

ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ФОРМИРОВАНИЮ ОПТИМАЛЬНОГО ОБЛИКА ТУРБОПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ В СОСТАВЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО САМОЛЁТА

Фокин Д.Б. *, Селиванов О.Д. **, Эзрохи Ю.А. ***

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

** e-mail: fokin85@ciam.ru*

*** e-mail: selivanov@ciam.ru*

**** e-mail: 30105@ciam.ru*

Представлены результаты исследований по формированию оптимального облика силовой установки (СУ) на основе турбопрямоточного двигателя (ТПД) с тандемным расположением контуров для перспективного высокоскоростного самолета (ВС). Изложена структура основных блоков, входящих в программно-вычислительный комплекс (ПВК), используемый при расчете характеристик ВС, а также проведено тестирование разработанного блока многокритериальной многофакторной оптимизации проектных параметров СУ с ТПД в составе ВС на примере семипараметрической трехкритериальной задачи, целевыми функциями которой являлись до- и сверхзвуковые дальности полета на оптимальной высоте и потребная для прерванного-продолженного взлета длина взлетно-посадочной полосы (ВПП). Представлена процедура проведения оптимизационных исследований, направленных на формирование оптимального облика СУ, которая включает: подготовку исходных данных, параметрические исследования, оптимизацию, постоптимизационный анализ и выдачу рекомендаций. С использованием аппарата нечетких множеств и «функций оптативности» из полученного в результате оптимизации набора Парето-оптимальных решений отобраны варианты самолетов, имеющие наиболее высокий уровень привлекательности.

Ключевые слова: высокоскоростной самолет, турбопрямоточный двигатель, математическое моделирование двигателя, оптимизация параметров силовой установки, летно-технические характеристики, аппарат нечетких множеств.

В последние годы во многих странах значительно возрос интерес к разработке и применению высокоскоростных самолетов как военного, так и гражданского назначения.

Еще в конце 2013 года появилась информация о разработке американской фирмой Lockheed Martin гиперзвукового беспилотного самолета-разведчика SR-72 [1], который должен прийти на смену своему предшественнику SR-71, совершившему последний полет в 1998 году. Сообщается, что главным отличием самолета станет совершенно новый двигатель, который будет сочетать в себе как газотурбинную часть, так и прямоточный контур. Предполагается, что благодаря такому двигателю самолет сможет совершать полеты на скорости, соответствующей $M = 6$, что в два раза превышает максимальную скорость его предшественника [2]. Завершение разработки SR-72 планируется в 2020-х годах, а начало использования возможно в 2030-х.

Подобные исследования по наращиванию скорости полета военных самолетов ведутся и в России. В этой связи представляется интересной возможность создания новейшего российского истребителя-перехватчика МиГ-41, разрабатываемого на основе МиГ-31, скорость которого должна превышать $M = 4$ [3], либо ударного ВС типа советского разведчика-бомбардировщика Т-4 и американского стратегического бомбардировщика XB-70 «Валькирия» с максимальной скоростью полета $M \approx 3$.

Стремительно растет интерес к освоению сверхзвуковых скоростей и гражданской авиацией. В Европе, России, США и Японии проводятся конструкторские работы, результатом которых может стать выход на рынок сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) нового поколения.

Активно ведутся проекты Aeron AS2 и QueSST (США), Boom (Европа), D-SEND 2 (Япония) и др., связанные с созданием СПС второго поколения [4].

Исследования высокоскоростных самолетов в России, в том числе в формате международной кооперации, также являются одним из приоритетных направлений. Примерами такого сотрудничества могут служить проекты HISAC и RUMBLE [5].

Несмотря на то, что в большинстве из них рассматриваются сравнительно невысокие сверхзвуковые скорости полета ($M_{кр} < 2$), известны и более амбициозные планы по созданию высокоскоростного пассажирского самолета.

Одной из таких программ является проект Skylon сверхзвукового летательного аппарата (ЛА) с $M_{кр} = 5$, рассчитанного на 300 пассажиров, разрабатываемый британской аэрокосмической компанией Reaction Engines Limited и представляющий собой в определенной степени гибрид самолета и ракеты [4].

Предполагается, что CV Skylon будет состоять из двух реактивных двигателей SABRE, работающих на жидком водороде, имеющих предварительное охлаждение воздуха на входе и оснащенных вспомогательными прямоточными камерами сгорания.

Проблема формирования оптимального облика силовой установки высокоскоростного самолета неразрывно связана с разработкой и применением математических моделей различного уровня сложности, описывающих рабочий процесс в элементах силовой установки (воздухозаборнике, двигателе, выходном устройстве) и их массово-габаритные характеристики, вопросы компоновки СУ в составе ЛА, а также летно-технические характеристики (ЛТХ) всего авиационного комплекса с учетом возможных профилей полета во всем диапазоне его эксплуатационных режимов.

Разработка математических моделей составных частей силовой установки ЛА проводится как в нашей стране, так и за рубежом. В России к наиболее распространенным можно отнести методы, применяемые в ЦИАМ им. П.И. Баранова, Казанском авиационном институте, Уфимском государственном авиационном техническом университете, НПО «Сатурн» и других организациях [6–8]. Все эти разработки основываются на близких методических подходах, различаются, в основном, особенностями интерфейса и в определенном смысле дополняют друг друга.

Среди работ зарубежных авторов следует отметить математические модели и программные комплексы GasTurb (Технический университет Мюнхена, Германия), GECAT — Graphical Engine Cycle Analysis (США), JGTS — The Java Gas Turbine Simulator (США) и др. [9–11].

Все эти математические модели позволяют оценивать так называемые «внутренние» характери-

сти авиационных ГТД различных схем, а с учетом интеграции этих математических моделей с моделями элементов силовой установки (воздухозаборника и выходного устройства) и летательного аппарата — эффективные характеристики силовых установок в составе самолета с последующей оценкой его ЛТХ.

К таким комплексам, разработанным в нашей стране, прежде всего следует отнести подсистему «Аппарат-Д», созданную в ЦИАМ, систему автоматизированного формирования авиационных комплексов САФАК 30 ЦНИИ МО РФ, инструментально-программный комплекс «Самолет-Двигатель» ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, а также комплексную программу инженерных расчетов (КПИР) ОКБ Сухого [12, 13]. Из зарубежных аналогов можно выделить комплекс программ моделирования силовых установок NPSS — Numerical Propulsion System Simulation (Исследовательский центр Гленна), а также программу расчета ЛТХ самолета APP — Aircraft Performance Program (ALR Aerospace Project Development Group, Zurich) [14, 15].

В данной статье представлена процедура проведения оптимизационных исследований, направленных на формирование оптимального облика комбинированной силовой установки (КСУ) с ТПД для перспективного сверхзвукового ЛА с максимальной повышенной сверхзвуковой скоростью. В дальнейшем эта процедура позволит сделать выбор проектных параметров двигателя и ВС различного применения более обоснованным.

Постановка задачи исследования

В СУ перспективного ВС, рассчитанного на большие скорости полета ($M > 3$), могут быть эффективно использованы как высокотемпературные турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажной камерой и смешением потоков двух контуров (ТРДДФ), так и комбинированные ТПД, имеющие, помимо контура ТРДДФ, дополнительный прямоточный контур. Возможность выбора того или иного варианта схемно-технического облика силовой установки определяется как областью применения летательного аппарата, так и будущим прогрессом в материалах и технологиях. В данной статье представлены методика и результаты поиска оптимального облика СУ, имеющей в своем составе ТПД с тандемным (коаксиальным) расположением контуров, когда форсажная камера (ФК) одновременно обеспечивает работу как турбореактивного, так и прямоточного контура (рис. 1) [16, 17]. В качестве апробации разработанной методики приведено решение конкретной задачи по вы-

