

Научная статья
УДК 621.452.322
DOI: 10.34759/vst-2022-1-118-130

ПОИСК ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ БЛИЖНЕМАГИСТРАЛЬНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Михаил Александрович Богомолов¹, Тарас Васильевич Грасько²,
Юрий Владимирович Зиненков³ ✉, Александр Валерьевич Луковников⁴

^{1,2,3}Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», Воронеж, Россия

⁴Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова
(ЦИАМ им. П.И. Баранова), Москва, Россия

¹michail986@yandex.ru

²grasko83@mail.ru

³yura2105@mail.ru ✉

⁴Lukovnikof@mail.ru

Аннотация. Статья посвящена поиску оптимального набора проектных параметров ближнемагистрального пассажирского самолета, имеющего силовую установку (СУ) с двумя двухконтурными турбореактивными двигателями (ТРДД) на базе газогенератора (ГГ) отечественного турбовинтового двигателя ТВ7-117С. Кратко представлен анализ потребности России в пассажирских самолетах и двигателях для их СУ. Продемонстрированы основные аэродинамические характеристики исследуемого летательного аппарата (ЛА) и тягово-экономические характеристики его двигателя, полученные с помощью инструментально-программного комплекса «Самолет—Двигатель» (ИПК «СД»). Описано решение задачи оптимизации методом непрямой статистической оптимизации на основе самоорганизации (МНСО) по критерию эффективности самолетного уровня с обоснованием выбора метода и целевой функции.

Ключевые слова: ближнемагистральный самолет, силовая установка, ТРДД, оптимизация силовой установки, критерий самолетного уровня

Для цитирования: Богомолов М.А., Грасько Т.В., Зиненков Ю.В., Луковников А.В. Поиск оптимальных параметров двигателя для ближнемагистрального пассажирского самолета // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 118-130. DOI: 10.34759/vst-2022-1-118-130

Original article

OPTIMAL ENGINE PARAMETERS SEARCHING FOR THE SHORT-HAUL PASSENGER AIRCRAFT

Mikhail A. Bogomolov¹, Taras V. Gras'ko², Yurii V. Zinenkov³ ✉, Aleksandr V. Lukovnikov⁴

^{1,2,3}Air force academy named after professor N.E. Zhukovskii and Y.A. Gagarin,
Voronezh, Russia

⁴Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, CIAM,
Moscow, Russia

¹michail986@yandex.ru

²grasko83@mail.ru

³yura2105@mail.ru ✉

⁴Lukovnikof@mail.ru

Abstract

The State economy effective functioning largely depends on the transport capacities of civil aviation, which ensure the required volume of passenger and commercial cargo transportation. It is especially important for Russia, with its large and remote regions of the Far North and the Far East. Establishing dozens of new routes on domestic and local routes will predictably lead to the significant growth of transportation by regional and short-range passenger airplanes.

In the current situation of the domestic air transportation development in Russia, the problem of the aircraft line expansion of all needs of this market segment coverage has not been completely solved. Thus, the development and creation of new regional and short-haul aircraft and aircraft engines for their power plants keeps on being an urgent task.

The article solved a complex task of searching for the optimum set of design parameters and characteristics of the technical system "Aircraft-Power plant", in which capacity a twin-engine short-haul (regional) aircraft with the flight range of 2000 km and a power plant based on the two-bypass turbojet engine in the takeoff thrust class of 25 kN was taken.

The universal technique for technical layout forming and efficiency evaluation of the aircraft power plants of various purpose, developed and many times officially accepted at the Department of Aircraft Engines of the "Air Force Academy named after professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin" was employed as the technique for the studies conducting. The instrumental "Airplane-Engine" software package, which realizes the complex approach while forming the engine technical layout, i.e. the engine, power plant, airframe and flight trajectory parameters and characteristics are being regarded in the aggregate, underlie the said technique.

Development of the power plant with two-bypass turbojet engine was performed based on the TV7-117C gas generator turboprop engine, and the Yak-40 aircraft as the airframe prototype, to which structural changes were introduced to meet the specifications on the flight speed and height.

The technical parameter of an aircraft level, namely average fuel consumption per kilometer, which directly depends on the specific fuel consumption and determines the flight range, was selected in the presented work as an optimization criterion according to the problem conditions.

The performed optimization studies conducted employing the indirect statistical optimization method based on the self-organization resulted in the selected target function increase by 7%.

The practical value of this work lies in the fact that its results may be employed by:

- scientific and design organizations involved in the development of advanced passenger aircraft and engines for their power plants;
- ordering organizations and industry while justifying the requirements for new aircraft models, as well as in aviation engineering universities to improve educational process.

Keywords: short-haul aircraft, power plant, turbojet engine, power plant optimization, airplane level criterion

For citation: Bogomolov M.A., Gras'ko T.V., Zinenkov Y.V., Lukovnikov A.V. Optimal engine parameters searching for the short-haul passenger aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 118-130. DOI: 10.34759/vst-2022-1-118-130

Введение

Эффективное функционирование экономики государства во многом зависит от транспортных возможностей гражданской авиации, обеспечивающей выполнение требуемых объемов перевозок пассажиров и коммерческих грузов, что особенно актуально для России с ее большими и отдаленными регионами Крайнего Севера и Дальнего Востока [1]. Устойчивый экономический рост в нашей стране вызывает постоянное повышение объемов авиаперевозок, к примеру с 2000 г. в России объемы грузоперевозок выросли более чем в два раза, а пассажиропоток — более чем в четыре раза [2]. Следовательно, нагрузка на пассажирские самолеты растет практически вдвое быстрее, что, естественно, вызывает потребность в увеличении их парка. Несмотря на некоторые коррективы в авиационной отрасли в связи с эпидемией коронавируса COVID-19 [3], прогнозируется существенный рост потребностей в перевозках на региональных и ближнемагистральных пассажирских самолетах: открываются десятки новых маршрутов на внутренних и местных воздушных линиях [4]. Генеральный директор Госкорпорации «Ростех» С.В. Чемезов в интервью отметил, что «...в сложившейся ситуации авиационная промышленность стоит перед вызовом по созданию новых гражданских продуктов, и Объединенная авиастроительная корпорация для этого формирует целую линейку самолетов различных размерностей, к которым сейчас можно отнести региональный — Ил-114-300, ближнемагистральный — Сухой SuperJet 100 и среднемагистральный МС-21» [5]. Важно отметить такой факт: СУ самолетов МС-21-310 и Ил-114-300 оснащены двигателями полностью отечественного производства ПД-14 и ТВ7-117СТ-01 соответственно, а СУ самолета «Сухой SuperJet 100» базируется на двигателе Sam146, созданном в кооперации ПАО «ОДК-Сатурн» и французской компании Snecma (в 2005 г. вошла в холдинг SAFRAN), и это сопряжено с определенными рисками в дальнейшей эксплуатации

авиалайнера в связи с санкционной политикой западных стран в отношении России [6]. В складывающейся обстановке проблема расширения номенклатуры самолетов для охвата всех сегментов и развития внутренних авиаперевозок не решена до конца [7], поэтому разработка и создание новых региональных и ближнемагистральных самолетов в России продолжает оставаться актуальной задачей [8]. Опыт эксплуатации самолета «Сухой SuperJet 100» показывает, что при создании отечественного самолета необходимо рассчитывать преимущественно на собственные комплектующие, особенно для наиболее ответственных элементов и систем, к которым, в первую очередь, относится СУ.

