технического описания двигателя [2]) скоростных характеристик ТРДД ПС-90А на максимальном режиме его работы при $H = 0$. Видно хорошее их совпадение.

Также для примера на рис. 4 изображены дроссельные характеристики (ДХ) этого же дви-

гателя при $M_H = 0, H = 0$. Здесь также видно, что погрешность в расчете идеальной (внутренней) тяги $P_{ид}$ и удельного расхода топлива $C_{уд}$ двигателя ПС-90А составляет не более 3–4 %.

На основании проведенного тестирования разработанной ММ можно сделать вывод о том, что точность рассчитанных с ее использованием тягово-экономических характеристик является достаточной для проведения поисковых инженерных исследований.

3. ПАРАМЕТРИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СУ

Проведение параметрических исследований перед постановкой и решением задач оптимизации позволяет выяснить физическую сущность «глубинных» взаимосвязей между различными параметрами СУ и оценить их влияние на тягово-экономические и удельно-массовые характеристики.

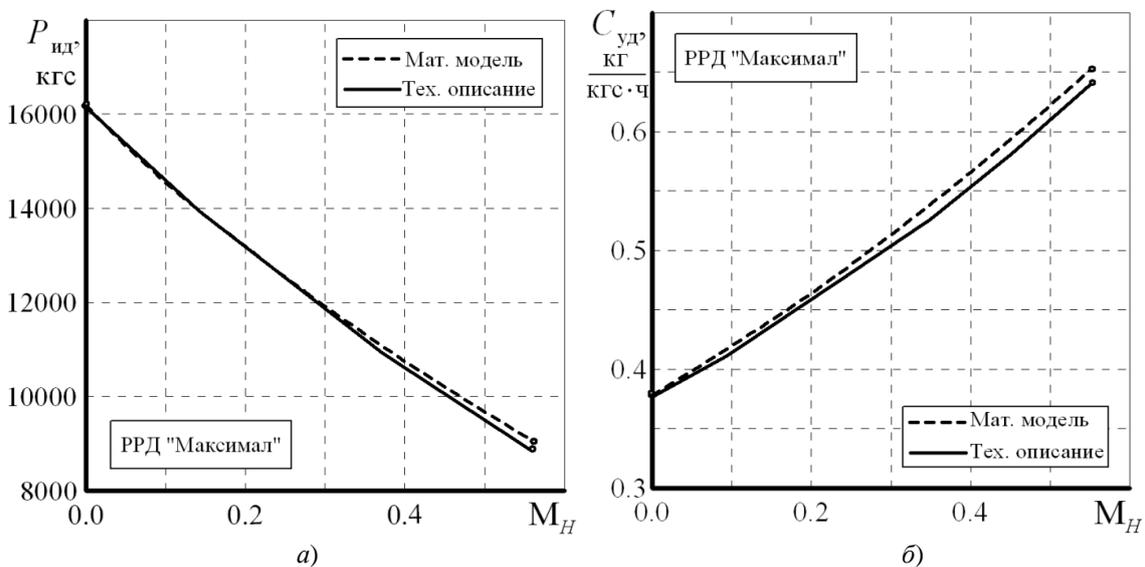


Рис. 3. Скоростные характеристики ТРДД ПС-90А при $H = 0$

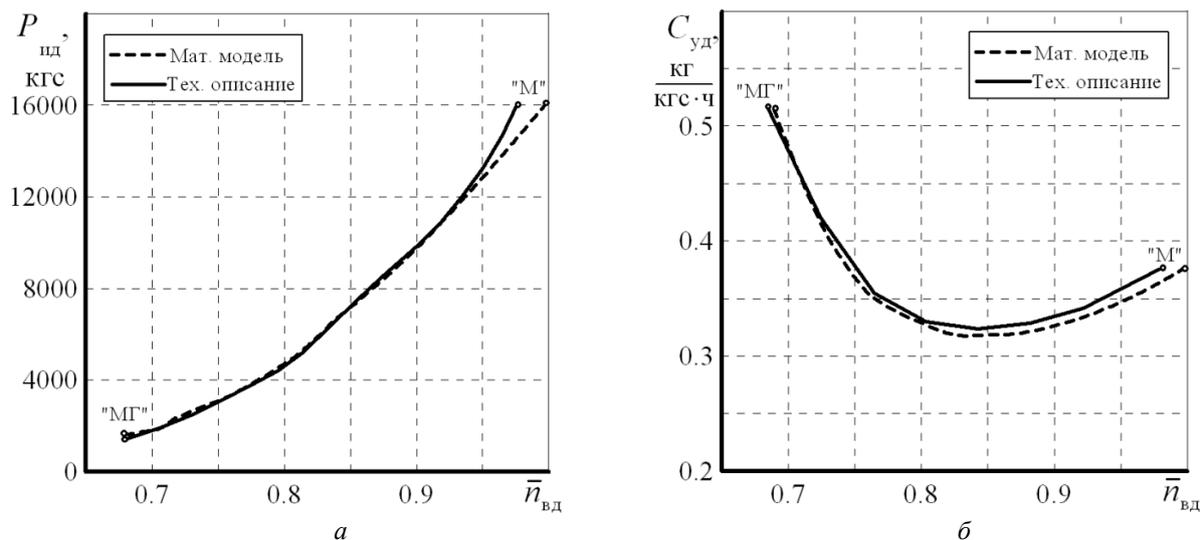


Рис. 4. Дроссельные характеристики ТРДД ПС-90А при $M_H = 0$, $H = 0$

Анализ полученных результатов параметрических исследований позволит сократить вектор возможных варьируемых (оптимизируемых) переменных за счет исключения параметров, не оказывающих существенного влияния на характеристики двигателя.

Параметрические исследования проводились следующим образом. Вначале формировался технический облик некоторого «базового» варианта СУ; исследован двухвальный ТРДДсм, расчетные параметры которого представлены в табл. 1.