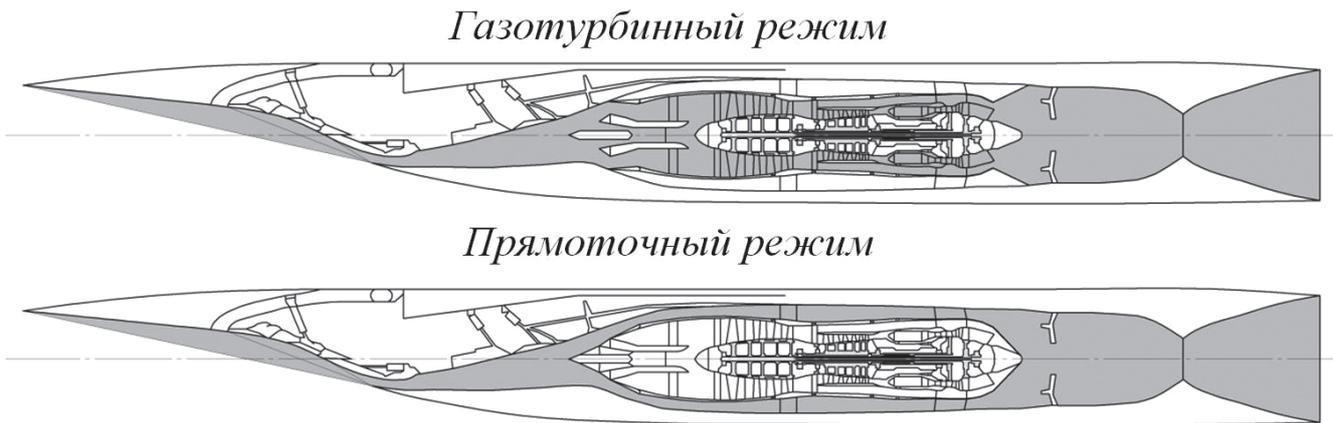


Рис. 1. Схема ТПД с тандемным расположением контуров

бору проектных параметров двигателя и параметров «завязки» ВС.

В математической постановке решалась задача многофакторной многокритериальной оптимизации, где в качестве оптимизируемых параметров рассматривались:

- параметры «завязки» ВС: тяговооруженность самолета R_0/G_0 , определенная по взлетной тяге R_0 , и удельная нагрузка на его крыло $G_0/S_{кр}$ при фиксированном значении взлетной массы G_0 ;

- основные параметры рабочего процесса двигателя на взлетном режиме: температура газа в критическом сечении соплового аппарата турбины высокого давления (СА ТВД) $T_{г0}^*$, степень двухконтурности m_0 и суммарная степень повышения давления $\pi_{к\Sigma 0}^*$;

- площадь входа в воздухозаборник $F_{вх}$, определяющая, в основном, тяговые возможности СУ на прямоточном режиме;

- число Маха переключения с турбореактивного режима работы двигателя на прямоточный $M_{перекл}$.

Принятые диапазоны варьирования указанных факторов приведены в табл. 1.

В основу базового варианта рассматриваемой СУ положен ТРДДФ с тягой $R_0 \approx 15000$ кгс и уровнем параметров эффективности узлов, соответствующих поколению 4+. При этом принималось, что предельное значение числа Маха при работе турбореактивного контура ограничено величиной $M_{перекл} = 2,5$, а далее двигатель переходит на прямоточный режим работы (рис. 1).

В качестве трех выбранных критериев при определении оптимальных параметров рассматриваемой СУ были взяты значения суммарной дальности полета по двум различным траекториям, включающим участки разгона-набора высоты до точки крейсерования и крейсерского сверхзвукового ($M = 4$) или дозвукового ($M = 0,9$) полета на оптимальной высоте, а также длины ВПП, потребной для прерванного-продолженного взлета в случае отказа двигателя.

Необходимо отметить, что в данной работе исследуется лишь неотъемлемый для всех типов высокоскоростных летательных аппаратов набор из

Таблица 1

Диапазоны варьирования проектных параметров двигателя и самолета

Объект	Параметр	Обозначение	Диапазоны варьирования
Силовая установка	Тяга двигателя, кгс	R_0	14000—16000
	Температура газа в критическом сечении СА ТВД, К	$T_{г0}^*$	1700—1800
	Степень двухконтурности	m_0	0,4—0,6
	Суммарная степень повышения давления	$\pi_{к\Sigma 0}^*$	25—30
	Площадь входа в воздухозаборник, см ²	$F_{вх}$	4000—7000
Самолет	Площадь крыла, м ²	$S_{кр}$	150—250
Число Маха переключения		$M_{перекл}$	2,0—2,5

числа критериев. Анализ других важных требований, предъявляемых к ВС в зависимости от их назначения (военного или гражданского), таких как разгонные, маневренные, экологические, акустические и другие характеристики, для каждого отдельного случая применения будет проведен на последующих этапах данной работы.

Включение в число критериев дозвуковой дальности обусловлено тем обстоятельством, что крейсерский полет на дозвуковой скорости является составной частью типового профиля полета любого высокоскоростного самолета. Для ЛА военного применения данный режим необходим для осуществления перегона с одного аэродрома на другой либо крейсерования в точке сброса боевой нагрузки. Переход на дозвуковой полет у пассажирских ВС может производиться над густонаселенными территориями во избежание воздействия звуково-

го удара, а также для продолжения полета в случае отказа одного из двигателей.

Еще одним важным критерием для ВС является длина ВПП, так как самолёт со сверхзвуковой аэродинамической компоновкой с трудом может обеспечить приемлемые взлетно-посадочные характеристики, характерные для самолетов традиционного класса.

Описание программного комплекса «СУ+ВС»

Для решения задачи нахождения оптимального облика СУ с ТПД для ВС был использован разработанный в ЦИАМ комплекс математических моделей двигателей (ММД), который предназначен прежде всего для оптимизации параметров и законов регулирования двигателя и других элементов СУ в системе ЛА. Упрощенная блок-схема комплекса, показывающая наиболее существенные взаимосвязи, приведена на рис. 2.

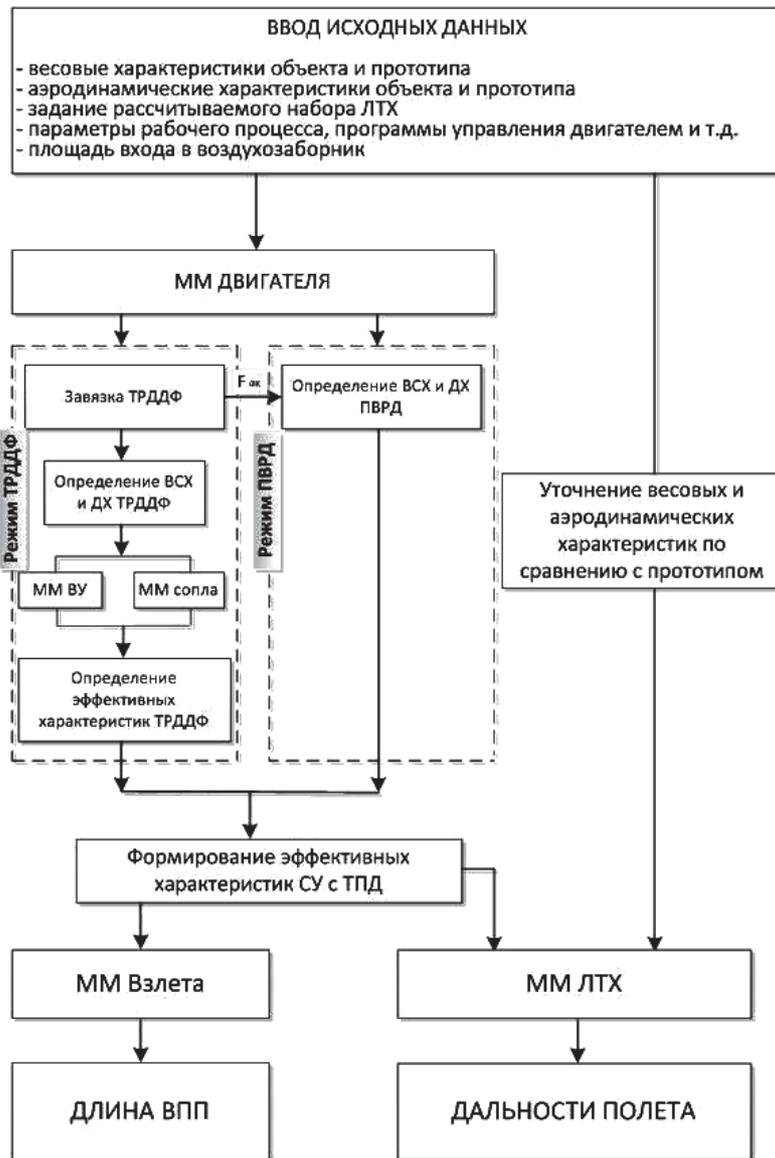


Рис. 2. Блок-схема расчета ЛТХ ВС

В качестве исходной информации в программу вводятся:

- коэффициенты влияния для пересчета указанных характеристик базового варианта при изменении варьируемых факторов;
- варьируемые значения параметров рабочего процесса двигателя, площадей входа в воздухозаборник и крыла ($F_{вх}$ и $S_{кр}$ соответственно);
- характеристики воздухозаборника и сопла.