Из вышесказанного следует, что данная работа, посвященная поиску оптимальных параметров двигателя для ближнемагистрального пассажирского самолета, в настоящее время является актуальной.

Постановка задачи исследования

Перед авторами работы стояла комплексная задача поиска оптимального набора проектных параметров и характеристик технической системы «летательный аппарат — силовая установка» («ЛА—СУ»), в качестве которой принят двухдвигательный ближнемагистральный (региональный) пассажирский самолет с дальностью полета до 2000 км и СУ на базе отечественного ТРДД с взлетной тягой $P_0 = 25$ кН и удельным расходом топлива в крейсерском полете ($M_H = 0,8$ $H = 11$ км) $C_{уд.кр}$ не более 0,065 кг/(Н·ч).

В качестве методики проведения исследования использовалась разработанная на кафедре авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» и неоднократно опробованная при решении подобных задач универсальная методика формирования технического облика и оценки эффективности СУ ЛА различного назначения [9, 10]. Особенностью указанной методики является рассмотрение двигателя в составе СУ ЛА и оценка его эф-

фективности по критериям самолетного уровня [11].

В соответствии с разработанной методикой, исследование необходимо выполнить поэтапно в следующей последовательности [12]:

- постановка задачи (предназначение ЛА, требования, критерии эффективности);
- разработка базового варианта исследуемой системы «ЛА—СУ» (параметры и характеристики СУ и ЛА, программа полета, траекторные параметры);
- оптимизационные исследования;
- обоснование выбора оптимальных параметров двигателя.

На первом этапе исследования, после определения предназначения исследуемой системы и требований к ней, необходимо выбрать критерий эффективности, относительно которого будет приниматься решение. В качестве критериев могут выступать различные параметры, как однокомпонентные, так и комплексные, характеризующие исследуемую систему с разных сторон (технической, экономической, технологической и т.п.) [13]. В данной работе, в соответствии с условиями задачи, в качестве критерия оптимизации целесообразно выбрать технический параметр самолетного уровня – средний километровый расход топлива в полете самолета $q_{ср}$, кото-

рый непосредственно зависит от удельного расхода топлива двигателя $C_{уд}$ и определяет дальность полета [14] при заданных массе m ЛА, скорости полета V и аэродинамическом качестве K самолета:

$$C_{уд} = m_{ЛА} g \frac{q_{ср}}{3,6KV}. \tag{1}$$

На следующем этапе работы увязываются между собой параметры и характеристики СУ и ЛА для выполнения типового полетного задания. Создание СУ для разрабатываемого ЛА может осуществляться по трем направлениям, по принципу «от простого к сложному»:

- на базе имеющегося двигателя;
- на базе имеющегося ГГ;
- на базе нового, специально разработанного двигателя [15].

Возможность реализации того или иного направления показывает анализ параметров и характеристик газотурбинных двигателей (ГТД) в требуемом классе тяги/мощности, который проведен для двигателей отечественного производства. Как видно из табл. 1, в которую сведены основные параметры рассмотренных двигателей, требованиям по взлетной тяге удовлетворяет только двигатель АИЦ225-25, но по $C_{уд, кр}$ требовани-

Таблица 1

Сравнительная характеристика ГТД*

Двигатель	АЛ-55	РД-1700	АИ-225-25	ДВ-2	АИ-25	ТВ7-117С
Схема	ТРДДсм	ТРДДсм	ТРДДсм	ТРДДсм	ТРДДсм	ТВД
ЛА	МиГ-АТ	МиГ-АТ	Як-130	-	Як-40	Ил-114
P_0 , кН	21,6	16,7	24,5	21,6	14,7	-
G_b , кг/с	28,8	30,0	50,2	49,5	44,8	9,2
$C_{уд0}$, кг/(Н·ч), ($H=0$; $M=0$)	0,0724	0,0714	0,0654	0,0607	-	-
T_r^* , К	1403	-	1480	1400	1145	1510
$\pi_{к\Sigma}^*$	17,5	14,3	15,9	13,5	8,0	17,0
m	0,52	0,78	1,19	1,46	2,20	-
$C_{удкр}$, кг/(Н·ч), ($H=11$ км; $M_n=0,8$)	-	-	0,0856	0,0777	0,081	-
P , кН, ($H=11$ км; $M_n=0,8$)	-	-	3,14	8,24	4,43	-

* По данным из открытых источников Интернета (Википедия: ru.wikipedia.org).

ям он не удовлетворяет ($C_{уд.кр} > 0,065 \text{ кг}/(\text{Н}\cdot\text{ч})$), откуда делаем вывод, что готового отечественного двигателя под заданные требования нет. Следовательно, необходима разработка СУ на базе нового двигателя с опорой на имеющийся научно-технический задел, т. е. по второму направлению. Для этого произведен экспертный анализ параметров ГГ, подходящих для разрабатываемого ТРДД, в результате которого, по совокупности характеристик, в качестве прототипа выбран ГГ турбовинтового двигателя ТВ7-117С, имеющий степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к}^* \approx 17$ и температуру газа перед турбиной $T_{г}^* \approx 1500 \text{ К}$, характерные для этого класса двигателей.

Далее, на основе экспертного анализа характеристик отечественных региональных и ближнемагистральных самолетов, произведен выбор самолета-прототипа. Из всех рассмотренных ЛА наиболее подходящим оказался самолет Як-40, так как его габариты отвечают требованиям к ближнемагистральным самолетам и СУ с тремя ТРДД АИ-25 суммарной тягой $P_{\Sigma СУ} = 44,15 \text{ кН}$ [16], что приблизительно соответствует в двухдвигательной СУ тяге одного ТРДД $P_0 = 20 \div 25 \text{ кН}$ в соответствии с рассматриваемым исследованием. Поэтому в данной работе самолет Як-40 принят за прототип ЛА.

Разработка базового варианта исследуемой системы «ЛА—СУ»

Для проведения расчетно-теоретических исследований использовался ИПК «СД», разработанный на кафедре теории авиационных двигателей ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского [17]. Такой выбор обоснован следующими возможностями программного комплекса:

- расчет аэродинамических характеристик ЛА различных компоновок в широком диапазоне высот и скоростей полета, перекрывающих заданные условия полета;
- расчет характеристик воздушно-реактивных двигателей различных типов и схем, в том числе ТРДД;
- расчет объемно-массовой компоновки ЛА различного целевого назначения, в том числе пассажирского самолета;
- формирование предварительно технического облика системы «ЛА—СУ» с учетом вида и марки топлива, включая керосин;
- расчет летно-технических характеристик (ЛТХ) ЛА, эксплуатационного диапазона высот

и скоростей прямолинейного горизонтального полета;

— расчет критериев эффективности системы «ЛА—СУ» при выполнении различных полетных заданий (до пяти программ или профилей полета);

— возможность проведения оптимизационных исследований с использованием встроенного алгоритма оптимизации, основанного на методе МНСО.