Выбор этой схемы двигателя для рассматриваемого высотного БЛА сделан с учетом наиболее выгоднейших областей применения воздушно-реактивных двигателей различных схем и типов [3]. Параметры рабочего процесса ТРДДсм были приняты близкими к параметрам прототипа – высотного двигателя Allison AE3007H фирмы Rolls-Royce, устанавливаемого на БЛА RQ-4 Global Hawk (США).

Далее формировались серии технических обликов, отличающихся от базового варианта (при сохранении расчетного расхода воздуха $G_{в,р} = \text{const}$) значениями одного из следующих

расчетных параметров рабочего процесса ТРДД: степени повышения давления в каскадах компрессора ($\pi_{кнд,р}^*$, $\pi_{пс,р}^*$, $\pi_{квд,р}^*$), степени двухконтурности m_p , температуры газа перед турбиной $T_{г,р}^*$ и др. Также варьировались различные ПУ двигателем. Значения перечисленных расчетных параметров рабочего процесса ТРДДсм последовательно изменялись в некотором диапазоне (при сохранении неизменными других расчетных параметров двигателя), в котором двигатель «завязывался» и рассчитывались его высотно-скоростные (ВСХ) и дроссельные характеристики в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета БЛА.

На рис. 5 показано влияние степени двухконтурности m_p и температуры $T_{г,р}^*$ на ДХ рассматриваемого ТРДДсм. Здесь видно, что влияние расчетной степени двухконтурности m_p на ДХ (рис. 5, а) неоднозначное, т.к. при увеличении m_p снижается скорость истечения из сопла c_c , что приводит к уменьшению выходных потерь, а, следовательно, и $C_{уд}$, т.е. улучшению экономичности двигателя.