После ввода исходной информации программа обращается к ММД, состоящей из блоков расчета его характеристик на режиме ТРДДФ и ПВРД, где определяются массивы соответствующих высотно-скоростных и дроссельных характеристик. Далее, с помощью математических моделей (ММ) входного и выходного устройств определяются эффективные характеристики СУ, учитывающие дополнительные потери в воздухозаборнике и сопле, включая потери, возникающие из-за недорасширения потока вследствие ограничения площади среза сопла.

После уточнения весовых и аэродинамических характеристик по сравнению с базовым вариантом по специализированным ММ ЛТХ и взлета определяются дальности и потребные длины ВПП соответственно.

Математическая модель ТПД

Для определения высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателя для базового варианта ВС использовалась ММ комбинированного двигателя, состоящего из ТРДДФ, параметры которого на взлетном режиме были приняты близкими к параметрам двигателя поколения 4+, а также дополнительного прямооточного контура, включающегося на больших сверхзвуковых скоростях полета ($M = 2.5$), где наблюдается заметное снижение эффективности ТРДДФ.

Для проведения расчетов высотно-скоростных и дроссельных характеристик такого комбинированного ТПД на базе известных и общепринятых подходов [18] был доработан комплекс математических моделей газотурбинных двигателей (ГТД) различных схем [18, 19].

Расчет параметров двигателя до скорости полета, меньшей или равной скорости «переключения» $M_{перекл}$ рассматриваемого комбинированного ТПД, проводился как для обычного ТРДДФ. При скорости полета, равной скорости «переключения», задавалась площадь входа в воздухозаборник (которая в дальнейшем считалась неизменной), определяющая расход воздуха на входе в двигатель.

При скорости полета, большей скорости «переключения» ($M > M_{перекл}$), считалось, что воздух с параметрами набегающего потока по каналу третьего контура (с некоторыми потерями полного давления) поступает в форсажную камеру сгорания, причем расход этого воздуха и площадь критического сечения реактивного сопла определялись из условия совместной работы двигателя и воздухозаборника с заданным значением коэффициента расхода $\phi_{вх} \approx 1$, расход топлива — из условия поддержания заданного значения коэффициента избытка воздуха $\alpha_{фк}$. Тяга реактивного сопла рассчитывается из условия полного в нем расширения до атмосферного давления, соответствующего высоте полета, с учетом ограничения по площади среза; в случае наступления этого ограничения истечение считается с недорасширением.

Результаты «увязки» параметров двигателя которого выбранного варианта самолёта на взлетном режиме представлены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры завязки базового двигателя для ВС

Взлетная тяга R_0 , кгс	15000
Суммарная степень повышения давления $\pi_{к\Sigma 0}^*$	27
Температура газа в критическом сечении СА ТВД на взлетном режиме $T_{г0}^*$, К	1700
Максимальная температура газа в критическом сечении СА ТВД $T_{гmax}^*$, К	1800
Степень двухконтурности m_0	0.5
Расход воздуха $G_{в0}$, кг/с	120
Приведенная скорость в «холодном» сечении ФК λ_x	0,15
Приведенная скорость в «горячем» сечении ФК $\lambda_{гmax}$	0,45
Площадь входа во ВУ $F_{вх}^*$, см ²	5500
Число Маха переключения с режима ТРДДФ на ПВРД $M_{перекл}$	2,5

Воздухозаборник и сопло

При оценке эффективных характеристик СУ, с помощью которых рассчитываются ЛТХ самолета, необходимо учитывать потери во входном и выходном устройствах.

Принятое изменение коэффициента восстановления полного давления воздухозаборника самолета от числа M соответствовало типовой зависимости для регулируемого входного устройства внешнего сжатия.

Учет изменения при дросселировании двигателя сопротивления по «жидкому контуру» на турбореактивном режиме его работы производился с помощью обобщенных экспериментальных зависимостей $C_{\text{хж.к}}$ от коэффициента расхода Φ для различных чисел Маха. При этом сопротивления обечайки и мотогондолы входного устройства были учтены в поляре самолета.

Характеристики сверхзвукового регулируемого осесимметричного сопла на турбореактивном режиме работы двигателя (РРД), которые задавались в виде аналитических зависимостей коэффициента потери тяги сопла ΔR_c от скорости, высоты полета и РРД, учитывали внешнее сопротивление и сопротивление системы продува мотогондолы (МГ). При этом внутренние потери и потери, связанные с «нерасчетностью» режима работы сопла, были учтены при расчете характеристик двигателя.

С ростом скорости полета самолета площадь среза сопла также увеличивается, и при числе Маха, соответствующем переходу на прямооточный режим работы двигателя, ограничивается миделем мотогондолы. В результате внешнее сопротивление кормовой части выходного устройства становится пренебрежимо мало, а основные потери эффективной тяги возникают в результате недорасширения потока.

При учете сопловых потерь на режиме ПВРД было принято, что мидель ТПД соответствует раз-

меру форсажной камеры, который определяется при «завязке» двигателя на взлетном режиме ($H = 0$; $M = 0$), а площадь миделя гондолы принималась на 20% больше максимальной площади двигателя.

Пример определения с помощью разработанной ММ эффективных характеристик базового варианта СУ с ТПД на характерных режимах полета показан на рис. 3.

Математическая модель летательного аппарата

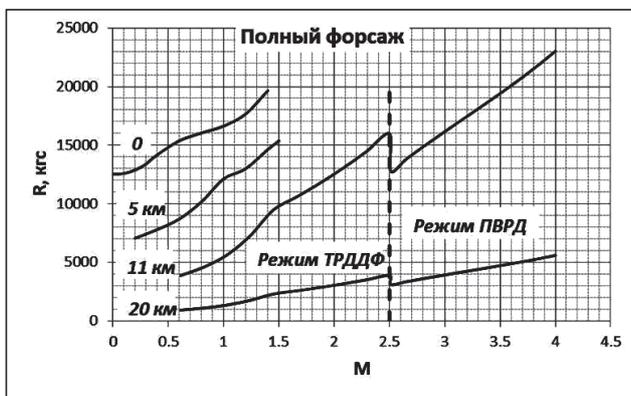
ММ ЛА представляет собой модуль, предназначенный для расчета летно-технических и взлетно-посадочных характеристик, где определяются дальности полета на оптимальной высоте H_{opt} и длина взлетно-посадочной полосы, потребной для прерванного-продолженного взлета в случае отказа двигателя. При этом ЛА считается материальной точкой, а численное интегрирование системы дифференциальных уравнений движения ЛА осуществляется методом Рунге—Кутты.

Расчет значений дальности полета L производится по простым профилям, состоящим из участков разгона-набора высоты, крейсерования с постоянной скоростью и снижения-торможения.

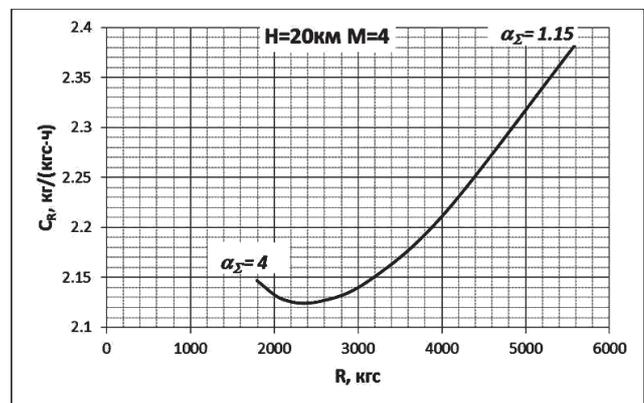
При этом условно считается, что на крейсерских участках полет совершается при неизменном угле атаки α с постоянным значением коэффициента подъемной силы C_y и увеличением высоты полета по траектории (полет «по потолкам»). Кроме того, производится выбор оптимальной высоты, на которой дальность полета достигает максимума.

При расчете длины ВПП по ММ взлета принималось, что при отказе одного из двигателей режим работающего в процессе продолженного взлета остается неизменным.

Следует отметить, что для ВС важными критериями также являются высота перехода ЛА с дозвуковой на сверхзвуковую скорость и длина пробега при посадке, ограничение по которой может стать определяющим фактором при выборе проектных



а)



б)

Рис. 3. Эффективные высотно-скоростные (а) и дроссельные (б) характеристики базового варианта ТПД

параметров двигателя для сверхзвукового самолета, в особенности военного применения. Поэтому в дальнейших исследованиях по формированию оптимального облика СУ ВС в описанный ПВК необходимо включить возможность рассмотрения комбинированного профиля с участком разгона на постоянной высоте, а также ММ для определения посадочных характеристик самолета.

