

Формирование облика и выбор рациональных проектных параметров двигателей на примере перспективного тяжелого транспортного самолета

Селиванов О.Д., Фокин Д.Б., Рябов П.А., Евстигнеев А.А., Нягин П.В.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: dbfokin@ciam.ru

Описан выбор рациональных проектных параметров двигателей в составе перспективного транспортного самолета класса Ан-124 на основе системного комплексного подхода с оценкой летно-технических и акустических показателей, а также с учетом и минимизацией технических рисков. Решение задачи осуществлено с помощью разработанного программного комплекса, объединяющего математические модели и компьютерные подпрограммы и обеспечивающего расчет параметров самолета, двигателя, летно-технических и взлетно-посадочных характеристик с учетом акустических ограничений. Рациональное многокритериальное решение представлено в виде сформированного семейства оптимальных по Парето двигателей, из которых выделено несколько наиболее предпочтительных вариантов. Представлены исследования по снижению риска неполучения заданных характеристик летательного аппарата, – риска, обусловленного степенью неопределенности в задании прогнозируемых показателей совершенства двигателя и самолета. Решена задача так называемой робастной оптимизации, где в качестве критериев были приняты величины целевых показателей для заданного доверительного уровня вероятности.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, летно-технические характеристики, акустические характеристики, технические риски, парето-множество, оптимизация

The formation of an image and the selection of rational engine design parameters on the example of an advanced heavy transport aircraft

Selivanov O.D., Fokin D.B., Ryabov P.A., Evstigneev A.A., Nyagin P.V.

CIAM, Moscow

The selection of rational design parameters of engines used in a promising An-124-class transport aircraft is described on the basis of the systematic integrated approach with an assessment of flight performance and acoustic indicators, as well as with consideration and minimization of technical risks. The problem was solved using a developed software package that combines mathematical models and computer routines, provides calculation of the aircraft and engine parameters, as well as flight, take-off and landing performance, taking into account acoustic limitations. A rational multi-criteria solution is presented in the form of the family of Pareto-optimal engines, several of the most preferred options are identified. Presented studies are aimed at reducing the risk of not obtaining specified aircraft characteristics, – the risk caused by the degree of uncertainty in specification of predicted indicators of the perfection of the engine and aircraft. These studies include solving a “robust” optimization problem, where the values of the targeted indicators for the accepted “confidence” level of probability were adopted as criteria.

Keywords: bypass turbojet engine, flight performance, acoustic characteristics, technical risks, Pareto set, optimization

Введение

В передовых отраслях промышленности общей тенденцией является внедрение так называемых цифровых двойников – систем, состоящих из комплекса математических моделей разного уровня сложности, которые позволяют получить рациональный облик проектируемого изделия, включают в себя комплекс его проектных параметров и основных характеристик, соответствующих требованиям технического задания, и предсказывают поведение изделия в течение всего жизненного цикла. В общем и наиболее полном варианте цифровой двойник должен включать в себя комплекс математических моделей системы автоматизированного проектирования (САПР) изделия, в том числе подсистему многофакторной multidисциплинарной оптимизации основных проектных параметров, а в качестве важнейшего интегрального показателя – стоимость его жизненного цикла.

Подобная комплексная проблема была в значительной мере успешно решена в 1980-х годах при создании САПР для двигателестроительной отрасли авиационной промышленности. Отраслевая САПР-ГТД, создававшаяся под научным руководством ЦИАМ с участием коллективов и отдельных специалистов двигательных ОКБ и соответствующих кафедр авиационных вузов, состояла из подсистем трех уровней, обеспечивающих последовательно, в циклическом итеративном процессе, по имеющемуся техническому заданию на самолет формирование технического задания на двигатель в целом (подсистема «Летательный аппарат», рис. 1), технических условий на проектирование узлов (подсистема «Двигатель») и определение оптимальных обликов узлов и систем двигателя (комплекс подсистем «Узлы двигателя»).

На протяжении длительного времени подсистема «Летательный аппарат» САПР-ГТД использовалась

в ЦИАМ в процессе решения многих задач из области концептуального проектирования авиационных двигателей различного назначения. В настоящее время необходимо развить указанную подсистему – существенно уточнить используемые математические модели, расширить их состав, учитывая повышение требований к силовым установкам перспективных самолетов гражданской авиации, привлечь новые критерии для оценки полученных решений, учесть устойчивость (робастность) этих решений.

С учетом данного положения в статье представлено решение задачи, заключающейся в обеспечении интеграции в единый расчетный комплекс вновь разработанных, а также доработанных имеющихся математических моделей разнородных (разнодисциплинарных) показателей совершенства силовой установки (СУ) самолета (летно-технические (ЛТХ), взлетно-посадочные (ВПХ) и акустические характеристики). Эффективность работы этого комплекса продемонстрирована на примере формирования облика и выбора рациональных проектных параметров двигателей перспективного тяжелого транспортного самолета. Актуальность создания такого самолета для страны обусловлена тем, что в ближайшей перспективе будет исчерпана возможность поддерживать летную годность самолетов Ан-124 «Руслан» с двигателями Д-18Т.

Сначала приведены результаты решения указанной проблемы в детерминированной постановке, когда все исходные данные, характеризующие прогнозируемые уровни совершенства самолета и двигателя (аэродинамическое качество, весовой баланс, топливная экономичность двигателя и др.), принимают определенные, фиксированные значения [1]. Затем представлено решение проблемы в стохастической постановке с оценкой влияния случайных факторов на рациональные характеристики двигателей и комплекс принятых критериев, позволяющих оценить оптимальность решения [2; 3].



Рис. 1. Структурная схема подсистемы «Летательный аппарат» отраслевой двигательной САПР-ГТД, разрабатывавшейся в 1970...1980-х годах

Постановка задачи и методика исследования

Обоснованное, рациональное решение задачи интеграции критических технологий, обеспечивающих наилучшее компромиссное сочетание проектных параметров самолета и его СУ, должно быть найдено в результате отыскания парето-множества альтернативных вариантов, состоящего из разнородных целевых функций. Каждый из указанных вариантов в некотором отношении превосходит все прочие варианты множества. На этапе концептуального (внешнего) проектирования двигателя такая задача была впервые поставлена и предварительно решена на примере выбора проектных параметров СУ ближне-среднемагистрального самолета [4] (табл. 1), где комплекс критериев состоял из пяти целевых функций (крейсерская дальность полета ($L_{пол}$), прямые эксплуатационные расходы (ПЭР), километровый расход топлива (G_r), ресурс двигателя ($\bar{t}_{рес}$), суммарный уровень шума в трех контрольных точках (КТ)) при одном ограничении (длина ВПП ($L_{ВПП}$)).

Целью работы [4], посвященной выбору концепции СУ перспективного пассажирского самолета, была демонстрация возможности получить многодисциплинарное комплексное решение задачи в первом приближении. Задачу решали сотрудники самолетного отдела ЦИАМ без привлечения специалистов другого профиля (в частности, занимающихся ресурсом, экономистов, акустиков), и поэтому указанные аспекты функционирования самолета авторы рассматривали с применением достаточно простых в использовании инженерных математических моделей. Полученные результаты, в значительной мере имевшие качественный характер, в силу различных причин не получили достойного развития. Представленное в настоящей статье исследование является первой серьезной попыткой решить в подобной постановке практически значимую задачу – своевременно комплексно изучить совместное влияние параметров СУ и основных проектных параметров (завязка) самолета на группу разнородных критериев оценки актуального перспективного самолета.

Следует отметить принципиально новые методические и практические особенности данного исследования:

– предметом рассмотрения является самолет, создание которого предусмотрено перспективными планами, и формирование концепции такого самолета находится в самой начальной стадии, т.е. решение задачи, поставленной в настоящем исследовании, можно считать своевременным;

– математические модели, используемые при расчете рассматриваемых целевых функций (ВПХ, ЛТХ, шум на местности), основаны на прогнозе реальных данных

исследуемого объекта и результатах современных расчетных исследований, выполненных с участием соответствующих специалистов в различных предметных областях;

– впервые обеспечено автоматизированное взаимодействие программных модулей расчета многодисциплинарных целевых показателей в едином цикле.

Структура программного комплекса. Принципиальная схема разработанного программного комплекса для решения данной задачи в детерминированной постановке показана на рис. 2.

Программный комплекс состоит из следующих подсистем:

– блок завязки самолета и определения его ЛТХ, где осуществляется последовательный перебор варьируемых проектных параметров самолета и двигателя, в модуль завязки двигателя и расчета его характеристик передаются необходимые исходные данные и считываются рассчитанные высотно-скоростные и дроссельные характеристики (BCX и ДХ) и далее производится расчет летных данных варианта самолета и его акустических характеристик (шум в трех контрольных точках), которые заносятся в матрицу рассчитанных вариантов для последующей обработки;

– модуль расчета взлетно-посадочных характеристик самолета (потребной длины ВПП) и шума, воспринимаемого на местности;

– модуль расчета характеристик двигателя;

– модуль расчета стоимости жизненного цикла и его составляющих;

– блок обработки матрицы рассчитанных целевых функций и выделение множества заданного количества наиболее рациональных альтернативных вариантов, равномерно распределенных в гиперпространстве критериев, каждый из которых хотя бы по одному критерию лучше других (так называемое парето-оптимальное множество [4; 5]).