Таблица 1

Основные расчетные параметры «базового» варианта ТРДДсм

$G_{в,р} = 120 \text{ кг/с}$	$P_0 = 39,4 \text{ кН}$	$P_{уд} = 328,4 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$	$C_{уд} = 0,038 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$	$T_{г,р}^* = 1600 \text{ К}$	$m_p = 5,5$
$\pi_{кнд,р}^* = 1,64$	$\eta_{кнд,р}^* = 0,85$	$Z_{кнд} = 1$	$\pi_{пс,р}^* = 1,30$	$\eta_{пс,р}^* = 0,88$	$Z_{пс} = 1$
$\pi_{квд,р}^* = 14,0$	$\eta_{квд,р}^* = 0,86$	$Z_{квд} = 11$	$\pi_{твд,р}^* = 4,16$	$\eta_{твд,р}^* = 0,91$	$Z_{твд} = 2$
$\pi_{тнд,р}^* = 3,99$	$\eta_{тнд,р}^* = 0,91$	$Z_{тнд} = 4$	$m_{дв} = 800 \text{ кг}$	$\gamma_{дв} = 0,020 \text{ кг/Н}$	$D_{дв} = 0,95 \text{ м}$
$n_{вд} = \text{const}$	$T_{г,р,макс}^* = 1650 \text{ К}$	$n_{нд,пр,макс} = 1,05 \%$	$n_{нд,макс} = 1,04 \%$	$n_{вд,макс} = 1,04 \%$	$\Delta K_{v,мин} = 12 \%$

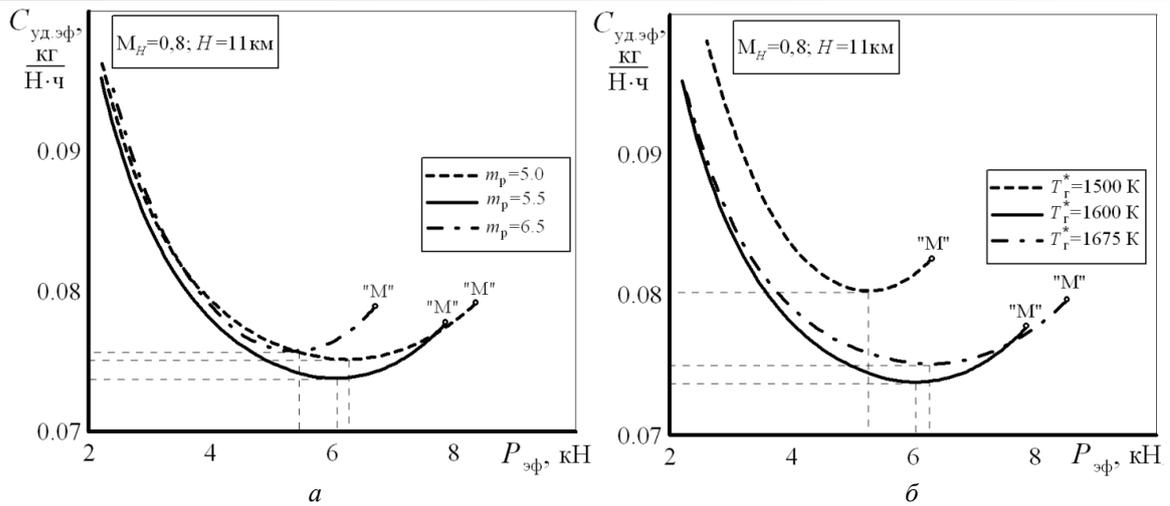


Рис. 5. Влияние m_p и $T_{г.р}^*$ на дроссельные характеристики ТРДДсм

С другой стороны, при увеличении m_p уменьшается удельная тяга $P_{уд}$, что, в свою очередь, приводит к уменьшению абсолютной тяги. Поэтому имеется некоторое оптимальное значение степени двухконтурности ТРДД, которое может быть определено только в системе БЛА по показателям его эффективности, например, продолжительности полета

Аналогичная картина наблюдается при анализе влияния расчетного значения $T_{г.р}^*$ на дроссельные характеристики ТРДДсм, показанные на рис. 5, б.