При варьировании проектных параметров цикла ($\pi_{к\Sigma 0}^*$, $\Delta T_{г}^* = T_{г\max}^* - T_{г0}^*$) по модели [20] определялся удельный вес турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков и форсажной камерой $\gamma_{дв\text{ТРДДФ}}$. Увеличение массы турбопрямоточного двигателя за счет дополнительного третьего контура учитывалось следующим образом:

$$\gamma_{дв\text{ТПД}} = \gamma_{дв\text{ТРДДФ}}(1 + 0,1G_{в0}/G_{в0\text{ баз}}), \quad (1)$$

где $G_{в0\text{ баз}}$ — расход воздуха базового варианта двигателя.

При этом изменение веса топлива на борту самолета при изменении массы силовой установки учитывалось при неизменном взлетном весе ЛА по следующей формуле:

$$\Delta G_{т} = K_{дв} K_{СУ} (\gamma_{дв\text{ баз}} R_{0\text{ баз}} - \gamma_{дв} R_0), \quad (2)$$

где $K_{дв}$ — количество двигателей;

$K_{СУ}$ — коэффициент силовой установки.

При изменении площади крыла в заданном диапазоне также был предусмотрен пересчет располагаемого запаса топлива на следующую величину:

$$\Delta G_{т} = \left(\frac{G_{кр}}{S_{кр}} \right) (S_{кр\text{ баз}} - S_{кр}), \quad (3)$$

где $\left(\frac{G_{кр}}{S_{кр}} \right)$ — вес одного квадратного метра конструкции крыла;

$S_{кр\text{ баз}}$ — площадь крыла базового варианта.

Также в расчетной математической модели предусмотрен учет влияния изменения площади крыла на аэродинамические характеристики с помощью коэффициентов влияния.

С помощью описанной ММ были определены основные летно-технические характеристики некоторого выбранного базового варианта ВС (табл. 3), в качестве которых были рассмотрены два значения дальности при крейсерском полете «по потолкам» на оптимальной высоте с $M_{крейс} = 0.9$ и $M_{крейс} = 4.0$, а также длина ВПП.

Порядок выполнения оптимизационных исследований

Последовательность действий для определения облика оптимальной силовой установки ВС в рамках разработанного программно-вычислительного комплекса представлена на рис. 4.

После формирования задачи исследования в целом, включающей отбор наиболее значимых характеристик рассматриваемого ЛА, выбор применяемой на нем схемы двигателя и др., происходит формирование входной информации, т.е. системы основных исходных данных, вводимых в программно-вычислительный комплекс, с последующей на-

Таблица 3

Основные параметры и ЛТХ базового варианта ВС

Двигатель	ТПД
Взлетная тяга R_0 , кгс	3x15000
Площадь крыла $S_{кр}$, м ²	200
Взлетный вес G_0 , кг	90000
Запас топлива G_t , кг	48000
Взлетная тяговооруженность $(R/G)_0$	0.492
Удельная нагрузка на крыло на взлете $(G/S)_0$, кг/м ²	440
Число Маха переключения с режима ТРДДФ на ПВРД $M_{перекл}$	2,5
Летно-технические характеристики	
Дальность полета (H_{opt} , $M = 0.9$) $L_{Hopt\ M=0.9}$, км	5240
Дальность полета (H_{opt} , $M = 4.0$) $L_{Hopt\ M=4.0}$, км	6918
Длина ВПП $L_{впп}$, м	1862



Рис. 4. Последовательность проведения оптимизационных исследований

стройкой ММ, предполагающей проверку правильности задания условий расчета и отсутствие ошибок при обмене данными между модулями ПВК.

Одним из основных этапов перед проведением непосредственно самой оптимизации большого числа разнородных критериев являются параметрические исследования, позволяющие оценить адекватность используемой ММ, а также рассмотреть область варьирования основных проектных параметров с целью более обоснованного назначения границ области варьирования оптимизируемых факторов и получения наглядного представления о характере исследуемых зависимостей.

На этапе постановки задачи оптимизации, исходя из информации, полученной при параметрических исследованиях, формируются векторы варьируемых параметров, критериев и ограничений. Как правило, на роли критериев выбирают те ЛТХ, которые труднее всего реализовать, а в разряд ограничений переводят критерии, которые должны получаться не хуже заданного уровня.

В результате процесса оптимизации, в соответствии с принципом Парето [21], который широко применяется при решении многокритериальных задач данного класса [22], определяются Парето-оптимальные варианты, которые нельзя улучшить одновременно по всем оптимизируемым критериям.

Постоптимизационный анализ полученного набора решений включает в себя рассмотрение диаграмм и таблиц результатов, а также корреляционный анализ, позволяющий оценить уровень влияния оптимизируемых факторов на целевые функции и степень взаимосвязи отдельных критериев.

На конечном этапе выдачи рекомендаций происходит подготовка результатов оптимизационных исследований, основным результатом которых является набор Парето-оптимальных решений, из которого лицо, принимающее решение (разработчики двигателя и самолёта), отбирает некоторые альтернативные варианты для более детального анализа.

Параметрические исследования

Для параметрических исследований по разработанной ММ объекта была проведена серия расчетов с помощью метода планирования эксперимента, в котором использовались равномерные распределения выбранных варьируемых двигательных и самолетных факторов.

Результат данных исследований удобно представлять в графическом виде: линии равного уровня выбранных целевых функций в поле двух проектных параметров при фиксированных значениях других факторов.

Влияние наиболее значимых варьируемых параметров в выбранных диапазонах на протекание трех критериев показано на рис. 5—8. Здесь улучшение критерия в области варьируемых переменных показано затемнением цвета.

В области дозвуковых чисел M увеличение площади крыла (уменьшение G/S) способствует росту дальности полета (рис. 5,а) вследствие значительного улучшения полетного качества за счет снижения коэффициента лобового сопротивления C_{x0} и смещения значения коэффициента подъемной силы C_y в область максимального качества K_{max} .

При высокоскоростном крейсерском полете для роста дальности требуется увеличение удельной нагрузки на крыло, что показано на рис. 5,б. В данном случае, несмотря на некоторое ухудшение полетного качества (из-за роста C_{x0}), определяющим фактором является снижение массы конструкции и, как следствие, увеличение располагаемого запаса топлива на борту самолета.

Увеличение площади входа в воздухозаборник, с одной стороны, улучшает топливную эффективность на сверхзвуковых режимах в области потребных тяг, что благоприятно сказывается на дальности высокоскоростного полета (рис. 6,а), а с другой — приводит к уменьшению дальности дозвукового крейсерования (рис. 6,б) вследствие роста дополнительного сопротивления по «жидкой» линии из-за снижения коэффициента расхода.

С ростом значений площади крыла и взлетной тяги улучшаются взлетные характеристики самолета (рис. 7) вследствие снижения удельной нагрузки на крыло и увеличения тяговооруженности самолета,

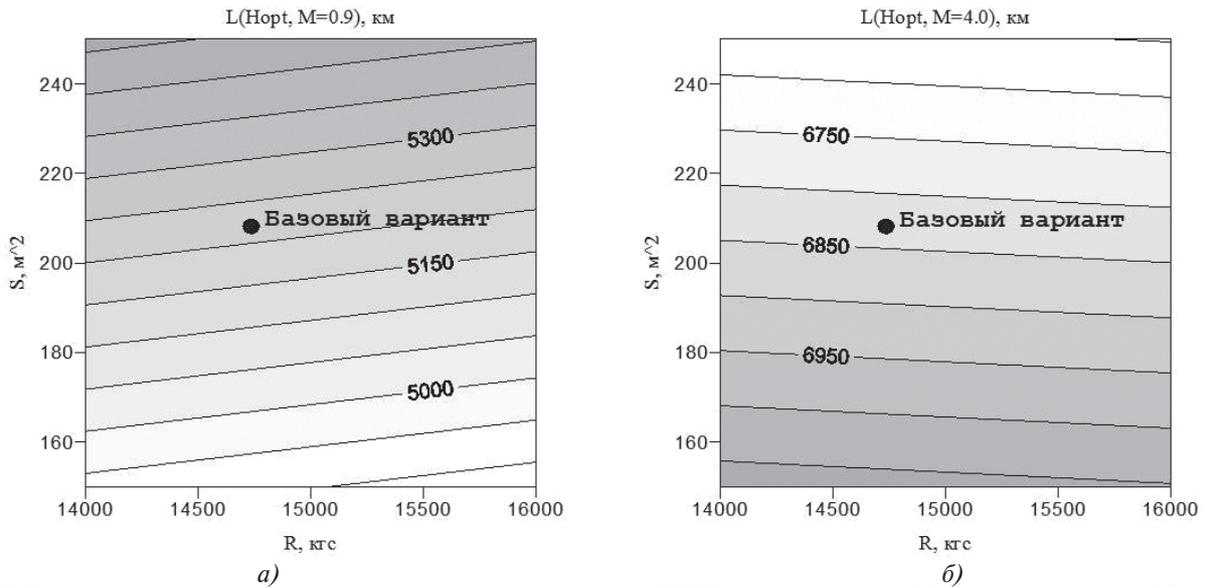


Рис. 5. Влияние изменения площади крыла и взлетной тяги ТПД на дозвуковую (а) и сверхзвуковую (б) дальности полета ВС