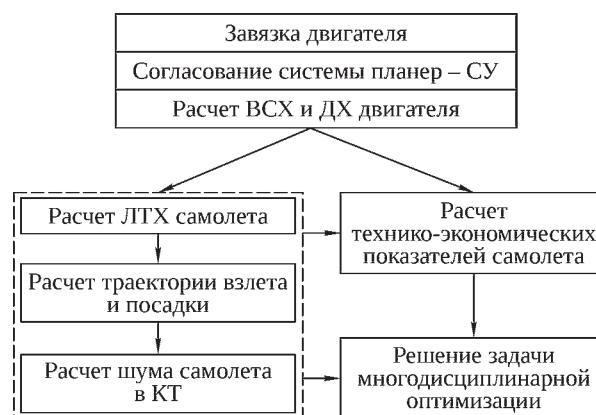


Рис. 2. Структурная схема взаимодействия подсистем комплекса «Летательный аппарат» в детерминированной постановке

Табл. 1. Парето-оптимальные решения – результат многодисциплинарной оптимизации проектных параметров магистрального самолета и его СУ [4]

№	Параметры					Критерии					Огранич.	Изменение в сравнении с базовым вариантом, %				
	$(G/S)_0$, кг/м ²	$(R/G)_0$	$m_{кр}$	$\pi_{в,кр}^*$	$T_{отн}$	$L_{пол}$, км	ПЭР, долл/ч	$\bar{t}_{рес}$	EPNL _{ДА} , EPNL _{ДБ}	$G_{г^*}$, г/(пасс·км)	$L_{ВПП}$, м	$L_{пол}$	ПЭР	$\bar{t}_{рес}$	EPNL _{ДА}	G_T
Баз.	550	0,319	10,9	1,40	0,98	5206	3121	1,75	273	18,6	2593	–	–	–	–	–
1	581	0,2906	8,57	1,52	1,000	6042	3250	1,00	279	18,5	2600	9,85	4,15	–42,76	2,24	–0,16
2	581	0,2906	8,65	1,51	1,000	6041	3250	1,00	278	18,5	2600	9,82	4,14	–42,76	1,73	–0,23
4	595	0,2984	8,81	1,48	1,000	5985	3260	1,02	277	18,6	2595	8,80	4,45	–41,87	1,43	0,21
12	270	0,3042	11,59	1,39	0,993	5740	3219	1,24	261	18,4	2582	4,34	3,16	–28,76	–4,51	–0,79
17	585	0,3136	12,00	1,97	0,998	5647	3310	1,07	260	18,5	2493	2,65	6,07	–39,01	–4,94	–0,33
18	546	0,3084	8,53	1,47	0,974	5644	3140	1,76	281	18,8	2596	2,59	0,63	1,03	2,84	1,20
21	569	0,3104	12,00	1,38	0,995	5630	3268	1,18	259	18,5	2490	2,34	4,73	–32,63	–4,95	–0,55
23	542	0,3072	10,89	1,41	0,977	5605	3113	1,63	263	18,5	2598	1,89	–0,25	–6,59	–3,75	–0,42
27	547	0,3111	8,26	1,46	0,975	5585	3116	1,74	280	19,0	2565	1,53	–0,14	–0,31	2,46	2,03
32	518	0,3095	8,58	1,50	0,964	5505	3083	2,07	280	18,8	2600	0,08	–1,22	18,66	2,52	1,04
36	508	0,3114	8,51	1,50	0,960	5422	3095	2,14	280	18,8	2593	–1,44	–0,83	22,63	2,59	1,44
39	521	0,3196	9,32	1,43	0,960	5363	3108	2,14	275	18,8	2600	–2,50	–0,41	22,63	0,83	1,44
43	523	0,3240	11,36	1,38	0,964	5258	3130	2,08	263	18,7	2600	–4,41	0,30	19,35	–3,71	0,60
46	543	0,3369	11,87	1,37	0,968	5161	3136	1,93	262	18,8	2533	–6,17	0,49	10,52	–4,19	1,06
47	529	0,3353	11,58	1,38	0,960	5133	3118	2,14	263	18,8	2599	–6,69	–0,09	22,54	–3,81	1,09
48	540	0,3428	11,94	1,37	0,961	5058	3140	2,13	262	18,9	2582	–8,06	0,60	21,68	–4,10	1,52
50	548	0,3484	12,00	1,38	0,960	5010	3151	2,14	262	18,9	2596	–8,92	0,98	22,63	–4,12	1,93

Примечание. Жирным шрифтом выделен базовый вариант; синим цветом – вариант лучше базового; красным цветом – наихудшие значения; зеленым цветом – наилучшие значения. $(G/S)_0$ – удельная нагрузка на крыло на взлете; $(R/G)_0$ – тяговооруженность на взлете; $m_{кр}$ – степень двухконтурности на крейсерском режиме; $\pi_{в,кр}^*$ – степень повышения полного давления в вентиляторе на крейсерском режиме; $T_{отн} = T_{г0}^* / T_{г0}^{max}$ – относительная температура газа перед турбиной на взлете; $\bar{t}_{рес}$ – относительная величина ресурса двигателя в зависимости от степени дросселирования на взлетном режиме (по данным Б.С. Блиnnика); EPNL_{ДА} – суммарный шум самолета в трех контрольных точках.

Объект исследования и критерии эффективности. Объектом исследования являлся перспективный тяжелый четырехдвигательный транспортный самолет (ПТС), параметры базового варианта которого были заданы ранее. Эти величины в сравнении с аналогичными данными однотипного самолета предыдущего поколения Ан-124 «Руслан» приведены в табл. 2.

Для отыскания оптимального (рационального, компромиссного в случае многокритериального поиска) двигателя в работе рассмотрено гиперпространство следующих варьируемых факторов:

- тяга двигателя в стендовых условиях, $H = 0$, $M = 0$, МСА, без потерь и отбора (R_0);
- степень двухконтурности на максимальном крейсерском режиме ($m_{кр}$);
- суммарная степень повышения давления на максимальном крейсерском режиме ($\pi_{\Sigma кр}^*$).

Диапазоны варьирования оптимизируемых факторов

Взлетная тяга R_0 , тс 22...28
 Степень двухконтурности $m_{кр}$ 12...18
 Суммарная степень повышения
 полного давления $\pi_{\Sigma кр}^*$ 65...75

При этом несколько факторов принимались постоянными:

- температура газа на максимальном взлетном режиме в условиях МСА+15°C, $T_{г0}^* = 2000$ К;
- отношение полных давлений на входе в сопла наружного и внутреннего контуров $p_{II}^*/p_I^* = 1,25$, определяющее степень повышения давления в вентиляторе ($\pi_{в.кр}^*$) и обеспечивающее близкое к оптимальному примерное равенство скоростей истечения из сопел контуров;

Табл. 2. Параметры базового варианта перспективного ПТС в сравнении с параметрами Ан-124

Параметр	Ан-124	Перспективный ПТС
Взлетная тяга R_0 , тс	$4 \times 23,4$	4×24
Взлетный вес G_0 , т	405	330
Удельная нагрузка на крыло $(G/S)_0$, кг/м ²	645	750
Взлетная тяговооруженность $(R/G)_0$	0,231	~0,291
Масса снаряженного ЛА $G_{сн}$, т	175	148
Крейсерское число Маха $M_{кр}$	0,76	0,75...0,80
Масса полезной нагрузки $G_{пн}$, т	150	80...100
Практическая дальность $L_{практ}$ (при $G_{пн}$), км	3700 (150 т) / 5800 (120 т)	5000...7000
Длина ВПП $L_{ВПП}$, м	3000	~2500

– неизменный закон регулирования двигателя, определяющий постоянное отношение максимальной крейсерской тяги (МСА, коэффициент восстановления полного давления на входе $\sigma_{вх} = 0,997$, с учетом отбора на самолетные нужды) и стендовой тяги ($R_{кр \max}/R_0 = 0,202$) и выдерживание значения максимальной температуры газа в крейсерском полете, не превышающего заданной величины $T_{г.кр \max} \approx 1800$ К;

– эквивалентная величина отбора мощности на самолетные нужды $N_{отб} = 280$ кВт.

При переборе вариантов двигателя конструкция, аэродинамические и массовые характеристики планера, включая массу топлива, сохранялись неизменными, взлетная масса самолета определялась в соответствии с изменением массы СУ, изменение аэродинамического сопротивления СУ учитывалось в величине ее эффективной тяги.

В качестве основных критериев эффективности при определении парето-множества рациональных компромиссных вариантов выбраны следующие показатели:

- практическая дальность полета с $M_{кр} = 0,75$ ($L_{0,75}$);
- потребная для прерванного-продолженного взлета длина ВПП ($L_{ВПП}$);
- запас самолета по шуму на местности в трех КТ относительно норм главы 14 стандарта ИКАО [6] ($\Delta EPNL_{ЛА}$).