Следует отметить, что для высотных ГТД, в особенности малоразмерных, важное значение имеет обязательный учет влияния числа Рейнольдса Re на характеристики двигателя. Известно [3], что при уменьшении плотности воздуха и продуктов сгорания (например, при увеличении высоты полета) усиливается влияние сил вязкости при обтекании лопаток компрессора и турбины ГТД. В результате увеличиваются гидравлические потери в проточной части двигателя и снижаются КПД его элементов, а, следовательно, возрастает $C_{уд}$. Особенно наглядно это видно на высотной характеристике ТРДД (при $M_H = 0,8$), показанной на рис. 6, в диапазоне высот полета $H = 11\text{--}20$ км, где температура атмосферного воздуха остается постоянной ($T_H = \text{const}$).

Так, при математическом моделировании рабочего процесса ГТД без учета влияния числа Рейнольдса значение $C_{уд}$ в этом диапазоне высот остается постоянным (сплошная линия на рис. 6). В случае учета влияния Re на КПД каскадов компрессора и турбины (особенно, ТНД) удельный расход топлива при увеличении $H > 11$ км возрастает, что и происходит на практике в реальных двигателях.

В расчетных исследованиях, выполненных в данной работе, учитывается влияние числа Рейнольдса на характеристики элементов двигателя через поправочные коэффициенты, определенные по экспериментальным обобщениям.

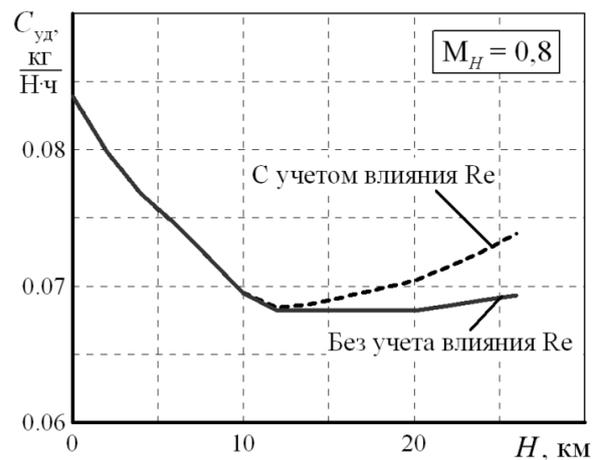


Рис. 6. Влияние числа Рейнольдса на удельный расход топлива ТРДД при увеличении высоты полета

4. ОПТИМИЗАЦИОННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Важным шагом при выполнении оптимизационных исследований является разработка или выбор имеющегося метода оптимизации. Для решения задачи оптимизации использовался программный комплекс IOSO (Indirect Optimization on the base of Self-Organization), предназначенный для проведения условной и безусловной многокритериальной параметрической оптимизации. Ядром этого комплекса является *Метод Непрямой статистической оптимизации на основе СамоОрганизации* (МНСО), разработанный проф. И. Н. Егоровым [4].

Уникальные процедуры аппроксимации функций многих переменных, используемые в данном непрямом методе нулевого порядка и основанные на использовании идей 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. Высокая эффективность метода МНСО и пакета IOSO продемонстрирована при решении оптимизационных задач в различных отраслях науки и техники, в том числе и аэрокосмической [5].

Взаимодействие ММ СУ с пакетом оптимизации IOSO NM (рис. 7) осуществляется следующим образом. Оптимизатор автоматически, исходя из стратегии поиска решения, осуществляет независимое изменение выбранных варьируемых параметров СУ, имеющих 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).

В качестве критерия эффективности (КЭ) был выбран удельный расход топлива ТРДД в условиях крейсерского полета БЛА ($H = 20$ км, $M_H = 0,8$) $C_{уд.кр}^{20/0,8}$, который характеризует экономичность СУ в высотном полете. Из анализа параметрических исследований по влиянию параметров СУ с ТРДД на ее характеристики (см. п. 3), некоторые результаты которых представлены в [6], сформирован **вектор варьируемых переменных** $\Pi_{вар}^{СУ}$:

- расчетный расход воздуха через двигатель $G_{в.р}$, кг/с;
 - расчетная степень повышения давления в КНД $\pi_{кнд.р}^*$;
 - расчетная степень повышения давления в ПС $\pi_{пс.р}^*$;
 - расчетная степень повышения давления в КВД $\pi_{квд.р}^*$;
 - расчетная температура газа перед турбиной $T_{г.р}^*$;
 - расчетная степень двухконтурности m_p ;
 - расчетная приведенная скорость на выходе из внешнего контура $\lambda_{п.р}$,
- и **вектор ограничиваемых параметров** $\Pi_{огр}^{СУ}$:
- расчетная стендовая тяга двигателя $P_{ид.р}$ ($H = 0, M_H = 0$);
 - тяга двигателя в крейсерском режиме полета ($H = 20$ км, $M_H = 0,8$) $P_{ид}^{20/0,8}$.

Таким образом, вектор варьируемых (оптимизируемых) параметров СУ БЛА включает в себя 7 параметров, а вектор варьируемых (ограничиваемых) – 2:

$$\Pi_{вар}^{СУ} = (G_{в.р}^*, \pi_{кнд.р}^*, \pi_{пс.р}^*, \pi_{квд.р}^*, T_{г.р}^*, m_p, \lambda_{п.р});$$

$$\Pi_{огр}^{СУ} = (P_{ид.р}, P_{ид}^{20/0,8}).$$

Тогда при условии минимизации значения $C_{уд.кр}^{20/0,8}$ формальная запись однокритериальной многопараметрической задачи оптимизации параметров двигателя имеет следующий вид:

$$\Pi_{вар}^{opt} = \arg \min_{\Pi_{вар}^{opt}} C_{уд.кр}^{20/0,8} (\Pi_{вар}^{opt}, \Pi_{огр}^{невар}, \Pi_{огр}^{огр}) \Rightarrow СУ_{opt}.$$



Рис. 7. Взаимодействие пакета IOSO NM и ММ СУ

Результаты решения задачи оптимизации «изолированного», т. е. не установленного в СУ БЛА, ТРДД представлены на рис. 8–11 и сведены в табл. 2. Отметим, что оптимальный вариант ТРДД (4-й столбец) получен при количестве обращений к ММ СУ $N_{обр} \sim 3500$.

Выполним анализ параметров рабочего процесса ТРДДсм, полученных в результате оптимизации. На рис. 8, в заданном диапазоне варьирования параметры газогенератора (ГГ) ($\pi_{квд.р}^*$, $T_{г.р}^*$) двигателя и $\pi_{пс.р}^*$ стремились расти, увеличивая степень повышения давления во внутреннем контуре $\pi_{г.р}^* = \pi_{пс.р}^* \pi_{квд.р}^*$ и работу цикла, а $\pi_{кнд.р}^*$ и $\lambda_{п.р}$ при этом снижались, уменьшая, тем самым, потери, связанные с выходной скоростью. В итоге это привело к увеличению тяги двигателя у земли на 11,2 %, а на высоте 20 км при $M_H = 0,8$ – на 1,1 %, а также уменьшению удельного расхода топлива соответственно на 12,6 % и 5,5 % (рис. 9).

На рис. 10 показано сравнение ВСХ базового и оптимального вариантов ТРДД по значению удельного расхода топлива (в диапазоне чисел $M_H = 0,7-0,8$). Для примера взяты высоты полета $H = 18, 20$ и 22 км на максимальном режиме работы двигателя. Здесь отчетливо видно улучшение экономичности оптимального варианта ТРДД по сравнению с исходным («базовым») вариантом.