С помощью ИПК «СД» проведено формирование базового варианта исследуемой системы «ЛА—СУ». Отметим, что требования технического задания для ближнемагистрального самолета по условиям тяговооруженности, $C_{уд}$ и условиям полета достаточно жесткие и противоречивые. Поэтому для их полного удовлетворения необходимо использовать комплексный подход при формировании предварительного технического облика двигателя, т. е. в совокупности проработать параметры СУ, планера и траектории полета [17].

В первую очередь, под исходные требования термодинамически «завязан» базовый вариант СУ, оснащенный ТРДД на основе газогенератора ТВ7-117С. При этом суммарная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma}^*$ увеличилась за счет добавления в каскад сжатия вентилятора $\pi_{в}^*$ и подпорных ступеней $\pi_{ПС}^*$ перед осецентрированным компрессором ТВ7-117СТ:

$$\pi_{к\Sigma}^* = \pi_{в}^* \pi_{ПС}^* \pi_{кТВ7-117С}^*$$

Это благоприятно скажется на повышении внутреннего КПД двигателя. Для удовлетворения требования по удельному расходу топлива также подобрано высокое (по сравнению с существующими отечественными ТРДД рассматриваемого класса тяг) значение степени двухконтурности $m_p \approx 6 \div 7$ (см. табл. 2, строка «БВ» — базовый вариант).

После термодинамической «завязки» расчетных параметров и получения габаритно-массовых характеристик двигателя получены его высотнo-скоростные (ВСХ) и дроссельные (ДХ) характеристики. Для примера, на рис. 1 показаны ДХ исследуемого ТРДД в условиях $M_{п} = 0$ и $H_{п} = 0$.

Полученная в итоге аэродинамическая компоновка самолета показана на рис. 2 в интерактивном окне настроек графического интерфейса ИПК «СД».

Полученная аэродинамическая компоновка просчитана по инженерной методике [19], ре-

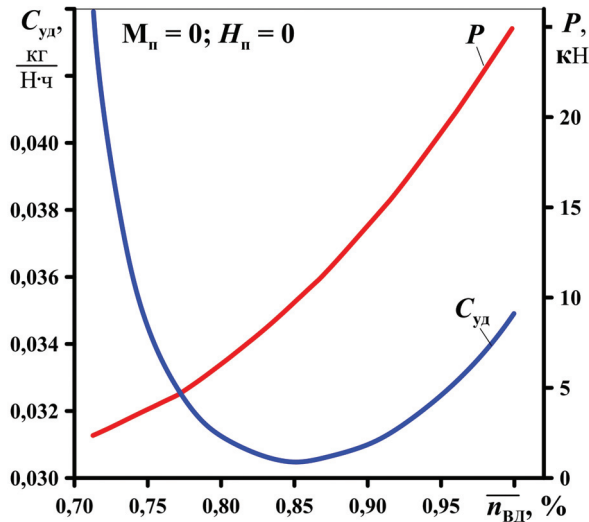


Рис. 1. ДХ базового варианта двигателя в условиях $M_p = 0$ и $H_p = 0$

На следующем этапе сформирована типовая программа полета, характерная для пассажирских самолетов, а на ее основании разработан профиль полета, который в итоге состоит из пяти участков:

- взлет с взлетно-посадочной полосы до $H = 0,5$ км;
- набор высоты с приведенной скоростью $V_{пр} = 380$ км/ч до $H = 11$ км;
- горизонтальный полет с $M_{кр} = 0,8$;
- снижение с $V_{пр} = 400$ км/ч до $H = 0,5$ км;
- посадка.

Для наглядности полученные программа и профиль полета исследуемого ЛА с условиями и значениями параметров на каждом участке продемонстрированы на рис. 4.

Результаты расчетов траекторных параметров по сформированной программе полета показали,