Для более глубокого анализа результатов рассчитывался еще ряд показателей, в частности дальность полета с увеличенной крейсерской скоростью, $M_{кр} = 0,80$ ($L_{0,80}$), в значительной степени коррелирующая с основным критерием дальности ($L_{0,75}$), а также составляющие суммарного шума в каждой КТ с учетом ограничений, накладываемых нормами ИКАО на каждую из них.

Математическая модель летательного аппарата (ЛТХ). В программном модуле, предназначенном для расчета основных ЛТХ, определяется дальность полета на оптимальной высоте ($H_{опт}$) и потребная длина взлетно-посадочной полосы. Расчет ЛТХ производится путем построения траекторий движения самолета как материальной точки с использованием известной системы дифференциальных уравнений [7].

Расчет значений дальности полета производится по простым профилям, состоящим из участков разгона – набора высоты, крейсерского полета с постоянной скоростью, снижения – торможения. При этом принимается, что на крейсерских участках полет должен совершаться 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.

ВПП рассчитываются по разработанной в самолетном отделе ЦИАМ математической модели [8], реализующей выполнение следующих операций:

- расчет траектории участка разбега со всеми работающими двигателями;
- определение предельных значений скорости с отказом двигателей;
- расчет располагаемых взлетных дистанций до высоты 10,7 м в соответствии с требованиями АП-25 [9];
- расчет располагаемых посадочных дистанций с высоты 15 м в соответствии с АП-25;
- определение потребных дистанций разбега, взлета, посадки и потребной длины ВПП.

Указанная математическая модель позволяет моделировать шесть расчетных случаев этапов взлета и посадки самолета (посадка с отказом, нормальная посадка, взлет с отказом, нормальный взлет, прерванный взлет с отказом, прерванный взлет без отказа) и контролировать требуемые АП-25 [9] градиенты набора высоты на характерных высотах.

Потребная длина ВПП определяется по вычисленным значениям дистанций (длины) взлета и посадки в заданных расчетных условиях с использованием эффективных ВСХ и ДХ двигателя с принятыми уровнями отбора и потерь.

Расчет шума самолета на местности. Расчет шума был выполнен для трех КТ (рис. 3) с использованием разработанной в ЦИАМ математической модели шума [10]. Положение самолета относительно КТ определялось вычислением необходимых геометрических параметров.

Моделирование рассматриваемых в работе основных составляющих шума самолета: шума вентилятора, реактивной струи и планера – выполнено с использованием полуэмпирических расчетных методик, реализованных в математической модели [10].

Пересчет шума источников в величину эффективного уровня воспринимаемого шума в контрольных точках выполнен с учетом расстояния до КТ, поправок на затухание в атмосфере, тональность, эффект Доплера и других факторов на основе стандарта ИКАО [6]. Точность получаемых решений оценивается величиной

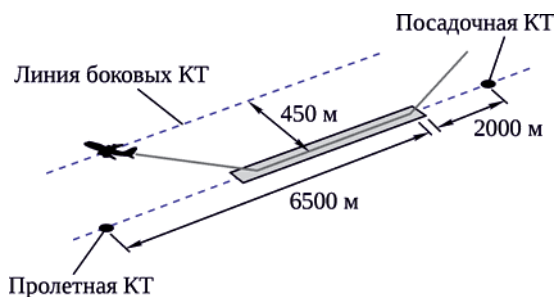


Рис. 3. Схема расположения КТ для определения шума на местности в соответствии с нормами ИКАО [6]

$\pm 2,5$ ЕРNdБ для турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) и планера.

Для оценки эффективности глушителей шума в тракте ТРДД в программе могут быть использованы как известные характеристики типовых звукопоглощающих конструкций (ЗПК), так и экспериментальные данные о снижении шума перспективными ЗПК. **Модуль расчета параметров и характеристик ТРДД.** Модуль расчета параметров и характеристик турбореактивных двухконтурных двигателей адаптирован к требованиям применения в составе комплекса многодисциплинарной многокритериальной оптимизации двигателя и летательного аппарата (ЛА). Расчетная часть модуля основана на методиках, подробно представленных в [11; 12].

Модуль обеспечивает расчет двигателей, выполненных по схеме с отдельным истечением потоков внутреннего и наружного контуров. Сопло наружного контура – нерегулируемое. Двигатели выполнены по двухвальной схеме, с редукторным приводом вентилятора и быстроходным компрессором низкого давления, расположенным на валу турбины низкого давления.

Моделирование турбомашин – по каскадному. Характеристика вентилятора – расчетная характеристика экспериментальной модельной ступени, масштабированная по приведенному расходу воздуха, степени повышения полного давления и КПД. Характеристики компрессоров и турбин низкого и высокого давления – обобщенные. Заложенные в расчет значения КПД узлов, потерь полного давления по тракту, расхода охлаждающего воздуха не зависели от размерности двигателя и параметров его термодинамического цикла и соответствовали ожидаемым для двигателей шестого поколения.

Модуль позволяет изменять как тяговые требования к двигателю, так и параметры термодинамического цикла и степень двухконтурности.

Исходными данными для работы модуля являлись:

- тяга двигателя в стендовых условиях, $H = 0$, $M = 0$, МСА, без потерь и отбора (R_0);
- расчетное число Маха крейсерского полета $M_{кр}$;
- тяга двигателя на максимальном крейсерском режиме, $H = 11$ км, $M_{кр}$, МСА, $\sigma_{вх} = 0,997$, с учетом отбора на самолетные нужды ($R_{кр}$);
- степень двухконтурности на максимальном крейсерском режиме ($m_{кр}$);
- температура газа на максимальном взлетном режиме в условиях МСА+15°C ($T_{г0}^*$);
- суммарная степень повышения полного давления на максимальном крейсерском режиме ($\pi_{\Sigma кр}^*$);
- отбор мощности на самолетные нужды ($N_{отб}$, кВт);
- отбор воздуха на самолетные нужды ($G_{отб}$, кг/ч).

Завязка двигателя осуществлена с учетом согласования параметров на максимальном крейсерском и

взлетном режиме. На максимальном крейсерском режиме должны быть заданы тяга двигателя, а также суммарная степень повышения давления и степень двухконтурности. Степень повышения давления в вентиляторе определяется по заданному отношению $p_{II}^*/p_I^* = 1,25$. Температура газа на максимальном крейсерском режиме ($T_{г.кр\ max}^*$) выбиралась таким образом, чтобы обеспечить заданное значение $T_{г0}^*$ при выдерживании заданной тяги двигателя.

При расчете характеристик двигателя принимается, что величина тяги поддерживается при повышении температуры окружающего воздуха по отношению к МСА на $+15^\circ\text{C}$ на максимальном взлетном режиме и на $+10^\circ\text{C}$ на остальных режимах. Максимальная температура газа на режиме набора высоты на 100 К ниже, чем на максимальном взлетном режиме.

Модуль обеспечивает расчет высотно-скоростных характеристик на максимальном взлетном режиме и режиме набора высоты, расчет дроссельных характеристик в объеме необходимом для определения траектории взлета и посадки самолета и определения характеристик в условиях крейсерского полета. Помимо общих параметров двигателя определяются данные, необходимые для расчета шума вентилятора и реактивной струи. Также производился расчет массы двигателя.

Стохастическая (вероятностная) оценка надежности результатов многодисциплинарной оптимизации. Результатом решения поставленной комплексной задачи – формирования оптимального облика силовой установки ПТС с учетом неопределенности в задании показателей совершенства двигателя и самолета – является получение «робастного» парето-фронта вариантов данного летательного аппарата с приемлемым уровнем риска неполучения заявленных данных. Для решения этой задачи после ее постановки, настройки и отладки вышеуказанного программно-вычислительного комплекса, состоящего из программ расчета характеристик двигателя, ЛТХ и акустических характеристик самолета, необходима его адаптация к программе, моделирующей метод Монте-Карло, и модулю многокритериальной оптимизации. Упрощенная блок-схема решения поставленной задачи в стохастической постановке представлена на рис. 4 (ВЗ – воздухозаборник, РС – реактивное сопло).

В качестве исходной информации в указанный программно-вычислительный комплекс вводятся:

- характеристики весового баланса и аэродинамические характеристики (поляры) некоторого базового варианта самолета – начальное приближение для поиска оптимальных решений;
- коэффициенты влияния для пересчета указанных характеристик базового варианта при изменении варьируемых факторов;

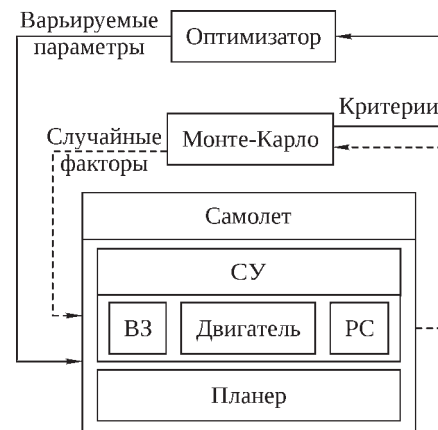


Рис. 4. Блок-схема комплекса многокритериальной оптимизации самолета в вероятностной постановке

- варьируемые параметры рабочего процесса двигателя и завязки самолета ($\pi_{в.кр}^*$, $m_{кр}$, $(R/G)_0$ и др.);
- факторы риска, распределенные по заданному закону в выбранных диапазонах их варьирования.