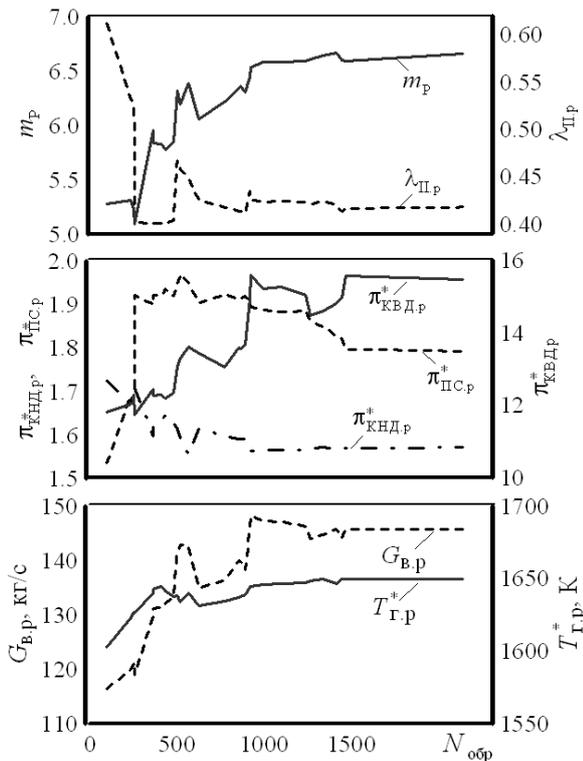


Рис. 8. История изменения варьируемых параметров ТРДД

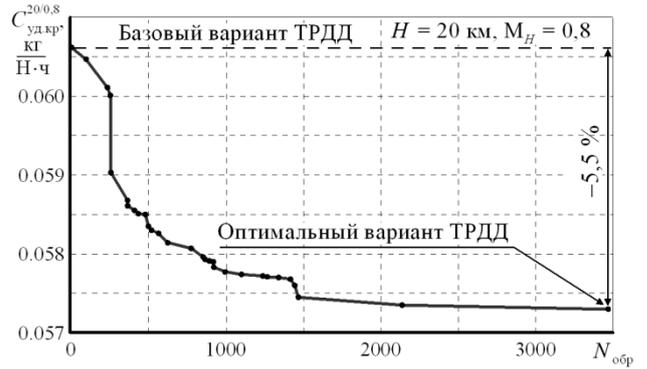


Рис. 9. Улучшение критерия эффективности в процессе оптимизации

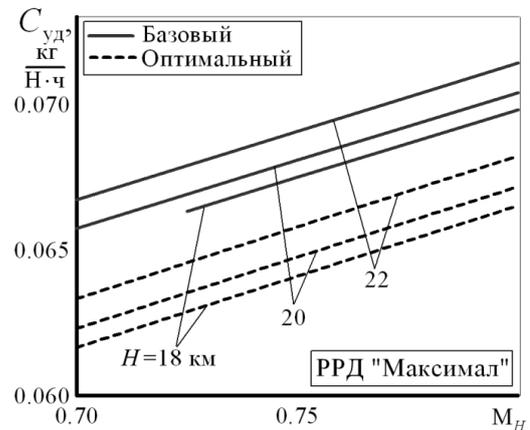


Рис. 10. Сравнение ВСХ «базового» и оптимального вариантов ТРДД

Из сравнения дроссельных характеристик, показанных на рис. 11, видно, что оптимальный вариант ТРДД имеет меньший крейсерский расход топлива, и располагает, при этом, чуть большей тягой. Но на глубоких дроссельных режимах работы двигателя (при $P_{ид} < 0,8$ кН) оптимальный вариант ТРДД начинает уступать «базовому» по экономичности.