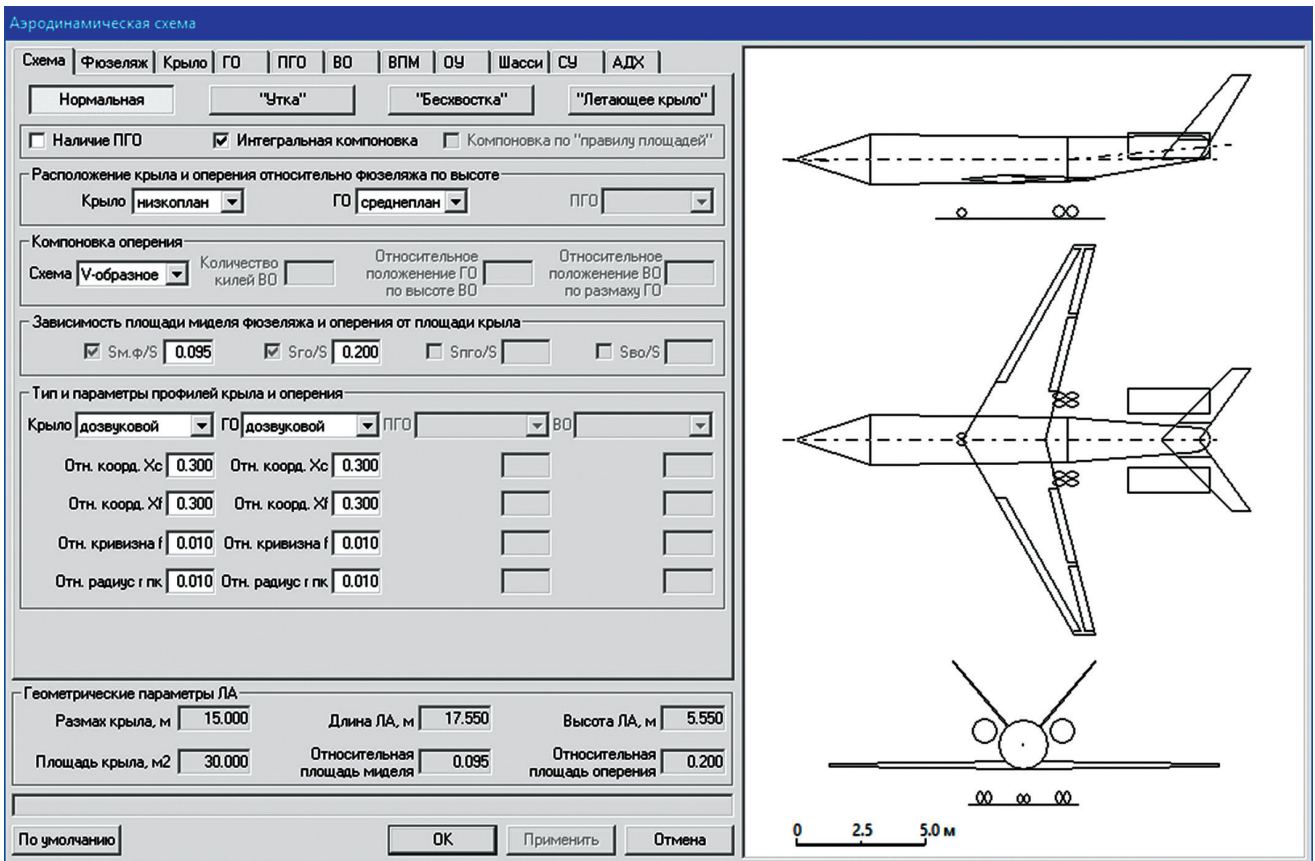


Рис. 2. Аэродинамическая схема исследуемого ЛА

лизованной в ИПК «СД», с целью формирования необходимых для расчета ЛТХ аэродинамических характеристик самолета. На рис. 3 продемонстрированы основные из них: поляра самолета (рис. 3,а) и зависимость максимального аэродинамического качества K_{max} от угла атаки α для разных чисел M_p (рис. 3,б).

что исследуемая техническая система «ЛА—СУ» для двухдвигательного ближнемагистрального пассажирского самолета после проведения комплексного формирования на основе инженерно-конструкторского подхода удовлетворяет всем требованиям технического задания, кроме дальности полета L_p , которая составляет 1883 км.