В качестве факторов риска, влияние которых на целевые функции можно считать наиболее значимым, приняты следующие величины:

- относительное отклонение массы конструкции планера;
- относительное отклонение удельной массы двигателя;
- относительное отклонение удельного расхода топлива двигателя в условиях крейсерского полета;
- относительное отклонение максимального аэродинамического качества самолета в крейсерском полете и в условиях взлета.

На основании экспертных оценок приняты возможные в процессе создания самолета предельные отклонения указанных величин от номинальных значений, приведенные в табл. 3.

Особая трудность стохастической оценки надежности результатов состоит в задании законов распределения этих отклонений в пределах принятых диапазонов. Здесь так же, как и при задании диапазонов отклонения, основным средством получения потребных распределений является экспертиза. Не останавливаясь

Табл. 3. Диапазоны изменения и наиболее вероятные значения случайных факторов, отнесенные к своим номинальным значениям

Случайный фактор	Нижний предел	Верхний предел	Наиболее вероятное значение
$\Delta G_{конс}, \%$	–2	+10	+2
$\Delta \gamma_{дв}, \%$	–2	+7	+1
$\Delta C_{R\ кр}, \%$	–2	+7	+2
$\Delta K_{max\ кр}, \%$	–5,4	+2,7	–0,3

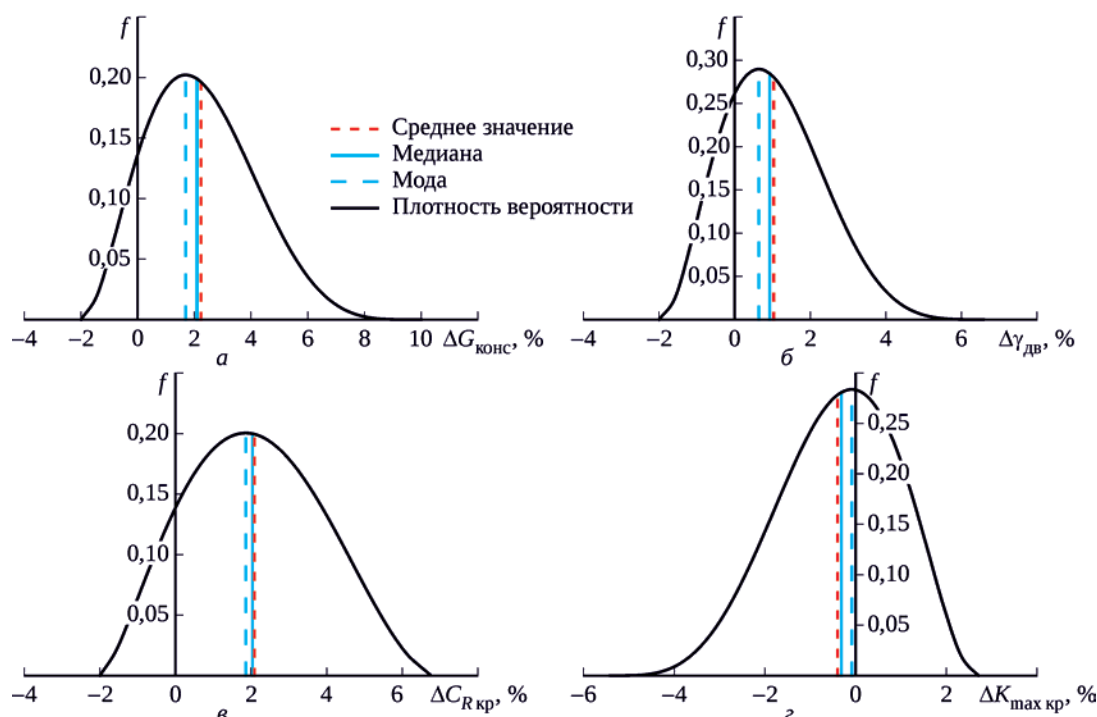


Рис. 5. Принятые законы распределения (плотность вероятности бета-распределения) случайных факторов: а – $G_{\text{конс}}$ ($\alpha = 3, \beta = 5,5$); б – $\gamma_{\text{дв}}$ ($\alpha = 3,2, \beta = 6,3$); в – $C_{R\text{кр}}$ ($\alpha = 2,5, \beta = 3$); г – $K_{\text{макс кр}}$ ($\alpha = 5, \beta = 3,1$)

для краткости изложения на проблемах организации такой экспертизы [2; 3], приведем на рис. 5 принятое в итоге распределение плотности вероятности для каждого из отобранных факторов риска. Здесь для моделирования законов распределения было использовано так называемое бета-распределение, дающее возможность заданием двух параметров (α и β), характеризующих полноту и форму распределения, получать самые различные законы: от нормального усеченного до близкого к равномерному.

Еще одной дополнительной группой исходных данных, отличающей данную постановку задачи от оптимизации в детерминированной постановке, являются заранее рассчитанные коэффициенты влияния указанных факторов риска на комплекс основных критериев для пересчета их значений в процессе моделирования распределения этих величин методом Монте-Карло.

Последовательность работы программного комплекса, блок-схема которого представлена выше, следующая.

1. Модуль «Оптимизатор» распределяет точки в пространстве параметров (вектор варьируемых параметров).
2. В модуле «Двигатель» рассчитываются характеристики двигателя.
3. Определяются эффективные характеристики СУ.
4. Модуль «Монте-Карло» генерирует вектор случайных величин с учетом заданных законов распределения.
5. Производится расчет летно-технических, аэродинамических и стоимостных характеристик самолета.

6. Переход к пункту 4. Расчет производится в цикле по заданному числу испытаний.

7. Строятся гистограммы функций распределения плотности и интегральные функции выходных величин. Определяются значения критериев для заданного уровня вероятности. Переход к пункту 1. Последовательность расчетов повторяется по заданному числу пробных точек.

8. Определяется область допустимых решений с учетом ограничений, из которых затем выделяется подмножество альтернативных, наиболее рациональных (оптимальных по Парето) вариантов.

Анализ результатов многодисциплинарной оптимизации параметров двигателя в составе СУ ПТС

Параметрические исследования влияния проектных параметров двигателя на ЛТХ самолета и шум. Прежде чем приступать к поиску оптимального (оптимально-компромиссного) комплексного решения, целесообразно исследовать область варьирования оптимизируемых факторов и характер их влияния на критерийные показатели. Полученная таким образом предварительная информация позволяет проверить кондиционность используемых алгоритмов, выявить область существования рациональных решений, определить наиболее сильнодействующие факторы. Все это существенно облегчает анализ результатов многокритериальной оптимизации.

Пример одного из срезов рассматриваемого трехмерного пространства (R_0 , $m_{кр}$, $\pi_{к\sum кр}^*$), где в качестве варьируемых факторов выступают взлетная тяга двигателя и крейсерская степень двухконтурности при фиксированном значении $\pi_{к\sum кр}^* = 70$, представлен в табл. 4 (F_B – площадь входа в вентилятор; G_0 – взлетная масса самолета). Таблицы, иллюстрирующие совместное влияние других рассчитанных пар варьируемых факторов, для краткости изложения здесь опущены.

При рассмотрении представленных данных, а также не приведенных здесь результатов по влиянию $\pi_{к\sum кр}^*$ можно отметить:

- во всей рассматриваемой области варьирования проектных параметров двигателя обеспечивается возможность выполнения полета с $M_{кр} = 0,75$, а для полета с $M_{кр} = 0,80$ необходимо иметь либо двигатели достаточно большой размерности при любых $m_{кр}$, либо двигатели с тягой почти во всем диапазоне, $R_0 = 23...28$ тс, но с ограниченной двухконтурностью, $m_{кр} \leq 13...14$;
- область параметров двигателя, в которой возможен полет с $M_{кр} = 0,80$, почти совпадает с областью, где выполняется ограничение на длину ВПП $L_{ВПП} \leq 2500$ м;

Табл. 4. Параметрические зависимости целевых показателей и других полетных характеристик самолета и двигателя при варьировании R_0 и $m_{кр}$