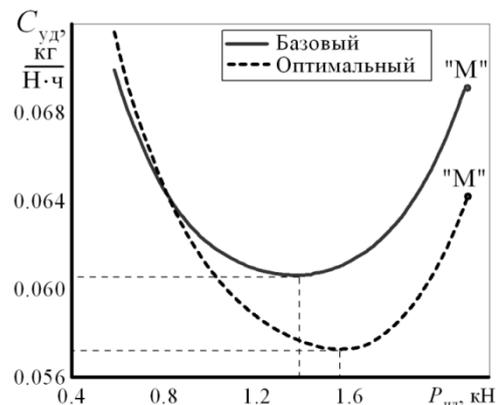


Рис. 11. Сравнение ДХ «базового» и оптимального вариантов ТРДД

Таблица 2

Сравнение параметров «базового» и оптимального вариантов ТРДЦм

Параметры		Базовый вариант	Диапазон варьирования	Оптимальный вариант
Варьируемые параметры	1) $G_{в.р.}$, кг/с	120	100–160	146
	2) m_p	5,50	4–10	6,65
	3) $\pi_{кнд.р.}^*$	1,64	1,1–3,0	1,57
	4) $\pi_{пс.р.}^*$	1,30	1,1–2,0	1,79
	5) $\pi_{квд.р.}^*$	14,0	6–20	15,50
	6) $T_{г.р.}^*$, К	1600	1550–1699	1650
	7) $\lambda_{л.р.}$	0,60	0,2–0,7	0,417
Ограничения	$P_{ид.р.}$, кН	39,2	>39,0	43,6
	$P_{ид}^{20/0,8}$, кН	1,61	>1,60	1,62
$\pi_{*к\sigma}^*$		29,85	–	43,56
$\pi_{т\sigma}$		16,63	–	27,84
Количество ступеней*		1+1+11–2+4	–	1+3+12–2+5
$C_{уд.р.}$, кг/(Н·ч)		0,0378	–	0,0330
$C_{уд.кр}^{20/0,8}$, кг/(Н·ч)		0,0606	–	0,0573

* Количество ступеней в вентиляторе, ПС, КВД, ТВД и ТНД.

Это происходит из-за того, что более высокие параметры цикла приводят к большим потерям внутреннего КПД и более резкому снижению степени повышения давления и расхода воздуха при дросселировании двигателя, что начинает оказывать превалирующее влияние на полный КПД двигателя, ухудшая его экономичность.

В дальнейшем авторами планируется проведение оптимизационных исследований по формированию технического облика СУ на базе ТРДД в системе БЛА по показателям его эффективности. С этой целью в настоящее время осуществляется разработка комплексной ММ системы «БЛА–СУ», куда, помимо рассмотренной в данной статье ММ СУ, войдет ММ БЛА, предназначенная для расчета его летно-технических характеристик.

ВЫВОДЫ

По результатам проведенной работы можно сделать следующие выводы:

1. Задача по созданию высотного двигателя для отечественных БЛА является актуальной. Для ее успешного решения требуется проведение поисковых обликочных исследований и разработка опережающего научно-технического задела.

2. Созданная ММ СУ позволяет решать широкий круг инженерных задач при расчете характеристик авиационных двигателей различных схем, что позволяет значительно снизить временные и стоимостные затраты на раннем этапе проектирования СУ новых БЛА.

3. Тестирование разработанной ММ показало ее хорошую адекватность и достоверность при сопоставлении расчетных и паспортных данных ряда серийных авиационных двигателей.

4. По результатам выполненных параметрических исследований видно, что ряд параметров рабочего процесса ТРДД имеет неоднозначное влияние их на тягу и удельный расход топлива.

5. В результате оптимизации параметров рабочего процесса «изолированного» двухвального ТРДД получено уменьшение его удельного расхода топлива на ~6 % в условиях крейсерского полета БЛА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бугов А. М., Козарев Л. А. Математическое моделирование рабочего процесса авиационных двигателей: учеб. пособие. М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1993. 143 с. [[А. М. Butov, L. A. Kozarev, *Mathematical modeling of working process in aviation engine*, (in Russian). Moscow: VVIA im. N. E. Zhukovskogo, 1993.]]

2. Иноземцев А. А., Коняев Е. А., Медведев В. В., Нерадько А. В., Рясов А. Е. Авиационный двигатель ПС-90А. М.: Либра-К, 2007. 320 с. [[А. А. Inozemcev, E. A. Konjaev, V. V. Medvedev, A. V. Nera'd'ko, A. E. Rjasov, *Aircraft engine PS-90A*, (in Russian). Moscow: Libra-K, 2007.]]

3. Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М., Котовский В. Н., Полев А. С. Теория авиационных двигателей. М.: Изд. ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 2006. Ч. 1. 366 с. [[Yu. N. Nechaev, R. M. Fedorov, V. N. Kotovskij, A. S. Polev, *Theory of aviation engines*, (in Russian). Moscow: VVIA im. N. E. Zhukovskogo, 2006, part 1.]]

4. Егоров И. Н., Тюленев В. П., Павленко В. Ф. Методы непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации и их использование в оптимизационных задачах авиационных ГТД. ВИНТИ № 2622-В89, 1989. [[I. N. Egorov, V. P. Tyulenev, V. F. Pavlenko, *Methods of indi-*

rect statistical optimization based on self-organization and their use in optimization problems of aviation GTE, (in Russian), VINITI, no. 2622-V89, 1989.]]

5. Егоров И. Н., Кретинин Г. В., Лещенко И. А., Курцов С. В. Проблемы multidисциплинарной оптимизации силовых установок перспективных аэрокосмических систем // *Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики*. 2000. № 1. С. 11–19. [[I. N. Egorov, G. V. Kretinin, I. A. Leshhenko, S. V. Kurcov, "Problems of multidisciplinary optimization of power plants of perspective aerospace systems," (in Russian), in *Fundamental'nye i prikladnye problemy kosmonavtiki*, no. 1, pp. 11-19, 2000.]]

6. Зиненков Ю. В., Луковников А. В., Черкасов А. Н. Формирование технического облика силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // *Вестник МАИ*. 2014. Т. 21, № 1. С. 86–94. [[Y. V. Zinenkov, A. V. Lukovnikov, A. V. Cherkasov, "Technical shape formation of power plant of high-altitude unmanned aerial vehicle," (in Russian), *Vestnik MAI*, vol. 21, no. 1, pp. 86-94, 2014.]]

ОБ АВТОРАХ

ЗИНЕНКОВ ЮРИЙ Владимирович, адъюнкт каф. авиац. двигателей. Дипл. инж. (ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2011). Готовит дис. о математическом моделировании рабочего процесса ТРДД и методике формирования оптимального облика и оценки его эффективности в составе силовой установки беспилотного летательного аппарата.

ЛУКОВНИКОВ Александр Валерьевич, нач. отдела оценки эффективности применения двигателей на летательных аппаратах (отдел силовых установок). Дипл. инж.-мех. по эксплуатации ЛА и авиац. двигателей (ИВВАИУ, 1995), инж.-иссл. (ВВИА, 1997). Д-р техн. наук по тепл. двиг. ЛА (ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 2009), доцент. Иссл. в обл. формирования облика и оценки эффективности силовых установок ЛА различного назначения.

METADATA

Title: Optimization of the working process parameters of a turbofan engine of high-altitude unmanned aerial vehicle.

Authors: Y. V. Zinenkov¹, A. V. Lukovnikov².

Affiliation: Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named Prof. N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin"; Central Institute of Aviation Motors named P. I. Baranov.

Email: ¹yura2105@mail.ru, Lukovnikof@mail.ru.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 19, no. 1 (67), pp. 13-21, 2015. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article describes the methodical approach to optimize the technical appearance of a turbofan engine of a power plant of high-altitude unmanned aerial vehicle (UAV). Presented the description of the authors' mathematical model of the power plant with a turbofan engines and the results of its testing. Also presented the results of parametric and optimization studies to assess the effect of the working process parameters and the engine control programs on its thrust-economic characteristics.

Keywords: turbofan engine; characteristics; parametric studies; optimization studies.

About authors:

ZINENKOV, Youri Vlademirovich, Graduate student, Dept. of Aircraft engines. Dipl. Mech. Eng. (VVA, 2011).

LUKOVNIKOV, Alexander Valeryevich, Chief of Department of Engine and Aircraft Evaluation. Dipl. Mech. Eng. (IVVAEU, 1995), Dipl. Eng- researcher (VVEA, 1997), Dr. of Tech. Sci. (VVEA, 2009).