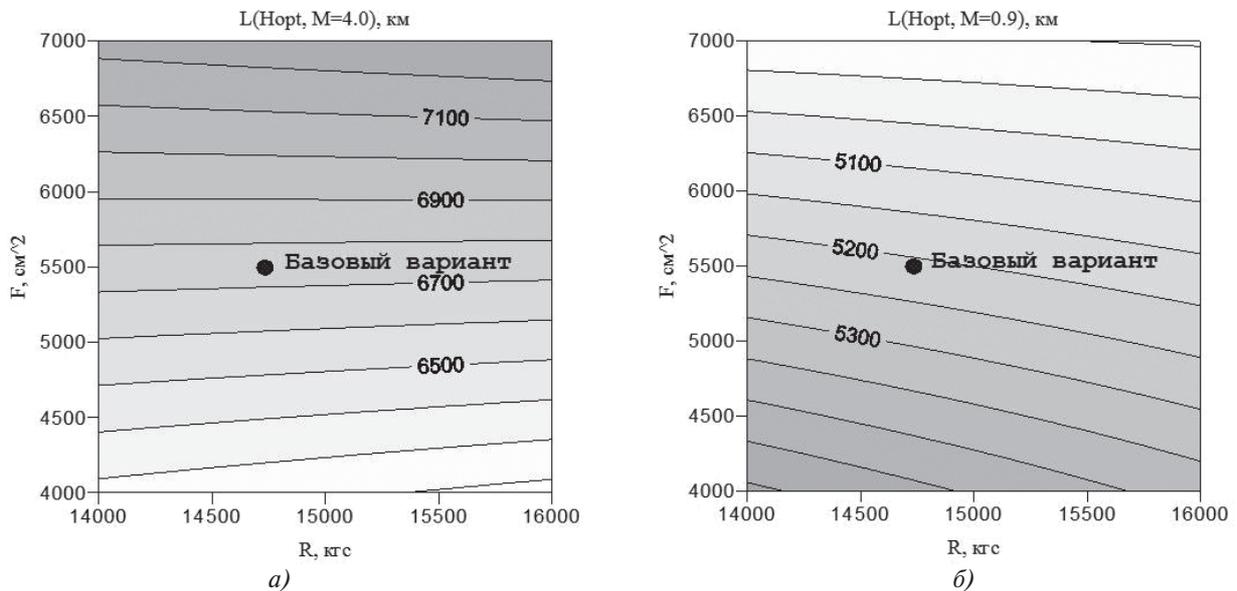
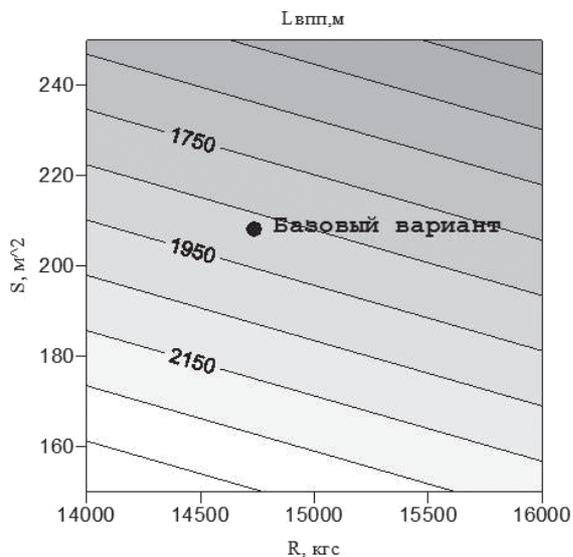


Рис. 6. Влияние изменения площади входа в ВЗУ на до- и сверхзвуковую дальности полета ВС (рис. а и б соответственно)



однако вместе с этим уменьшается запас топлива на борту самолета.

Многокритериальная многофакторная оптимизация СУ ВС

В качестве метода нахождения оптимальных вариантов ВС был использован разработанный под руководством профессора И.Н. Егорова метод не-прямой статистической оптимизации на основе самоорганизации (МНСО) [23], особенностью которого является представление каждой итерации

Рис. 7. Влияние изменения площади крыла и взлетной тяги ТПД на длину ВПП

поиска множества Парето в виде двух этапов: построение функций, аппроксимирующих целевые функции в некоторой области, и поиск экстремумов этих функций аппроксимации. Метод МНСО основывается на уникальных процедурах аппроксимации функций многих переменных, эффективность которых была подтверждена при решении значительного количества тестовых и практических задач оптимизации [24, 25].

В результате решения поставленной задачи многокритериальной многофакторной оптимизации с семью варьируемыми параметрами и тремя критериями, в качестве которых выступали до- и сверхзвуковые дальности полета на оптимальной высоте (с ограничением по минимальным значениям в 3000 км), а также потребная для прерванного-продолженного взлета длина ВПП, были получены 20 Парето-оптимальных вариантов ВС. Каж-

дое из этих 20 решений, равномерно распределенных в пространстве критериев (рис. 8, а), в некотором отношении (хотя бы по одному из трех критериев) лучше 19 других, и выбор наиболее рационального варианта производится с помощью различных формальных и неформальных процедур.

На рис. 8, б показаны проекции на плоскости трехмерного пространства (трех критериев) 20 Парето-оптимальных точек с указанием базового варианта самолета и трех вариантов ВС с наилучшими значениями критериев (№№ 1, 9 и 16), проектные параметры двигателя и самолета для которых представлены в табл. 4.

Как видно из приведенных результатов, наилучший в отношении сверхзвуковой дальности вариант №1 имеет в составе СУ двигатель с максимально возможными значениями тяги ($R_0 \approx 16$ тс) и температурной раскрутки (~ 100 К), что благоприятно