$L_{0,75}$, км	$L_{0,80}$, км	$L_{ВПП}$, м	$\Delta EPNL_{СУ}$, EPNдБ	$\Delta EPNL_{ЛА}$, EPNдБ	R_0 , тс	$m_{кр}$	$R_{кр}$, кгс	$T_{г.кр. max}^*$, К	F_B , м ²	G_0 , кг	$G_{дв}$, кг
6450	–	2784	–7,6	–15,6	22	12	4446	1763	2,42	327 455	3787
6394	5293	2584	–6,14	–14,37	23,5	12	4749	1762	2,50	329 004	4045
6334	5266	2413	–4,68	–13,67	25	12	5052	1762	2,58	330 553	4303
6261	5220	2269	–3,03	–12,96	26,5	12	5355	1761	2,66	332 342	4601
6187	5172	2152	–1,83	–11,88	28	12	5658	1761	2,73	334 147	4902
6512	–	2838	–1,66	–13,27	22	13,5	4446	1777	2,51	327 704	3828
6451	5340	2632	1,04	–11,02	23,5	13,5	4749	1776	2,60	329 270	4089
6387	5301	2455	2,31	–10,29	25	13,5	5052	1775	2,68	330 836	4350
6310	5267	2313	1,47	–11	26,5	13,5	5355	1775	2,76	332 644	4651
6231	5215	2188	3,36	–10,45	28	13,5	5658	1774	2,83	334 469	4956
6560	–	2889	8,83	–5,41	22	15	4446	1789	2,60	327 990	3876
6494	–	2676	9,32	–6,15	23,5	15	4749	1788	2,69	329 575	4140
6425	5351	2503	11,03	–5,02	25	15	5052	1787	2,77	331 161	4404
6344	5302	2350	13,26	–3,18	26,5	15	5355	1787	2,86	332 992	4709
6262	5247	2226	14,95	–2,03	28	15	5658	1786	2,93	334 839	5017
6595	–	2940	9,38	–6,38	22	16,5	4446	1799	2,69	328 312	3929
6525	–	2723	12,73	–3,72	23,5	16,5	4749	1799	2,78	329 920	4197
6452	5375	2537	14,74	–2,31	25	16,5	5052	1797	2,87	331 527	4465
6367	5327	2382	15,89	–0,91	26,5	16,5	5355	1796	2,95	333 384	4775
6281	5269	2258	16,8	–0,47	28	16,5	5658	1796	3,03	335 257	5087
6621	–	2978	12,74	–3,74	22	18	4446	1807	2,77	328 672	3989
6546	–	2823	13,72	–2,63	23,5	18	4749	1806	2,87	330 304	4261
6468	–	2572	15,4	–1,46	25	18	5052	1806	2,96	331 936	4533
6381	5344	2422	16,98	–0,57	26,5	18	5355	1805	3,04	333 821	4848
6292	5272	2292	19,52	1,25	28	18	5658	1805	3,13	335 722	5164

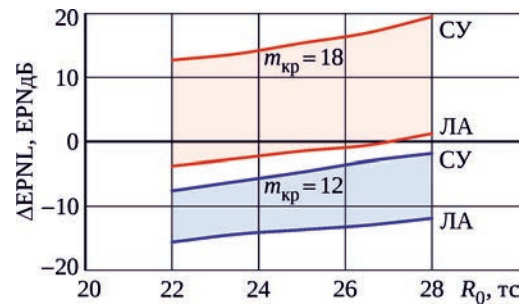


Рис. 6. Зависимости шума СУ и ЛА от параметров двигателя ($\pi_{к\sum кр}^* = 70$)

– наибольшая дальность полета обеспечивается двигателями минимально возможной размерности при средних значениях двухконтурности $m_{кр} = 15...16$.

Более сложное взаимное влияние имеет место в части акустических зависимостей, что заслуживает отдельного рассмотрения.

Оценка акустических характеристик ПТС. На рис. 6, отражающем данные табл. 4, представлены зависимости составляющих суммарного шума от величины взлетной тяги двигателя для нескольких значений степени двухконтурности. Наилучшие варианты сочетаний проек-

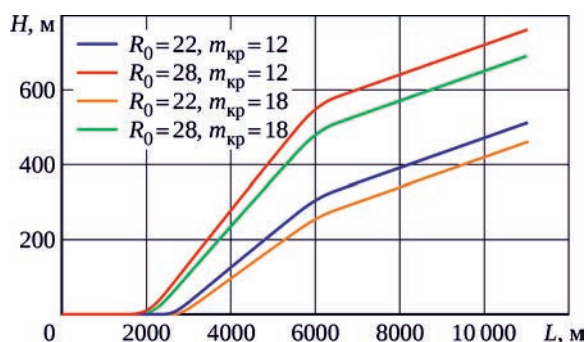


Рис. 7. Траектории взлета и набора высоты ПТС с различными ТРДД

ных параметров имеют максимальные значения двухконтурности и тяги ТРДД в рассматриваемых диапазонах их изменения.

Известно, что шум ЛА зависит в первую очередь от шума СУ. Изменение двухконтурности с 12 до 18 для редукторного ТРДД сопровождается уменьшением степени повышения давления в вентиляторе и уменьшением его окружной скорости более чем на 100 м/с (26%) на взлетном режиме, что благоприятно сказывается на акустических характеристиках двигателя. Однако этот положительный эффект несколько снижается из-за более сильного падения тяги по скорости с увеличением степени двухконтурности и, как следствие, понижения траектории взлета (рис. 7). Тем не менее увеличение степени двухконтурности при постоянной взлетной тяге приводит к существенному снижению шума СУ, определяемого в основном шумом вентилятора.

При неизменной аэродинамической конфигурации ЛА шум планера, определяемый в пролетной и посадочной КТ, зависит лишь от скорости полета и положения ЛА относительно этих точек. Увеличение взлетной тяги с 22 до 28 тс способствует повышению траектории полета (см. рис. 7) и уменьшению шума самолета в пролетной КТ, но одновременно сопровождается ухудшением шума в боковой КТ, для которой регламентиро-

вано применение максимального взлетного режима работы СУ. Однако у двигателей большей размерности выдерживание потребной тяги по траектории в районе пролетной и посадочной КТ приводит к увеличению степени дросселирования ТРДД, что способствует преобладающему снижению шума СУ в этих точках и шума ЛА в целом по сумме трех КТ.

Таким образом, проведенные параметрические исследования подтверждают работоспособность комплекса математических моделей и компьютерных программ, достоверность результатов, получаемых в достаточно широкой области варьируемых факторов, что позволяет далее провести многокритериальную оптимизацию рассматриваемого объекта.

Определение парето-оптимального множества альтернативных вариантов. В результате многодисциплинарной многофакторной оптимизации в детерминированной постановке с тремя варьируемыми параметрами и тремя критериями (практическая дальность полета, потребная длина ВПП, суммарный уровень воспринимаемого в трех контрольных точках шума ЛА) были получены 10 парето-оптимальных вариантов ПТС (табл. 5). В случае необходимости выбор наиболее рационального варианта производится с помощью различных формальных и неформальных процедур [13–15].

На основе анализа полученных вариантов можно заключить, что по комплексу рассчитанных критериев наилучшее их сочетание обеспечивается вариантами № 4, 6, и 7. Варианты № 1...3 не могут рассматриваться как приемлемые, так как здесь вследствие низкой тяговооруженности самолета не обеспечивается возможность полета с повышенной крейсерской скоростью ($M_{кр} = 0,80$), а варианты № 5, 8...10 существенно, на 7...16 ЕPNдБ, превышают принятые в данном случае требования норм главы 14 стандарта ИКАО [6] по суммарному шуму самолета в контрольных точках. Отметим, что эти варианты отличаются наибольшими значениями

Табл. 5. Основные проектные параметры и значения целевых показателей парето-оптимального множества ЛА

№	$L_{0,75}$, км	$L_{0,80}$, км	$L_{ВПП}$, м	$\Delta EPNL_{СУ}$, ЕPNдБ	$\Delta EPNL_{ЛА}$, ЕPNдБ	R_0 , тс	$m_{кр}$	$\pi_{к\Sigma кр}^*$	$T_{г.кр\ max}^*$, К	$C_{Rкр}$, кг/(кгс·ч)
1	6636	—	3008	14,1	–2,9	22 000	18,0	75,0	1807	0,461
2	6588	—	2860	11,7	–3,6	22 910	18,0	73,7	1807	0,463
3	6532	—	2709	12,1	–3,1	23 879	17,5	72,9	1804	0,466
4	6446	5380	2531	16,4	–1,0	25 593	18,0	75	1806	0,469
5	6344	5281	2389	0,5	–11,0	25 532	12,9	70,6	1770	0,492
6	6309	5294	2308	19,9	1,4	27 996	18,0	74,6	1805	0,471
7	6249	5225	2209	14,6	–2,2	28 000	15,1	65,5	1786	0,482
8	6237	5213	2194	8,0	–7,1	28 000	14,6	65,0	1770	0,479
9	6155	5132	2124	–5,1	–14,1	28 000	11,6	65,0	1753	0,491
10	6082	5064	2083	–9,0	–15,9	28 000	10,0	65,0	1737	0,496
Баз.	6461	5358	2599	6,9	–7,3	24 000	14,5	70	1784	0,473

тяги при относительно умеренных или наименьших значениях степени двухконтурности ($m_{кр} = 10 \dots 14,6$) либо пониженной степени двухконтурности при умеренной тяге (вариант № 5). Нужно также подчеркнуть, что зависимости шума от параметров двигателя в различных КТ имеют противоречивый характер и их анализ требует тщательного изучения. Три варианта самолета из всего множества, удовлетворяющие (с учетом погрешности $\pm 2,5$ ЕРНдБ для используемой матмодели) нормам ИКАО по суммарному шуму (№ 4, 6, 7), целесообразно выбирать для последующей, более глубокой проработки, в частности с оценкой стоимости жизненного цикла. В этой группе двигатели вариантов № 4 и 6 при одинаковых параметрах $m_{кр}$ и $\pi_{к\sum кр}^*$ отличаются друг от друга только размерностью ($R_0 = 25,6$ и $28,0$ тс), а вариант № 7 отличается от них именно параметрами $m_{кр}$ и $\pi_{к\sum кр}^*$. К существенным достоинствам варианта

№ 7 можно отнести более короткую, чем у вариантов № 4 и 6, требуемую ВПП (на 320 и 100 м), а к недостаткам – меньшую дальность полета (на 3 и 1% соответственно).