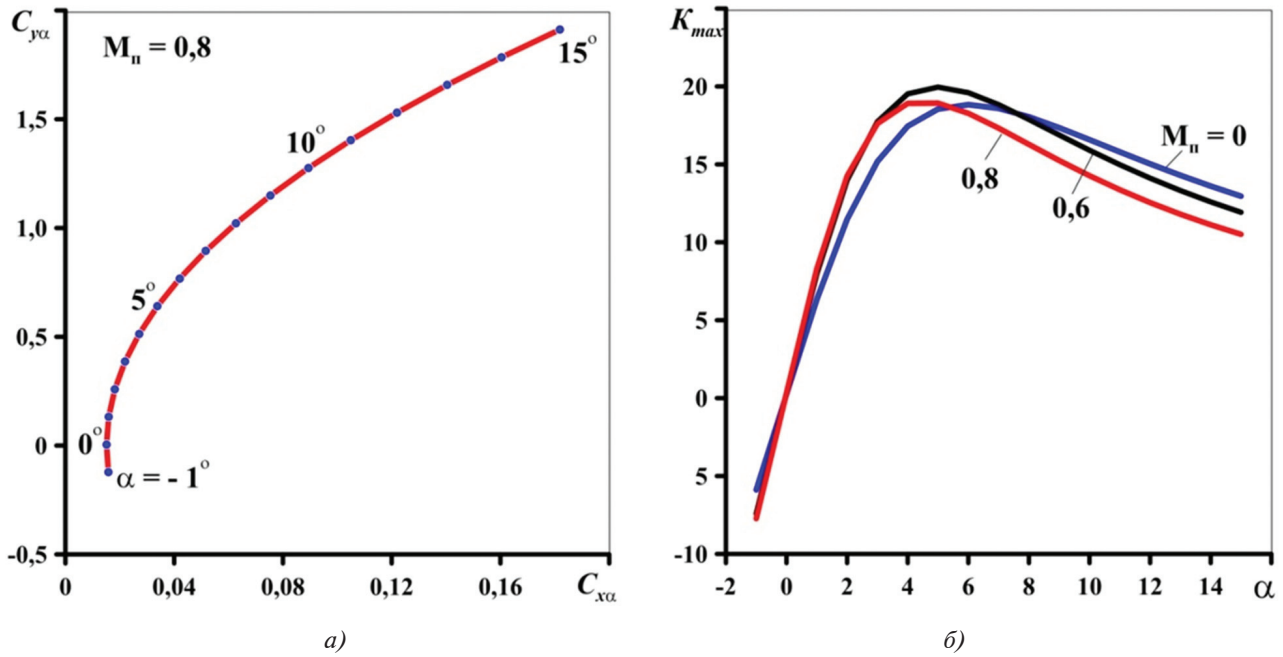


Рис. 3. Аэродинамические характеристики исследуемого самолета

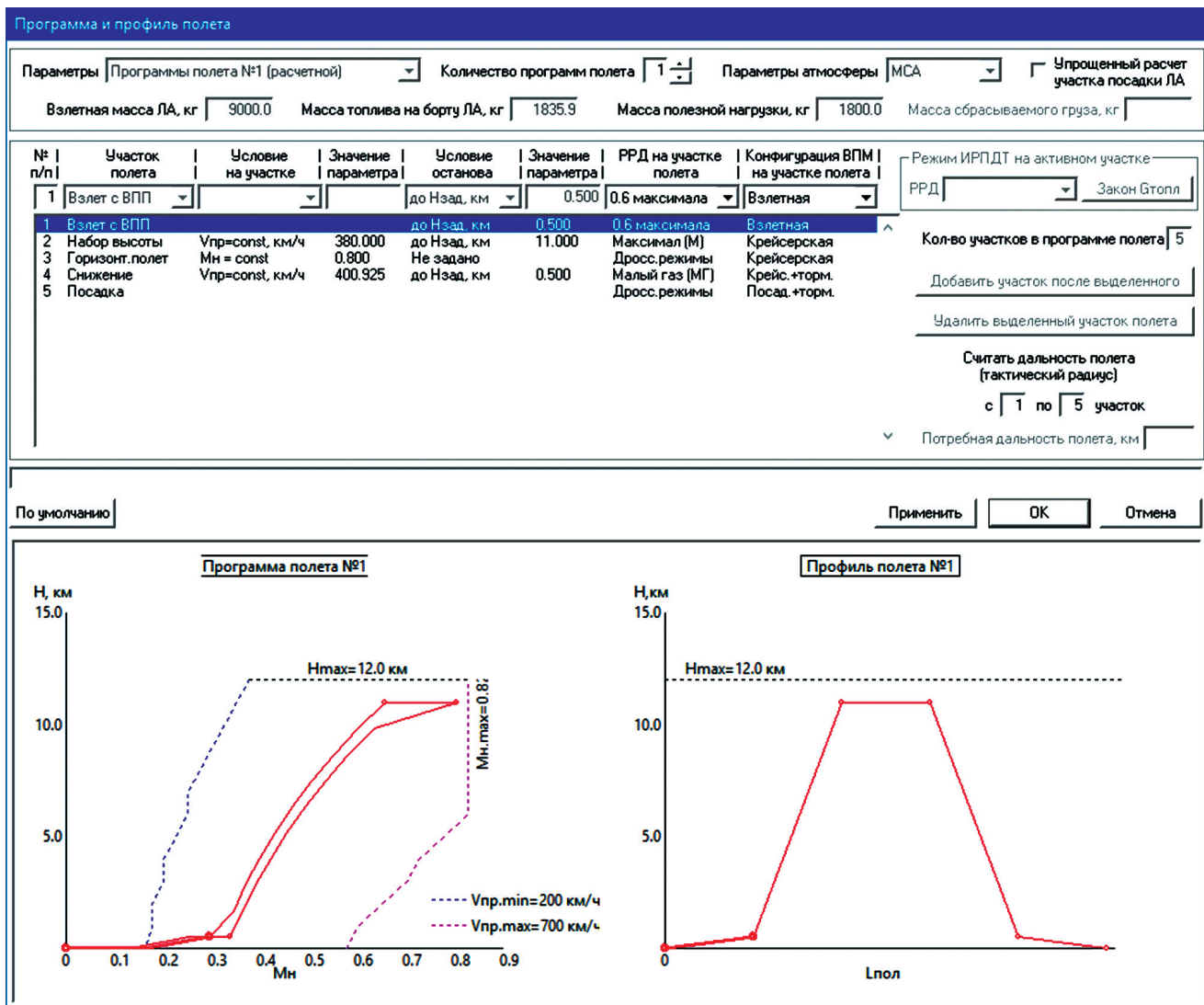


Рис. 4. Программа и профиль полета исследуемого ЛА

Поэтому далее проведены оптимизационные исследования для повышения эффективности исследуемого объекта с целью удовлетворения всем требованиям технического задания.

Оптимизационные исследования

Оптимизационные исследования подобного рода сложных технических объектов целесообразно проводить методами нулевого порядка, которые дают стабильный устойчивый результат при многопараметрической задаче с широкими диапазонами варьирования, выходящими, в некоторых сочетаниях значений параметров, за границы физического существования исследуемой системы [21].

В данном исследовании использовался метод оптимизации нулевого порядка МНСО, разработанный на кафедре теории авиационных двигателей ВВИА им. профессора Н.Е. Жуковского профессором И.Н. Егоровым [22]. Сущность данного метода заключается в том, что вместо прямых обращений к математической модели (ММ) поиск оптимального решения осуществляется на функциях аппроксимации внутри метода. В связи с этим МНСО имеет ряд преимуществ перед другими методами, которые заключаются в нечувствительности к таким особенностям целевой функции, как [23]:

- сложная топология;
- большая зашумленность;
- многоэкстремальность;
- разрывы (недифференцируемость).

Отметим, что еще одним неоспоримым достоинством МНСО является его доступность для авторов благодаря встроенному модулю оптимизации на основе МНСО в ИПК «СД».

Настройка проекта оптимизации проведена в диалоговом режиме ИПК «СД» в следующем порядке:

1. Выбор целевой функции (критерия оптимизации), в качестве которого обоснованно выбран критерий самолетного уровня — средний километровый расход топлива в полете самолета $q_{ср}$.

2. Выбор оптимизируемых параметров ТРДД и диапазонов их варьирования (за расчетный режим «р» приняты условия $H = 0$, $M = 0$, режим работы «Максимал»):

- расчетная степень двухконтурности $m_p = 6 \div 8$;
- расчетная температура газа перед турбиной $T_{г,р}^* = 1500 \div 1600$ К;

— расчетная степень повышения давления в вентиляторе $\pi_{в,р}^* = 1,5 \div 1,7$;

— расчетная степень повышения давления в подпорных ступенях $\pi_{пс,р}^* = 1,5 \div 2,0$;

— расчетная приведенная скорость на выходе из второго контура $\lambda_{п,р} = 0,25 \div 0,5$.

3. Выбор ограничений. В соответствии с заданием тяга двигателя должна быть фиксированная, также фиксированным является и взлетный вес самолета, поэтому в качестве ограничиваемого (фиксированного) параметра принято значение тяговооруженности самолета на старте.

4. Определение алгоритма оптимизации МНСО (количество итераций, точность решения, точность соблюдения ограничений и коэффициент усиления глобальных свойств).

В итоге, решаемую задачу оптимизации можно формализовать как однокритериальную, пятипараметрическую, с одним ограничиваемым параметром. Следует отметить, что при варьировании $T_{г,р}^*$ необходимо изменять условия охлаждения газовой турбины, но в данной постановке это не учитывалось и принято в качестве допущения.

Как пример на рис. 5 продемонстрирован процесс изменения варьлируемых параметров ТРДД $T_{г,р}^*$ и m_p в зависимости от номера обращения $N_{обр}$ к ММ системы «ЛА—СУ». Видно, что в начале процесса оптимизации алгоритм поиска перебирал значения $T_{г,р}^*$ и m_p в широком диапазоне, постепенно его сужая, и уже после ~200 обращений к ММ вышел на некие «установившиеся» значения, близкие к оптимальным.

На рис. 6 представлен процесс изменения целевой функции оптимизации. Данный график также демонстрирует, что после ~200 обращений к ММ существенных изменений в значениях $q_{ср}$ не происходило. В итоге, за всю процедуру оптимизации (что составило 370 обращения к ММ) произошло снижение $q_{ср}$ на 7 %.

Далее проведем краткий анализ значений параметров рабочего процесса ТРДД, полученных в результате оптимизации.

На рис. 7 продемонстрировано сравнение ДХ базового (БВ) и оптимального (ОВ) вариантов ТРДД для заданного в работе крейсерского режима полета: $M_{п} = 0,8$ и $H_{п} = 11$ км. С использованием ДХ удобно анализировать изменения $C_{уд}$ и P в крейсерском диапазоне тяг, которые на графиках выделены заштрихованными областями. Что касается тяги, то, в соответствии с заданием, она осталась практически неизменной, а