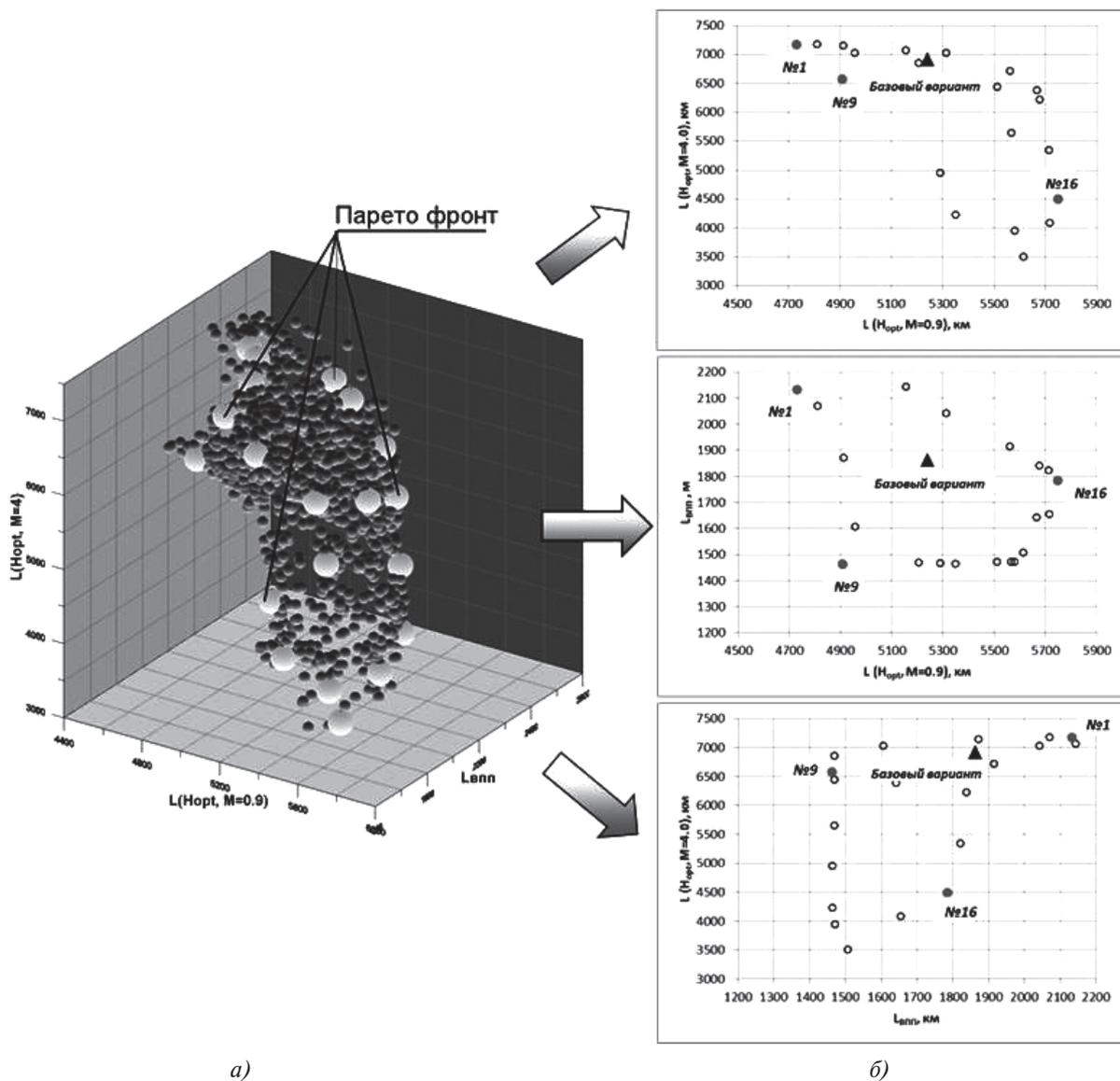


Рис. 8. Трехмерное Парето-множество в области выбранных критериев (а) и три проекции результатов 3-критериальной оптимизации (б) на плоскости $L_{H_{opt} M=0.9} - L_{H_{opt} M=4.0}$, $L_{ВПП} - L_{H_{opt} M=0.9}$, $L_{ВПП} - L_{H_{opt} M=4.0}$

Таблица 4

Основные параметры двигателя и самолета вариантов ВС с наилучшими значениями критериев в сравнении с базовым вариантом

Вариант	$L_{\text{Hopt M}=4.0}$, км	$L_{\text{Hopt M}=0.9}$, км	$L_{\text{ВПП}}$, м	R_0 , кгс	m_0	$T_{\text{Г0}}^*$, К	$\pi_{\text{КС0}}^*$	$F_{\text{ВХ}}$, см ²	$S_{\text{кр}}$, м ²
1	7177	4730	2132	15971	0.58	1702	25.1	7000	160
9	6579	4909	1463	16000	0.4	1792	26.6	6479	250
16	4496	5749	1784	14010	0.6	1762	30	4000	229
Базовый	6918	5240	1862	14750	0.5	1700	27	5500	200

влияет на протекание высотно-скоростных характеристик ТПД на режиме работы ТРДДФ. Площадь входа в воздухозаборник при этом также стремится к верхней границе выбранного диапазона варьирования данной величины, что улучшает $C_{R\text{потр}}$. Площадь крыла принимает практически минимальное значение ($S_{\text{кр}} = 160 \text{ м}^2$), увеличивая располагаемый запас топлива на борту самолета.

10%-ное улучшение дозвуковой дальности полета варианта №16 по сравнению с базовым вариантом вызвано одновременным повышением параметров цикла ($T_{\text{Г0}}^*$, m_0 , $\pi_{\text{КС0}}^*$), которое приводит к снижению удельного расхода топлива. Величина взлетной тяги, как и значение площади входа в воздухозаборник, стремятся к минимальному значению, что улучшает расход топлива на потребном режиме работы двигателя (уменьшается C_R), снижает массу СУ, а также уменьшает дополнительные потери по «жидкой» линии тока.

Значительное (~20 %) снижение потребной для прерванного-продолженного взлета длины ВПП варианта №9 вызвано одновременным снижением удельной нагрузки на крыло и увеличением тяговооруженности самолета.

Выбор наиболее рациональных вариантов из Парето-множества решений с помощью метода «нечетких множеств»

Выбор рационального комплекса основных параметров двигателя при его оптимизации в составе ЛА неизбежно связан с принятием ряда компромиссных решений.

Эффективность СУ рассматриваемого высоко-скоростного самолета определяется сложным комплексом разнородных показателей, оценивающих различные аспекты его функционирования с точки зрения летных данных, эксплуатационных свойств, экономических критериев и т.д. В данном случае для решения задачи нахождения наиболее рациональных из Парето-оптимального множества вариантов ВС по комплексу летно-технических

показателей была применена процедура «принятия решений в расплывчатых условиях», сформулированная Р. Беллманом и Л. Заде [26] и специально адаптированная для численного решения такого рода проблем в работах ЦИАМ. В этом подходе используется разработанная Л. Заде теория нечетких множеств (FuzzySets).

Сущность этого подхода состоит в том, что каждому из значений рассматриваемого i -го показателя j -го варианта модификации $\{M_{ij}\}$ сопоставляется некоторое число $\{\mu_{ij}\}$ — «показатель оптимальности» как мера принадлежности к желаемому уровню. После такого сопоставления выбор варианта осуществляется определением такого множества $\{M_i\}$ оптим (наилучшего варианта модификации), для которого минимальное (при переборе по j) из значений $\{\mu_{ij}\}$ достигает максимума, т. е. по критерию $\text{MaxMin} \mu$.

Перебор вариантов $\{M_i\}$ при этом осуществляется с учетом физических и технико-экономических связей между отдельными показателями. Связи между отдельными параметрами в аспекте оптимизации являются противоречивыми; поэтому, как правило, невозможно достигнуть оптимума одновременно по всем показателям и оптимизация по критерию $\text{MaxMin} \mu$ является некоторым компромиссом в отношении оптимизации различных аспектов технического совершенства двигателей. В связи с этим полученное решение называют компромиссным оптимальным решением (компромиссным оптимальным выбором).

Отсутствие необходимых четких функциональных зависимостей между разнородными показателями качества может быть компенсировано с помощью привлечения экспертных оценок, не отвечающих однозначно на вопрос о пригодности определенного варианта по какому-либо из критериев, а задающих степень принадлежности этого варианта к желаемому классу показателей. Например, могут быть приняты следующие опорные уровни значений степени приемлемости критериев μ :

$\mu \leq 0,2..0,25$ — неудовлетворительный уровень характеристики;

$\mu = 0,5$ — приемлемый уровень;

$\mu = 0,75$ — желательный уровень;

$\mu = 0,9$ — практически достижимый наилучший уровень, заданный для создаваемых лучших мировых образцов.

По указанным точкам для каждого критерия строится так называемая *функция оптативности*, определяющая степень приемлемости (желательности) данного показателя. В настоящей работе используется следующий экспоненциальный вид функции оптативности:

$$\mu(M_{ij}) = 1 - A \exp(-\alpha(M_{ij} - M^*)), \quad (4)$$

где $i = 1, 2, 3, \dots, n$ — номер параметра;

$j = 1, 2, 3, \dots, m$ — номер варианта модификации.

Таким образом, для взаимосвязанных показателей совершенства по каждому из рассматриваемых аспектов M_i параметры функций оптативности вычисляются по парам значений $\{M_{ij}, \mu_{ij}\}$.

Вид рассчитанных функций оптативности для трех выбранных летно-технических критериев

$L_{\text{Норт } M=0.9}$, $L_{\text{Норт } M=4.0}$ и $L_{\text{ВПП}}$ представлен на рис. 9. На графиках показаны точки, соответствующие двадцати полученным в процессе оптимизации вариантам ВС, а также базовый вариант ЛА.

Наилучшее и наихудшее значения критериев с соответствующими им уровнями привлекательности представлены в табл. 5.

В результате проведенного постоптимизационного анализа из всей выборки Парето-оптимальных вариантов были отобраны те самолеты, степень привлекательности которых по всем критериям выше приемлемого уровня ($\mu = 0,5$). Помимо базового варианта, данной постановке соответствуют три ВС — №6—8 на рис. 9.