В заключение параграфа на рис. 8 показаны проекции на плоскости трехмерного пространства (трех критериев) парето-оптимальных точек с указанием базового варианта самолета и трех вариантов ПТС, имеющих из всего множества наилучшее сочетание показателей. Сравнительно небольшие отличия в ЛТХ этих самолетов, а также их акустических характеристиках существенно повышают значимость экономических показателей, которые должны быть оценены на следующих этапах проектирования.

Анализ результатов оптимизации самолета и двигателя в условиях неопределенности исходной информации. Оценка технического риска

Как было показано выше, наиболее полно удовлетворяют комплексу противоречивых требований к дальности полета, длине ВПП и уровню шума самолета на местности варианты № 4, 6 и 7 из парето-оптимального множества решений. Именно для этих вариантов была статистически проанализирована надежность получения расчетных значений критериев.

Оценка риска неполучения требуемых данных. Принятое распределение плотности вероятности для каждого из отобранных факторов риска ($C_{R кр}$, $\gamma_{дв}$, $G_{конс}$, $K_{\max кр}$) было показано на рис. 5. Статистически смоделированное методом Монте-Карло распределение выбранного комплекса критериев для вариантов самолета № 4, 6 и 7 приведено на рис. 9, здесь же представлена вероятность получения характеристик без учета факторов риска. Также по зависимостям можно определить значения выбранных критериев при приемлемом уровне риска, в качестве допустимой границы которого принималось значение вероятности $P = 70\%$. При принятых значениях прогнозируемых экспертами возможных ошибок в назначении исходных показателей совершенства СУ и ЛА вероятность получения критериев вариантов ПТС № 4, 6 и 7 с номинальным (нулевым) уровнем отклонений случайных факторов составляет $\sim 5 \dots 10\%$, а недобор практической дальности и длины ВПП при приемлемом уровне риска ($P = 70\%$) относительно детерминированных значений оценивается в $\sim 5\%$. Снижение запаса по шуму при доверительном уровне риска составляет $\sim 0,5$ ЕРНдБ.

Оптимизация варьируемых проектных параметров для минимизации технического риска. Представляет интерес оценка возможности трансформировать проектные параметры ЛА и его СУ, чтобы обеспечить боль-

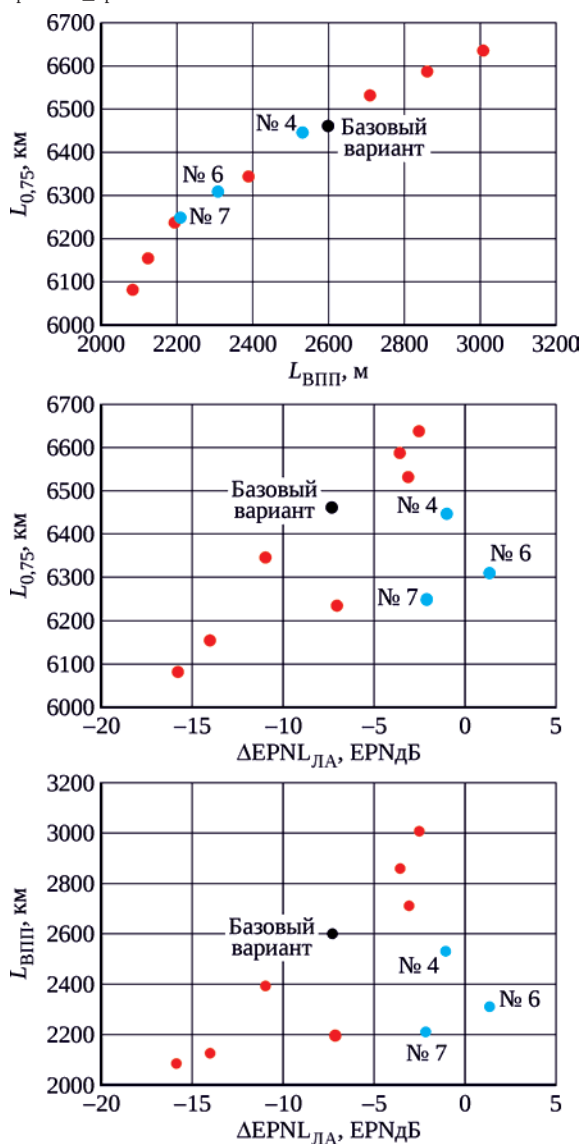


Рис. 8. Три проекции результатов трехкритериальной оптимизации в детерминированной постановке

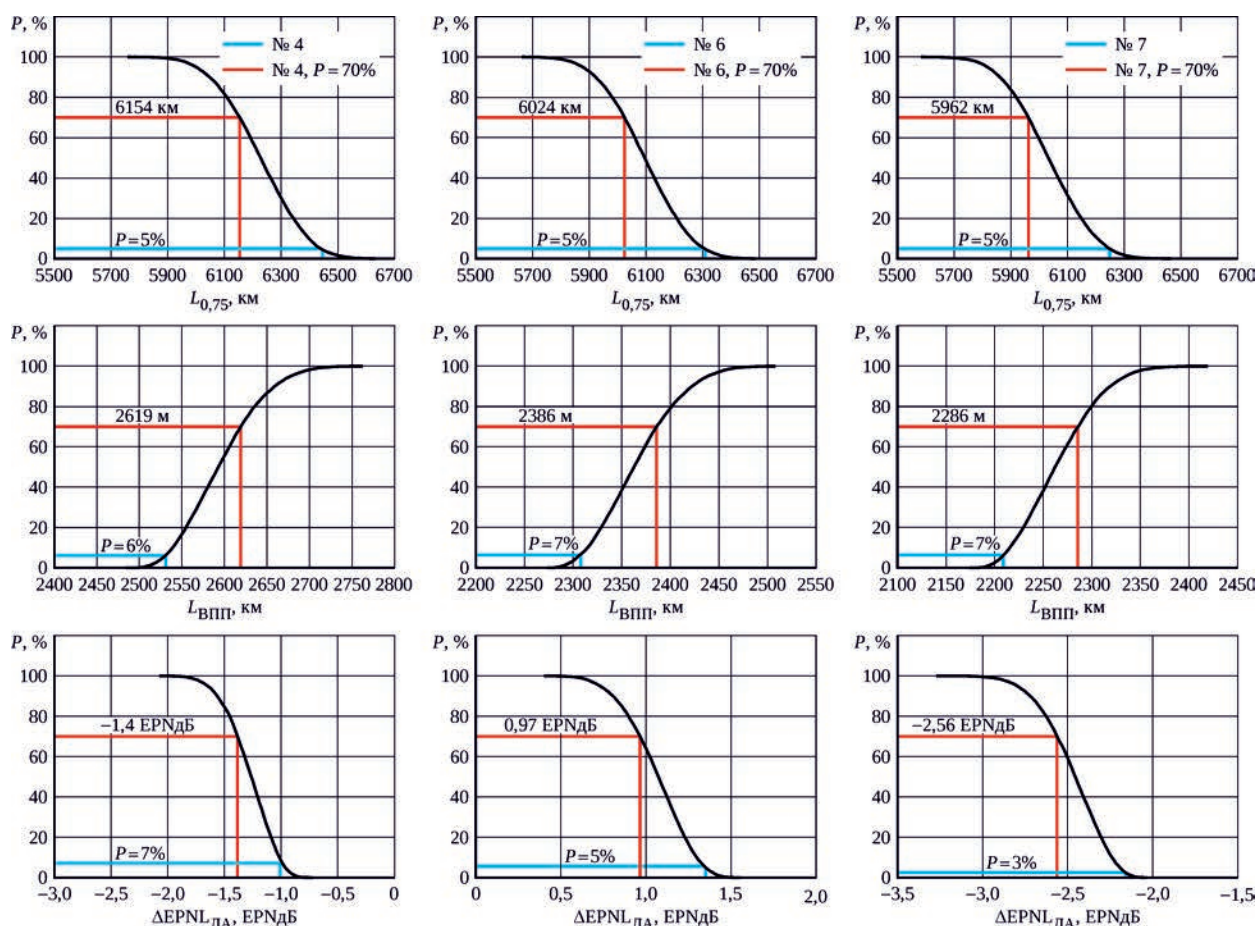


Рис. 9. Распределение вероятности достижения определенных уровней критериев

шую устойчивость решения (робастность) при воздействии рассматриваемых факторов риска. В такой постановке критериями в задаче оптимизации являются вероятности получения заданных характеристик или

значения этих показателей при заданной вероятности их обеспечения.