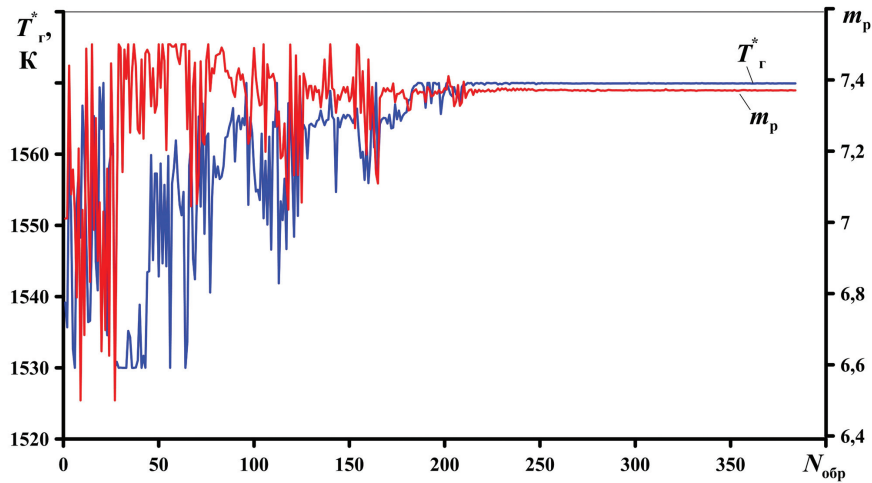


Рис. 5. Изменение $T_{гр}^*$ и m_p в процессе оптимизации

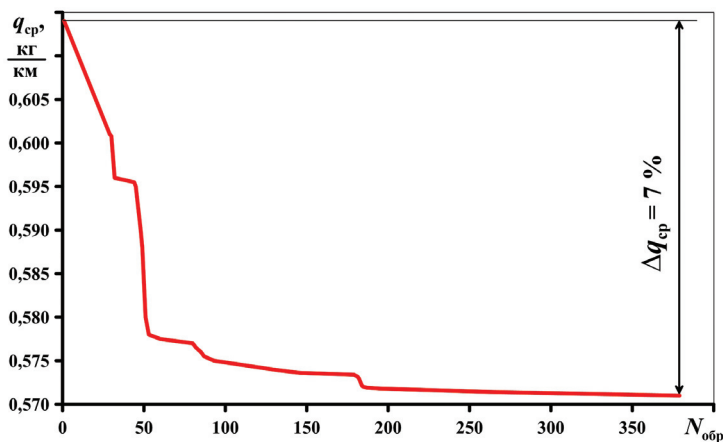


Рис. 6. Изменение целевой функции оптимизации

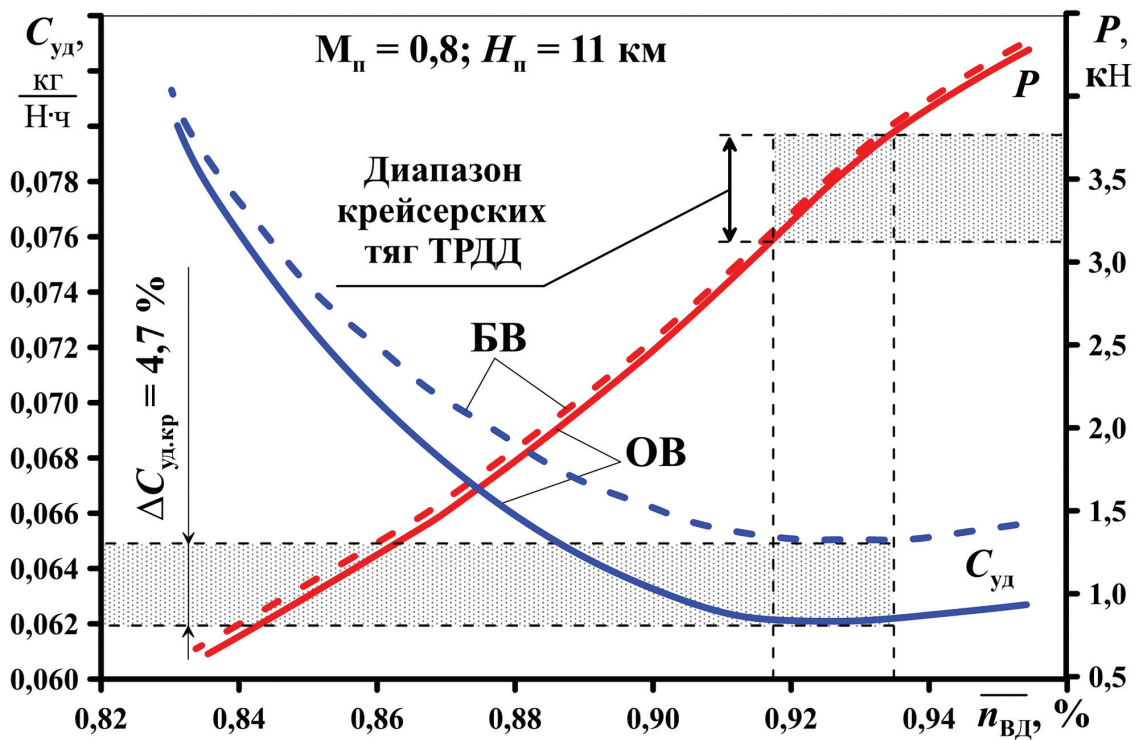


Рис. 7. Сравнение ДХ базового и оптимального вариантов ТРДД

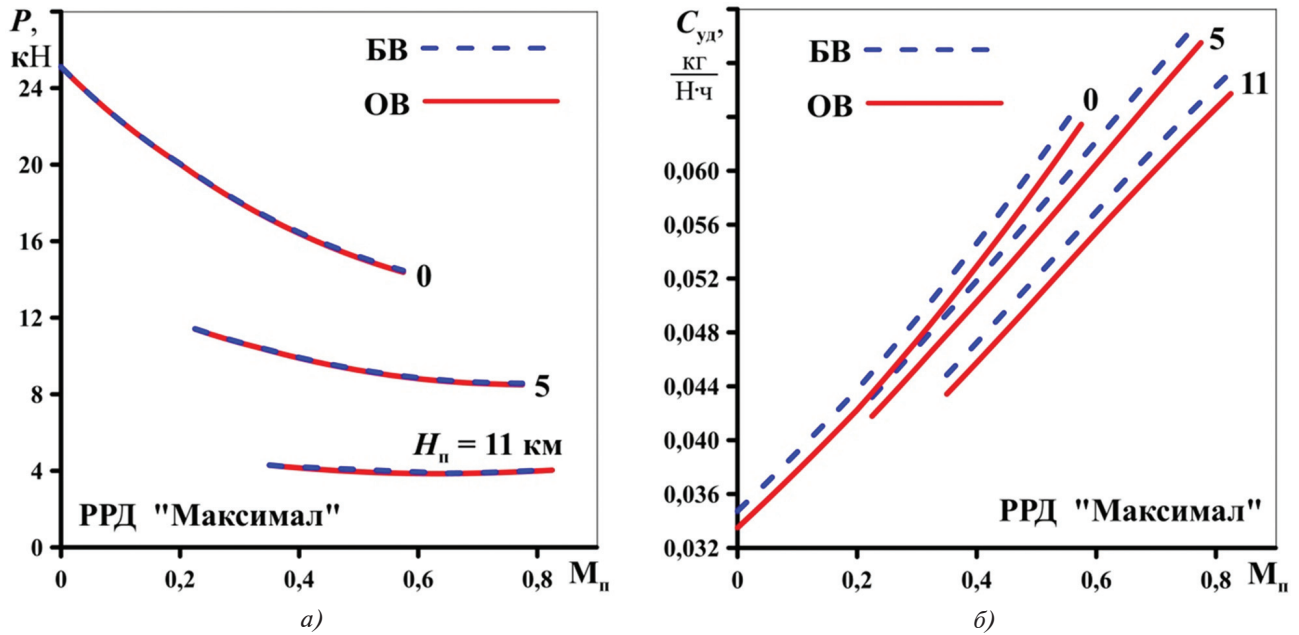


Рис. 8. Сравнение ВСХ базового и оптимального вариантов ТРДД

$C_{уд.кр}$ уменьшился с 0,065 до 0,062 кг/(Н·ч), что составляет 4,7 %. Снижение $C_{уд.кр}$ можно объяснить увеличением внутреннего КПД двигателя, за счет роста суммарной степени повышения давления и степени подогрева рабочего тела в цикле.