Таблица 5

Выбранные величины степени приемлемости для наилучших и наихудших значений критериев

	$L_{\text{Норт } M=0.9}$, КМ	$L_{\text{Норт } M=4.0}$, КМ	$L_{\text{ВПП}}$, М	μ
Наилучшее значение	6500	8000	1600	0,9
Наихудшее значение	4500	5000	2200	0,2

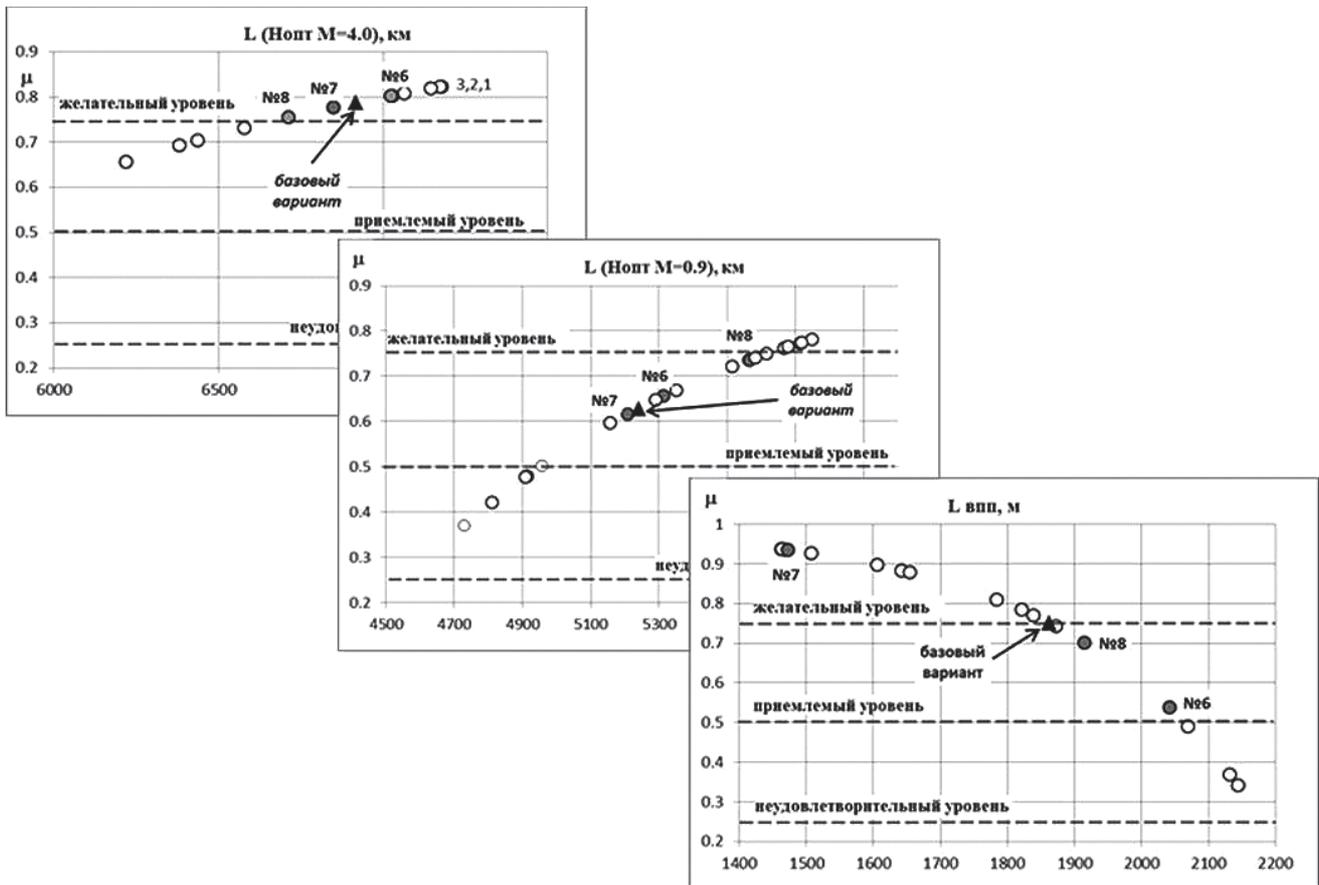


Рис. 9. Изменение функции оптативности для трех выбранных критериев

Выводы

На примере комбинированной турбопрямоточной силовой установки высокоскоростного самолета ($M_{\text{крейс}} = 4$) продемонстрированы методические подходы к разработке и применению способа формирования ее оптимального облика, включающие: постановку задачи, алгоритм ее решения и процедуру выбора рационального варианта в результате последовательного исследования гиперпространства проектных параметров, определения Парето-множества наиболее рациональных компромиссных вариантов и в итоге — применения «минимаксного» критерия «свертывания» полученного множества до ограниченного количества решений.

В частности, для рассматриваемой силовой установки в качестве результатов семипараметрической трехкритериальной оптимизации с целевыми функциями до- и сверхзвуковой дальности полета на оптимальной высоте, а также потребной для прерванного-продолженного взлета длины ВПП представлены 20 Парето-оптимальных вариантов, из которых с помощью аппарата «нечетких множеств» были отобраны три, имеющие наиболее высокий уровень привлекательности.

Библиографический список

- Lockheed SR-72, https://ru.wikipedia.org/wiki/Lockheed_SR-72
- Перспективный самолет-разведчик SR-72, <https://topwar.ru/46614-perspektivnyy-samolet-razvedchik-sr-72.html>
- Летчик-испытатель: МиГ-41 должен развивать скорость до 4,3 Маха, <https://topwar.ru/40529-letchik-ispytatel-mig-41-dolzhen-razvivat-skorost-do-43-maha.html>
- Будущее авиации. Перспективные проекты самолетов и вертолетов, <https://geektimes.ru/post/278482>
- Международный проект сверхзвукового пассажирского самолета с участием России RUMBLE, <http://www.tsagi.ru/pressroom/news/3497>
- Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей // Труды ЦИАМ. 1979. № 832. — 45 с.
- Осинов Б.М., Титов А.В., Тунаков А.П., Хамзин А.С., Явкин В.Б. Автоматизированное проектирование двигателей: Учебное пособие. — Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2005. — 166 с.
- Ахметзянов Д.А., Горюнов И.М., Кривошеев И.А. и др. Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде DVIGw: Учебное пособие. — Уфа: УГАТУ, 2003. — 162 с.
- Visser W.P.J. and Broomhead M.J. GSP: A generic object-oriented gas turbine simulation environment // Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium, 2000, 20 p. URL: <http://hdl.handle.net/10921/839>
- Kurzke J. Calculation of Installation Effects Within Performance Computer Programs // AGARD Lecture Series — Steady and Transient Performance Prediction of Gas Turbine Engines, 1992, 19 p. (183 p.).
- Jeschke P., Kurzke J., Schaber R. and Riegler C. Preliminary Gas Turbine Design Using the Multidisciplinary Design System MOPEDES // Journal of Engineering for Gas Turbine and Power. 2004. Vol. 126. No 2, pp. 258-264. DOI: 10.1115/1.1639009
- Платунов В.С. Методология системных военно-научных исследований авиационных комплексов. — М.: Дельта, 2005. — 344 с.
- Луковников А.В. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т.15. № 3. С. 34-43.
- Performance Prediction and Simulation of Gas Turbine Engine Operation for Aircraft, Marine, Vehicular, and Power Generation — RTO technical report, NATO TR-AVT-036 (North Atlantic Treaty Organization, Applied Vehicle Technology). February 2007.
- Описание программы APP (Aircraft Performance Program) по определению ЛТХ самолета, 2011, http://www.darcorp.com/Software/APP/Documents/APP_ReleaseNotes_Dec11.pdf
- Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. — М.: Академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1996. — 213 с.
- Селиванов О.Д., Дуленов Н.П., Харчевникова Г.Д. и др. Поисковые исследования по формированию технического облика силовой установки сверхзвукового административного самолёта с увеличенной крейсерской скоростью // Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ (2008). — М.: ЦИАМ, 2009. С. 175-176.
- Деменченков В.П., Дружинин Л.Н., Пархомов А.Л. и др. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей. — М.: Машиностроение, 1979. — 432 с.
- Эрохи Ю.А. Моделирование двигателя и его узлов // Машиностроение. Энциклопедия. Самолеты и вертолеты. Т.IV-21. — М.: Машиностроение, 2010. Кн. 3 «Авиационные двигатели». С. 341-356.
- Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Кизеев И.С. Оценка массовых показателей турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой на начальной стадии его проектирования // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 26-37.
- Соболь И.М., Статников Р.Б. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. — М.: Дрофа, 2006. — 182 с.
- 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.
- 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-B89, 1989.
24. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptzov S.V. IOSO Optimization Toolkit — Novel Software to Create Better Design // 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization (04 — 06 Sep. 2002, Atlanta, Georgia), www.iosotech.com/text/2002_4329.pdf
25. Egorov I.N. Deterministic and stochastic optimization of variable axial compressor // ASME1993 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1993. DOI:10.1115/93-GT-397
26. Беллман Р., Заде Л. Принятие решений в расплывчатых условиях // Вопросы анализа и процедуры принятия решений / Под ред. И.Ф. Шахнова. — М.: Мир, 1976. С.172-215.