На рис. 10 представлено решение рассматриваемой оптимизационной задачи в стохастической поста-

Табл. 6. Основные проектные параметры и значения целевых показателей парето-оптимального множества ЛА в стохастической постановке при вероятности достижения критериев $P = 70\%$

№	$L_{0,75}$, км	$L_{ВПП}$, м	$\Delta EPNL_{СУ}$, EPNДБ	$\Delta EPNL_{ЛА}$, EPNДБ	R_0 , тс	$m_{кр}$	$\pi_{\Sigma кр}^*$
1	6336	3104	13,5	-3,2	22 000	18,0	75,0
2	6302	3005	14,1	-2,7	22 531	18,0	71,6
3	6242	2900	9,7	-4,7	22 645	14,9	72,6
4	6138 (6154)	2587 (2619)	16,1 (15,9)	-1,3 (-1,4)	25 842 (25 593)	18,0 (18,0)	73,9 (75)
5	6056	2446	2,6	-11,1	26 042	13,6	72,4
6	6022 (6024)	2389 (2386)	19,4 (19,4)	1,0 (1,0)	28 000 (27 996)	18,0 (18,0)	75,0 (74,6)
7	5976 (5962)	2296 (2286)	14,1 (14,1)	-2,6 (-2,6)	28 000 (28 000)	14,9 (15,1)	69,8 (65,5)
8	5943	2251	2,8	-10,8	28 000	13,4	68,4
9	5897	2227	-3,7	-13,4	27 928	11,6	73,4
10	5813	2161	-9,1	-16,1	28 000	10,0	68,7

Примечание. В скобках указаны значения критериев, полученные в детерминированной постановке, пересчитанные на $P = 70\%$.

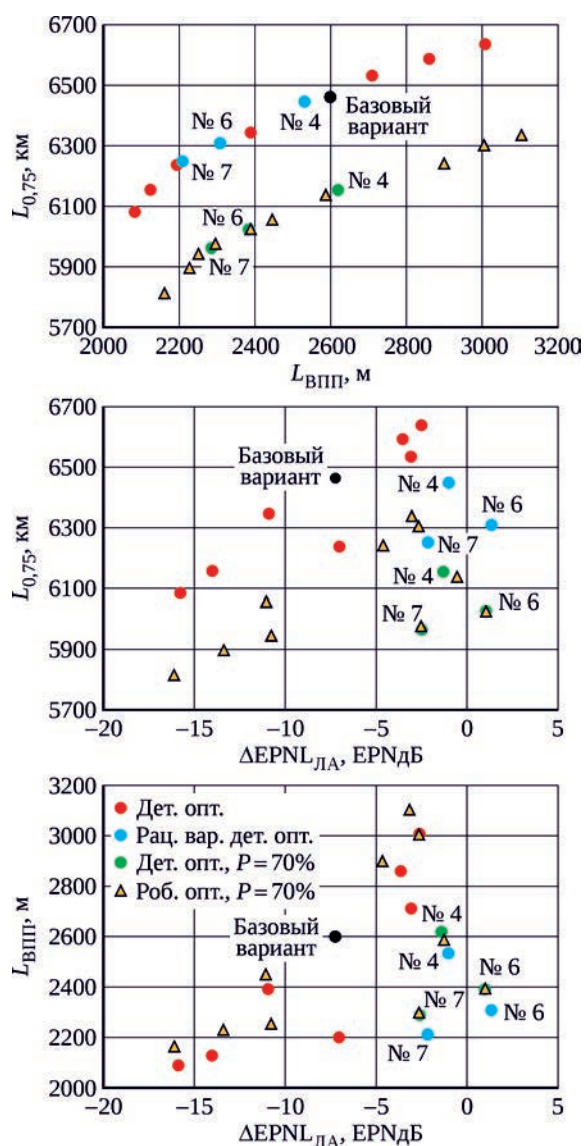


Рис. 10. Три проекции результатов трехкритериальной оптимизации в детерминированной и стохастической постановках

новке при 70-процентном уровне вероятности достижения целевых функций (желтые точки). Здесь же для сравнения приведены результаты оптимизации без учета влияния случайных факторов (красные точки) и указаны три отобранные ранее детерминированные парето-оптимальные варианты (№ 4, 6 и 7), пересчитанные на гарантированный уровень вероятности (зеленые точки). Анализ парето-оптимальных вариантов ПТС,

представленных на рис. 10 и в табл. 6, показывает достаточно близкое расположение альтернативных детерминированных решений, пересчитанных на заданный уровень вероятности, и фронта, полученного в результате оптимизационных исследований с учетом неопределенности исходной информации, что свидетельствует о правильности отбора для более детальной проработки выбранных вариантов № 4, 6 и 7.

Заключение

На основе системного комплексного подхода решалась задача выбора рациональных проектных параметров двигателей в составе перспективного транспортного самолета класса Ан-124 ($G_{ПН} = 80...100$ т, $L_{\text{практ}} = 5000...6000$ км, $L_{\text{ВПП}} \leq 2500$ м, суммарный уровень шума в контрольных точках – согласно нормам главы 14 стандарта ИКАО), наиболее полно удовлетворяющего комплексу противоречивых требований к дальности полета, длине ВПП и уровню шума самолета на местности, с учетом и минимизацией технических рисков.

Решение задачи осуществлено с помощью разработанного программного комплекса, объединяющего математические модели и компьютерные подпрограммы и обеспечивающего расчет характеристик самолета, двигателя, ЛТХ, ВПХ, с учетом акустических ограничений, а также поиск рациональных многокритериальных решений в виде парето-оптимального множества альтернативных вариантов.

В результате параметрического исследования в трехмерной области варьируемых факторов ($R_0 = 22...28$ тс, $m_{\text{кр}} = 12...18$, $\pi_{\text{к}\Sigma\text{кр}}^* = 65...75$) с последующей многокритериальной оптимизацией сформировано семейство из 10 парето-оптимальных решений, из которых выделены три наиболее предпочтительных варианта. Характеристики рациональных альтернативных вариантов двигателей приведены в табл. 7.

При принятых значениях прогнозируемых экспертами возможных ошибок в назначении исходных показателей совершенства СУ и ЛА ($\Delta\gamma_{\text{дв}} = -2...+7\%$; $\Delta C_{R\text{кр}} = -2...+7\%$; $\Delta G_{\text{юнс}} = -2...+10\%$; $\Delta K_{\text{макс кр}} = -5,4...+2,7\%$) вероятность получения номинальных значений критериев (без учета воздействия случайных факторов) указанных в табл. 7 вариантов составляет $\sim 5...10\%$, а недобор практической дальности и длины ВПП при прием-

Табл. 7. Варианты двигателей, в наибольшей степени удовлетворяющие требованиям к ЛА

Параметры двигателя			$L_{0,75}$, км	$L_{0,80}$, км	$L_{\text{ВПП}}$, м	$\Delta\text{EPNL}_{\text{СУ}}$, EPNдБ	$\Delta\text{EPNL}_{\text{ЛА}}$, EPNдБ
R_0 , тс	$m_{\text{кр}}$	$\pi_{\text{к}\Sigma\text{кр}}^*$					
25,6	18,0	75,0	6446	5380	2531	16,4	-1,0
28,0	18,0	74,6	6309	5294	2308	19,9	1,4
28,0	15,1	65,5	6249	5225	2209	14,6	-2,2

лемом уровне риска (уровне вероятности $P = 70\%$) относительно детерминированных значений оценивается в $\sim 5\%$. Снижение запаса по шуму при указанном доверительном уровне вероятности составляет $\sim 0,5$ ЕРНдБ.

Предпринятая попытка понизить степень риска неполучения расчетных характеристик в результате комплексной многофакторной многокритериальной оптимизации, где в качестве критериев были приняты значения целевых показателей при уровне вероятности $P = 70\%$, не привела к заметному изменению оптимизируемых факторов и уменьшению соответствующих рисков, что, однако, свидетельствует о правильности отбора для последующей, более детальной проработки трех указанных выше предпочтительных вариантов.

В целом же комплексная проблема снижения технико-экономических рисков при создании новых

перспективных двигателей требует более глубокого специального изучения, в частности использования стоимостных критериев.

Детально исследованы возможности снижения шума самолета на местности в процессе взлета и посадки с учетом влияния применяемых технологий на взлетно-посадочные характеристики. Показано, что изменяя параметры двигателя в широком диапазоне (степень двухконтурности – на 8 ед., суммарную степень повышения давления – на 5 ед. и более), можно изменить суммарный уровень шума СУ без звукопоглощающих конструкций на 13...20 ЕРНдБ. Применение современных ЗПК позволяет снизить шум вентилятора двигателей большой тяги еще на 10...21 ЕРНдБ суммарно в трех контрольных точках.