Важно отметить, что решение задачи повышения эффективности СУ по критериям самолетного уровня дает большую эффективность в целевом направлении, чем в изолированной постановке [24]. Данный пример наглядно показал, что $q_{ср}$ и $C_{уд.кр}$, кг/(Н·ч) не прямопропорционально зависят друг от друга, хотя для двигателя снижение $C_{уд}$ является наиболее приоритетным, но в составе СУ ЛА это не всегда целесообразно, так как на $C_{уд}$ оказывают положительное влияние множество факторов, которые на ЛТХ ЛА могут повлиять отрицательно, например степень двухконтурности m_p [25].

На рис. 8 представлено сравнение ВСХ исследуемых вариантов ТРДД для режима работы «Максимал». Из рис. 8,а видно, что значения

тяги базового и оптимального вариантов ТРДД не различаются между собой из-за фиксированного значения взлетной тяговооруженности. На рис. 8,б показано снижение $C_{уд}$ оптимального варианта двигателя по сравнению с базовым.

Все значения основных проектных параметров исследуемой технической системы «ЛА—СУ» для двухдвигательного ближнемагистрального пассажирского самолета до и после оптимизации сведены в табл. 2. Здесь же показано процентное соотношение между параметрами базового и оптимального вариантов самолета и ТРДД.

Выводы

Таким образом, комплексная задача по поиску оптимальных параметров двигателя для ближнемагистрального пассажирского самолета и СУ на базе ТРДД решена, при этом получены следующие результаты:

1. Проведен анализ потребности России в ближнемагистральных и региональных пассажирских самолетах и двигателях для их СУ.

Таблица 2

Сравнение параметров базового и оптимального вариантов системы «ЛА—СУ»

Параметры	$\pi_{в.р}^*$	$\pi_{ПСр}^*$	$\pi_{к\Sigmaр}^*$	m_p	$T_{г.р}^*, K$	$G_{в.р}, кг/с$	$P_p, кН$	$C_{уд.р}, кг/(Н\cdotч)$	$C_{уд.кр}, кг/(Н\cdotч)$	$q_{ср}, кг/км$	$L_{п}, км$
БВ	1,50	1,83	25,20	6,50	1521	84,6	25,0	0,0338	0,065	0,594	1883
ОВ	1,56	1,95	27,95	7,37	1582	84,6	25,0	0,0351	0,062	0,571	2015
$\Delta, \%$	4,0	6,5	10,9	13,4	4,0	0	0	3,8	4,7	7,0	7,0

2. Расчетным путем получены основные аэродинамические характеристики ближнемагистрального пассажирского самолета.

3. Проведены оптимизационные исследования с использованием метода МНСО, в результате которых произошло улучшение целевой функции – уменьшение среднего километрово-го расхода топлива на 7 %.

4. Обоснована целесообразность решения задач повышения эффективности СУ по критериям самолетного уровня.

5. Получен набор проектных параметров и характеристик исследуемой технической системы «ЛА—СУ» для двухдвигательного ближнемагистрального пассажирского самолета с дальностью полета 2015 км и СУ на базе отечественного ТРДД с тягой $P = 25$ кН и $C_{уд.кр} = 0,062$ кг/(Н·ч).

Список источников

- Капарулин Д.Л. Современное состояние и тенденции развития гражданской авиации в России // МИР (Модернизация. Инновации. Развитие). 2019. № 5 (35). С. 607-617. DOI: 10.18184/2079-4665.2018.9.4.607-617
- Белогорцева Н.А. Тенденции развития гражданской авиации в России // Вектор экономики. 2019. № 5. URL: <http://www.vectoreconomy.ru/images/publications/2019/5/economicsmanagement/Belogortseva.pdf>
- Сафиулин А. Российский авиапром: какие новые самолеты ожидаются в новом десятилетии, 09.03.2021. URL: <https://realnoevremya.ru/articles/205325-rossiyskiy-aviaprom-perspektivy-i-novye-trendy>
- Ситкина М. Местные авиалинии вплетут в общую сеть, 25.02.2020. URL: <https://www.aviaport.ru/news/2020/02/25/627713.html>
- Чемезов С. На базе авиакластера мы создаем полноценного игрока мировой авиационной арены, 12.07.2021. URL: <https://www.vedomosti.ru/partner/characters/2021/07/12/877735-mi-sozdaem-polnotsenного-igroka-mirovoi-aviatsionnoi-areni>
- Воробьев А. SSJ100 мало летает из-за дефектов двигателя, 22.11.2018. URL: <https://www.vedomosti.ru/business/articles/2018/11/21/787112-ssj100-malo-letает>
- Перекрест В. Ни аэродромов, ни новых самолетов: почему в России развалилась региональная авиация, 12.07.2021. URL: <https://www.kp.ru/daily/28302.5/4442785/>
- Волобуев А. Выше спрос: региональным авиалиниям потребуется около 800 самолетов, 07.08.2019. URL: <https://iz.ru/906653/aleksandr-volobuev/vyshe-spros-regionalnym-avialiniyam-potrebuetsia-okolo-800-samoletov>
- Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Черкасов А.Н. Оценка эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 91-102.
- Склярова А.П., Горбунов А.А., Зиненков Ю.В., Агуль-ник А.Б., Вовк М.Ю. Поиск оптимальной силовой установки для повышения эффективности маневренного самолёта // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 181-191. DOI: 10.34759/vst-2020-4-181-191
- Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Слишко М.Б. Методика формирования технического облика и оценки эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2016. № 2-3. С. 66-80.
- Агавердыев С.В., Зиненков Ю.В., Луковников А.В. Выбор оптимальных параметров силовой установки ударного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 105-116. DOI: 10.34759/vst-2020-4-105-116
- Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. – М.: Физматлит, 2006. – 304 с.
- Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н и др. Динамика полета: Учебник / Под ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Машиностроение, 2011. – 776 с.
- Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. – М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.
- Удалов К.Г., Шам О.В. Самолет Як-40. – М.: Транспорт, 1992. – 72 с.
- Луковников А.В. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 3. С. 34-43.
- Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Черкасов А.Н. Формирование технического облика силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 1. С. 86-94.
- Гриценко Н.А. Икрянников Е.Д. Расчет аэродинамических характеристик ЛА: Учеб. пособие. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1994. – 259 с.
- Матвиев Г.Я., Свиридов Н.А. Динамика полета. Расчет летных характеристик самолета: Учеб. пособие. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2004. – 40 с.
- Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 1997. Т. 69. № 6. С. 518-526. DOI: 10.1108/00022669710185977
- Egorov I.N., Kretinin G.V., Kostyuk S.S., Leshchenko I.A., Babi U.I. The Methodology of stochastic optimization of parameters and control laws for the aircraft gas-turbine engines flow passage components // Journal

- of Engineering for Gas Turbines and Power. 2001. Vol. 123. No. 3, pp. 495-501. DOI: 10.1115/1.1285841
23. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptzov S.V. The main features of IOSO technology usage for multi-objective design optimization // 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (30 August 2004 — 01 September 2004; Albany, New York). DOI: 10.2514/6.2004-4610
 24. Mirzoyan A., Isyanov A., Fokin D., D'Ippolito R., Lombardi R. Multiparametric Optimization of Propulsion System for Advanced Civil Aircraft in Distributed Environment of Collaborative MDO System developed in AGILE project // 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences — ICAS 2018 (09-14 September; Belo Horizonte, Brazil). URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0654_paper.pdf
 25. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. — Ч. 2: Рабочий процесс и характеристики газотурбинных двигателей. — М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2006. — 448 с.