THE STUDIES ON OPTIMAL SHAPE FORMING OF A TURBO-RAMJET ENGINE AS A PART OF A HIGH-SPEED AIRCRAFT POWER PLANT

Fokin D.B.* , Selivanov O.D.** , Ezrokhi Yu.A.***

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

* e-mail: fokin85@ciam.ru

** e-mail: selivanov@ciam.ru

*** e-mail: 30105@ciam.ru

Abstract

Recently, the great attention is paid in many countries to the studies aimed at flight cruising speed increase of aircraft of various purposes. The projects aimed at considering the issues creating both passenger (Aerion AS2, QueSST, Sky-Ion) and military (SR-72) high-speed aircraft are in full swing abroad.

The similar studies on building-up the flight speed of military planes are carried out in Russia too. Thereupon, the possibility of developing prospective Russian fighter-interceptor based on MiG-31 aircraft, which speed should substantially increased, presents undoubted interest. The same applies to an attack high-speed aircraft of the type of the Soviet T-4 scout bomber, or the US XB-70 "Valkyrie" strategic bomber with maximum flight speed, corresponding Mach number no less than $M = 3$.

The article presents the results of the study on the power plant optimal shape based on the turbo-ramjet engine with tandem configuration of the high-speed aircraft contours with cruising speed of $M_{cr} = 4$.

To solve the stated problem, the software complex consisting of mathematical models of the combined engine, including gas-turbine and direct-flow circuits, supersonic air intake and a full-range jet nozzle, as well as the technique for the aircraft performance characteristic computing. The developed program complex allowed evaluate the efficiency of such combined power plant application as a part of an aircraft with increased cruise speed.

The presented results demonstrated with high obviousness that the effort aimed at the power plant

optimal shape formation is most expedient to perform in accordance to the procedure of optimization studies performing, which includes the task setting, the initial data preparation, parametric studies, post-optimization analysis and issuing recommendations.

Parametric optimization with seven parameters and three criteria with goal functions of subsonic and supersonic flight ranges at the optimal altitude, as well as required length of runway for the aborted-continued takeoff, was performed employing the above said approach. The optimization results revealed that the possibility of improving an high-speed aircraft performance relative to the conditionally preliminary basic variant.

Three aircraft options with the highest attractiveness level were selected out of the obtained twenty Pareto-optimal options by the "fuzzy sets" tool. Further final selection of the most expedient one out of these options always up to the development engineer and associated with taking a number of trade-off decisions.

Keywords: high-speed aircraft, turbo-ramjet engine, the engine mathematical modeling, power plant parameters optimization, performance characteristics, fuzzy sets tools.

References

1. Lockheed SR-72, https://ru.wikipedia.org/wiki/Lockheed_SR-72
2. Perspektivnyi samolet-razvedchik SR-72, <https://topwar.ru/46614-perspektivnyy-samolet-razvedchik-sr-72.html>

3. *Letchik-ispytatel': MiG-41 dolzhen razvivat' skorost' do 4,3 Makha*, <https://topwar.ru/40529-letchik-ispytatel-mig-41-dolzhen-razvivat-skorost-do-43-maha.html>
4. *Budushchee aviatsii. Perspektivnye proekty samoletov i vertoletov*, <https://geektimes.ru/post/278482>
5. *Mezhdunarodnyi proekt sverkhzvukovogo passazhirskogo samoleta s uchastiem Rossii RUMBLE*, <http://www.tsagi.ru/pressroom/news/3497>
6. Druzhinin L.N., Shvets L.I., Lanshin A.I. *Trudy TsIAM*, 1979, no. 832, 45 p.
7. Osipov B.M., Titov A.V., Tunakov A.P., Khamzin A.S., Yavkin V.B. *Avtomatizirovannoe proektirovanie dvigatelei* (Computer aided design of engines), Kazan, Kazanskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2005, 166 p.
8. Akhmetzyanov D.A., Goryunov I.M., Krivosheev I.A. *Termogazodinamicheskii analiz rabochikh protsessov GTD v komp'yuternoii srede DVIGw* (Thermo-gas-dynamic analysis of GTE working processes in DVIGw computer environment), Ufa, UGATU, 2003, 162 p.
9. Visser W.P.J. and Broomhead M.J. GSP: A generic object-oriented gas turbine simulation environment. *Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium*, 2000, 20 p. URL: <http://hdl.handle.net/10921/839>
10. Kurzke J. *Calculation of Installation Effects Within Performance Computer Programs*. AGARD Lecture Series - Steady and Transient Performance Prediction of Gas Turbine Engines, 1992, 19 p. (183 p.).
11. Jeschke P., Kurzke J., Schaber R. and Riegler C. Preliminary Gas Turbine Design Using the Multidisciplinary Design System MOPEDS. *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, 2004, vol. 126, no. 2, pp. 258-264. DOI: 10.1115/1.1639009
12. Platonov V.S. *Metodologiya sistemnykh voenno-nauchnykh issledovaniy aviatsionnykh kompleksov* (System military-scientific researches methodology of Aviation complexes), Moscow, Del'ta, 2005, 344 p.
13. Lukovnikov A.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2008, vol. 15, no. 3, pp. 34-43.
14. *Performance Prediction and Simulation of Gas Turbine Engine Operation for Aircraft, Marine, Vehicular, and Power Generation - RTO technical report, NATO TR-AVT-036* (North Atlantic Treaty Organization, Applied Vehicle Technology). February 2007.
15. *Opisanie programmy APP (Aircraft Performance Program) po opredeleniyu LTKh samoleta*, 2011, http://www.darcorp.com/Software/APP/Documents/APP_ReleaseNotes_Dec11.pdf
16. Nechaev Yu.N. *Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdušno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* (Power plants of hypersonic and aerospace aircraft), Moscow, Akademiya Kosmonavtiki im. K.E. Tsiolkovskogo, 1996, 213 p.
17. Selivanov O.D., Dulepov N.P., Kharchevnikova G.D. *Osnovnye rezul'taty nauchno-tekhnicheskoi deyatel'nosti TsIAM* (2008), Moscow, TsIAM, 2009, pp. 175-176.
18. Demenchenok V.P., Druzhinin L.N., Parkhomov A.L. *Teoriya dvukhkonturnykh turboreaktivnykh dvigatelei* (The theory of bypass turbojet engines), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 432 p.
19. Ezrokhi Yu.A. *Mashinostroenie. Entsiklopediya. Samolety i vertolety. T.IV-21*, Moscow, Mashinostroenie, 2010. Book 3 "Aviatsionnye dvigateli", pp. 341-356.
20. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Kizeev I.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 26-37.
21. Sobol' I.M., Statnikov R.B. *Vybor optimal'nykh parametrov v zadachakh so mnogimi kriteriyami* (Optimal parameters selection in problems with a number of criteria), Moscow, Drofa, 2006, 182 p.
22. Fokin D.B., Isyanov A.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 132-143.
23. 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* (Indirect statistical optimization methods based on self-organization and their application in aviation GTE optimization problems), VINITI, no. 2622-V89, 1989.
24. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptzov S.V. IOSO Optimization Toolkit - Novel Software to Create Better Design. *9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization (04 - 06 Sep. 2002, Atlanta, Georgia)*, www.iosotech.com/text/2002_4329.pdf
25. Egorov I.N. Deterministic and stochastic optimization of variable axial compressor. *ASME1993 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1993*. DOI:10.1115/93-GT-397
26. Bellman R., Zade L. *Voprosy analiza i protsedury prinyatiya reshenii*, Moscow, Mir, 1976, pp. 172-215.