Литература

1. Нечаев Ю.Н., Селиванов О.Д. Выбор оптимальных параметров двигателей при формировании облика силовых установок // Машиностроение : энциклопедия. Разд. IV. Расчет и конструирование машин. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Авиационные двигатели / ред.-сост. В.А. Скибин, Ю.М. Темис, В.А. Сосунов. М. : Машиностроение, 2010. Гл. 2.2. С. 157–174.
2. Статистическая оценка характеристик проектируемого самолета с помощью метода Монте-Карло / В.Е. Данилов, В.К. Исаев, А.М. Рябов, Л.М. Шкадов // Ученые записки ЦАГИ. 1973. Т. 4, № 2. С. 137–142.
3. Югов О.К., Селиванов О.Д. Основы интеграции самолета и двигателя. М. : Машиностроение, 1989. 304 с.
4. Интеграция силовой установки и летательного аппарата / науч. ред. О.Д. Селиванов // ЦИАМ 2001–2005. Основные результаты научно-технической деятельности. В 2 т. М. : ЦИАМ, 2005. Т. 1. Гл. 2.1. С. 167–192.
5. Соболев И.М., Статников Р.Б. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. М. : Наука, 1981. 110 с.
6. Охрана окружающей среды: прил. 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Т. 1. Авиационный шум / Международная организация гражданской авиации. Изд. 7-е. Монреаль : ИКАО, 2014. 256 с. Разд. паг.
7. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета : Траектории летательных аппаратов. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1969. 499 с.
8. Программа определения параметров двигателя самолета на взлете («VZLET») : свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2018619542 / П.А. Рябов ; заявитель и правообладатель ЦИАМ им. П.И. Баранова. № 2018617061, заявл. 06.07.2018 ; опублик. 08.08.2018, Реестр программ для ЭВМ. 9 с.
9. Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории / Межгос. авиац. комитет. Изд. 5-е с поправками 1–8. М. : Авиаиздат, 2015. 290 с.
10. Рябов П.А. Методика многодисциплинарной оценки эффективности применения маршевых гибридных газотурбинных двигателей магистрального самолета : дис. ... канд. техн. наук. М., 2021. 139 с.
11. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей. М. : ЦИАМ, 1979. 45 с. (Труды ЦИАМ ; № 832).
12. Коровкин В.Д., Евстигнеев А.А. Программа расчета авиационного ГТД на этапе предварительного проектирования с использованием визуальных программных средств // Авиационные технологии – 2000 : международная конференция : тезисы докладов : Жуковский, Московская обл., Россия, 19–24 августа 1997 г. М., 1997. С. IV-27.
13. Силовые установки в системе летательного аппарата / общ. редакция О.Д. Селиванова // ЦИАМ 1980–2000. Научный вклад в создание авиационных двигателей : в 2 кн. / под общ. науч. ред. В.А. Скибина и В.И. Солониной. М. : Машиностроение, 2000. Кн. 1. Гл. 2. С. 329–374.
14. Платунов В.С. Методология системных военно-научных исследований авиационных комплексов / 30 ЦНИИ МО РФ. М. : Дельта, 2005. 344 с.

-
15. Предварительное исследование по определению оптимальных проектных параметров унифицированного турбореактивного двухконтурного двигателя для самолетов различного назначения / А.В. Луковников, О.Д. Селиванов, Д.Б. Фокин, А.А. Максимов // Полет : общерос. науч.-техн. журн. 2018. № 8. С. 24–33.

References

1. Nechaev Iu.N., Selivanov O.D. Vybor optimal'nykh parametrov dvigatelei pri formirovanii oblika silovykh ustanovok [The selection of optimal engine parameters during formation of the image of power plants]. Mashinostroenie: entsiklopediia [Mechanical engineering: encyclopedia]. Section IV. Raschet i konstruirovaniye mashin [Calculation and design of machines]. Vol. IV-21. Samolety i vertolety [Planes and helicopters]. Book 3. Aviatsionnye dvigateli [Aircraft engines]. Editors: V.A. Skibin, Iu.M. Temis, V.A. Sosunov. Moscow: Mashinostroenie [Mechanical Engineering], 2010. Ch. 2.2. P. 157–174.
2. Danilov V.E., Isaev V.K., Riabov A.M., Shkadov L.M. Statisticheskaya otsenka kharakteristik proektiruемого samoleta s pomoshch'yu metoda Monte-Karlo [Statistical evaluation of the characteristics of the designed aircraft using Monte Carlo method]. Uchenye zapiski TsAGI [Scientific notes of TsAGI]. 1973. Vol. 4, no. 2. P. 137–142.
3. Iugov O.K., Selivanov O.D. Osnovy integratsii samoleta i dvigatelya [Fundamentals of aircraft and engine integration]. Moscow: Mashinostroenie [Mechanical Engineering], 1989. 304 p.
4. Integratsiya silovoi ustanovki i letatel'nogo apparata [Integration of a power plant and an aircraft]. Scientific editor – O.D. Selivanov. CIAM 2001-2005. Osnovnye rezul'taty nauchno-tekhnicheskoi deiatel'nosti [The main results of scientific and technical activities]. In 2 volumes. Moscow: CIAM, 2005. Vol. 1. Chapter 2.1. P. 167–192.
5. Sobol' I.M., Statnikov R.B. Vybor optimal'nykh parametrov v zadachakh so mnogimi kriteriyami [The choice of optimal parameters in multiple criteria problems]. Moscow: Nauka [Science], 1981. 110 p.
6. Environmental protection. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation. Volume 1. Aircraft noise. International Civil Aviation Organization. 7th edition. Montreal: ICAO, 2014. Pag. var.
7. Ostoslavskii I.V., Strazheva I.V. Dinamika poleta: Traektorii letatel'nykh apparatov [Flight dynamics: aircraft trajectories]. 2nd edition, revised and extended. Moscow: Mashinostroenie [Mechanical Engineering], 1969. 499 p.
8. Riabov P.A. Programma opredeleniya parametrov dvigatelya samoleta na vzlete ("VZLET") [The software for determining parameters of the aircraft engine during takeoff ("VZLET")]: certificate of state registration of the computer program no. 2018619542; applicant and copyright holder – Central Institute of Aviation Motors. No. 2018617061, application dated 06.07.2018; published on 08.08.2018. Software register. 9 p.
9. Aviatsionnye pravila [Aviation rules]. Ch. 25. Normy letnoi godnosti samoletov transportnoi kategorii [Airworthiness standards: transport category airplanes]. Mezhsosudarstvennyi aviatsionnyi komitet [Interstate Aviation Committee]. 5th edition with amendments 1–8. Moscow: Aviaizdat, 2015. 290 p.
10. Riabov P.A. Metodika mnogodistsiplinarnoi otsenki effektivnosti primeneniya marshevykh gibridnykh gazoturbinnnykh dvigatelei magistral'nogo samoleta [Methodology for a multidisciplinary assessment of the effectiveness of mainline aircraft's hybrid gas turbine engines]. Candidate of Technical Sciences dissertation. Moscow, 2021. 139 p.
11. Druzhinin L.N., Shvets L.I., Lanshin A.I. Matematicheskoe modelirovaniye GTD na sovremennykh EVM pri issledovanii parametrov i kharakteristik aviatsionnykh dvigatelei [Mathematical modeling of GTE on modern computers to study parameters and characteristics of aircraft engines]. Moscow: CIAM, 1979. 45 p. (Proceedings of CIAM; No. 832).
12. Korovkin V.D., Evstigneev A.A. Programma rascheta aviatsionnogo GTD na etape predvaritel'nogo proektirovaniya s ispol'zovaniem vizual'nykh programmnykh sredstv [The software for calculating an aviation gas turbine engine at the stage of preliminary design using visual software tools]. Aviatsionnye tekhnologii – 2000 [Aviation Technologies – 2000]: international conference, abstracts. Zhukovskiy, Moscow region, Russia, August 19–24, 1997. Moscow, 1997. P. IV-27.
13. Silovye ustanovki v sisteme letatel'nogo apparata [Power plants in an aircraft system]. General edition by O.D. Selivanov. CIAM 1980-2000. Nauchnyi vklad v sozdaniye aviatsionnykh dvigatelei [Scientific contribution to the development of aircraft engines]. In 2 books. Scientific general edition by V.A. Skibin and V.I. Solonin. Moscow: Mashinostroenie [Mechanical Engineering], 2000. Book 1. Chapter 2. P. 329–374.
14. Platunov V.S. Metodologiya sistemnykh voenno-nauchnykh issledovaniy aviatsionnykh kompleksov [Methodology of systemic military scientific research of aviation complexes]. 30 TsNII MO RF [30 Central Research Institute of the Ministry of Defense of the Russian Federation]. Moscow: Delta, 2005. 344 p.

-
15. Lukovnikov A.V., Selivanov O.D., Fokin D.B., Maksimov A.A. Predvaritel'noe issledovanie po opredeleniiu optimal'nykh proektnykh parametrov unifitsirovannogo turboreaktivnogo dvukhkонтurnogo dvigatel'ia dlia samoletov razlichnogo naznacheniiia [Preliminary research on determining the optimal design parameters of a unified turbojet dual-circuit engine for aircraft of various purposes]. Polet: obshcheros. nauch.-tekhn. zhurn. [All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")]. 2018. No. 8. P. 24–33.

Материалы получены редакцией 26.08.2021