References

1. Kaparulin D.L. *MIR (Modernizatsiya. Innovatsii. Razvitie)*, 2019, no. 5 (35), pp. 607-617. DOI: 10.18184/2079-4665.2018.9.4.607-617
2. Belogortseva N.A. *Vektor ekonomiki*, 2019, no. 5. URL: <http://www.vectoreconomy.ru/images/publications/2019/5/economicsmanagement/Belogortseva.pdf>
3. Safiulin A. *Rossiiskii aviaprom: kakie novye samolety ozhidayutsya v novom desyatiletii*, 09.03.2021. URL: <https://realnoevremya.ru/articles/205325-rossiyskiy-aviaprom-perspektivy-i-novye-trendy>
4. Sitkina M. *Mestnye avialinii vpletut v obshchuyu set'*, 25.02.2020. URL: <https://www.aviaport.ru/news/2020/02/25/627713.html>
5. Chemezov S. *Na baze aviaklastera my sozdaem polnotsennogo igroka mirovoi aviatsionnoi areny*, 12.07.2021. URL: <https://www.vedomosti.ru/partner/characters/2021/07/12/877735-mi-sozdaem-polnotsennogo-igroka-mirovoi-aviatsionnoi-areni>
6. Vorob'ev A. *SSJ100 malo letaet iz-za defektov dvigatelya*, 22.11.2018. URL: <https://www.vedomosti.ru/business/articles/2018/11/21/787112-ssj100-malo-letaet>
7. Perekrest V. *Ni aerodromov, ni novykh samoletov: pochemu v Rossii razvalilas' regional'naya aviatsiya*, 12.07.2021. URL: <https://www.kp.ru/daily/28302.5/4442785/>
8. Volobuev A. *Vyshe spros: regional'nym avialiniyam potrebuetsya okolo 800 samoletov*, 07.08.2019. URL: <https://iz.ru/906653/aleksandr-volobuev/vyshe-spros-regionalnym-avialiniyam-potrebuetsia-okolo-800-samoletov>
9. Zinenkov Y.V., Lukovnikov A.V., Cherkasov A.N. Estimation of the effectiveness of a power plant for a high-altitude unmanned aerial vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 91-102.
10. Sklyarova A.P., Gorbunov A.A., Zinenkov Y.V., Agul'nik A.B., Vovk M.Y. Search for optimal power plant to improve maneuverable aircraft efficiency. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 181-191. DOI: 10.34759/vst-2020-4-181-191
11. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Slinko M.B. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tehnicheskii zhurnal*, 2016, no. 2-3, pp. 66-80.
12. Agaverdyev S.V., Zinenkov Y.V., Lukovnikov A.V. Optimal parameters selection of the strike unmanned aerial vehicle power plant. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 105-116. DOI: 10.34759/vst-2020-4-105-116
13. Myshkin L.V. *Prognozirovanie razvitiya aviatsionnoi tekhniki: teoriya i praktika* (Aviation technology development Forecasting: theory and practice), Moscow, Fizmatlit, 2006, 304 p.
14. Efremov A.V., Zakharchenko V.F., Ovcharenko V.N et al. *Dinamika poleta* (Flight Dynamics), Moscow, Mashinostroenie, 2011, 776 p.
15. Kulagin V.V. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants), Moscow, Mashinostroenie, 2002, 616 p.
16. Udalov K.G., Sham O.V. *Samolet Yak-40* (Yak-40 aircraft), Moscow, Transport, 1992, 72 p.
17. Lukovnikov A.V. A conceptual design of aircraft propulsion systems in multidisciplinary statement. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 3, pp. 34-43.
18. Zinenkov Y.V., Lukovnikov A.V., Cherkasov A.N. Technical shape formation of power plant of high-altitude unmanned aerial vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 1, pp. 86-94.
19. Gritsenko N.A., Ikryannikov E.D. *Raschet aerodinamicheskikh kharakteristik LA* (Calculation of aircraft aerodynamic characteristics), Moscow, VVIA im. N.E. Zhukovskogo, 1994, 259 p.
20. Matviev G.Ya., Sviridov N.A. *Dinamika poleta. Raschet letnykh kharakteristik samoleta* (Flight dynamics. Calculation of aircraft flight characteristics), Moscow, VVIA im. N.E. Zhukovskogo, 2004, 40 p.
21. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A. Optimal design and control of gas-turbine engine components: a multicriteria approach, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 1997, vol. 69, no. 6, pp. 518-526. DOI: 10.1108/00022669710185977

22. Egorov I.N., Kretinin G.V., Kostiuk S.S., Leshchenko I.A., Babi U.I. The Methodology of stochastic optimization of parameters and control laws for the aircraft gas-turbine engines flow passage components. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2001, vol. 123, no. 3, pp. 495-501. DOI: 10.1115/1.1285841
23. Egorov I.N., Kretinin G.V., Leshchenko I.A., Kuptzov S.V. The main features of IOSO technology usage for multi-objective design optimization. *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (30 August 2004 - 01 September 2004; Albany, New York)*. DOI: 10.2514/6.2004-4610
24. Mirzoyan A., Isyanov A., Fokin D., D'Ippolito R., Lombardi R. Multiparametric Optimization of Propulsion System for Advanced Civil Aircraft in Distributed Environment of Collaborative MDO System developed in AGILE project. *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences - ICAS 2018 (09-14 September; Belo Horizonte, Brazil)*. URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0654_paper.pdf
25. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskii V.N., Poley A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei. Ch. 2: Rabochii protsess i kharakteristiki gazoturbinnnykh dvigatelei* (Theory of aircraft engines. Part 2: Workflow and characteristics of gas turbine engines), Moscow, VVIA im. N.E. Zhukovskogo, 2006, 448 p.

Статья поступила в редакцию 14.12.2021; одобрена после рецензирования 20.12.2021; принята к публикации 20.12.2021.

The article was submitted on 14.12.2021; approved after reviewing on 20.12.2021; accepted for publication on 20.12.2021.