

Научная статья
УДК 621.452.322
DOI: 10.34759/vst-2022-1-95-108

ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В СОСТАВЕ ДАЛЬНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

Сергей Мирославович Каленский¹, Татьяна Андреевна Морзеева²,
Юрий Александрович Эзрохи³ ✉, Сергей Владимирович Панков⁴

^{1,2,3,4}Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова
(ЦИАМ им. П.И. Баранова), Москва, Россия

^{1,2}30105@ciam.ru

³yaezrokhi@ciam.ru ✉

⁴pankov@ciam.ru

Аннотация. В статье дано описание выбора рациональных параметров распределенной силовой установки (PCY) с двумя вынесенными вентиляторными модулями для дальнемагистрального самолета (ДМС). Оптимизация параметров распределенной силовой установки проводится с использованием целевых функций: дальности полета ДМС, длины взлетно-посадочной полосы, затрат топлива на пассажиро-километр.

Для повышения эффективности вынесенных вентиляторных модулей на разных режимах полета рассмотрена возможность регулирования вынесенных вентиляторов поворотом рабочих лопаток.

Модель PCY разработана с использованием схемы построения и отдельных блоков созданной ранее в ЦИАМ математической модели первого уровня авиационного ГТД. Предварительные исследования с использованием модели PCY позволили определить основные параметры базового варианта самолета и его двигателя, а также оценить показатели шума и эмиссии CO₂.

Ключевые слова: распределенная силовая установка, вентиляторный модуль, вентилятор с поворотными рабочими лопатками, дальнемагистральный самолет

Благодарность: авторы выражают признательность Д.Б. Фокину за участие в подготовке настоящей статьи

Для цитирования: Каленский С.М., Морзеева Т.А., Эзрохи Ю.А., Панков С.В. Выбор рациональных параметров распределенной силовой установки в составе дальнемагистрального самолета // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 95-108. DOI: 10.34759/vst-2022-1-95-108

Original article

SELECTION OF RATIONAL PARAMETERS OF DISTRIBUTED PROPULSION SYSTEM IN STRUCTURE OF THE LONG RANGE AIRCRAFT

Sergei M. Kalenskii¹, Tat'yana A. Morzeeva², Yurii A. Ezrokhi³ ✉, Sergei V. Pankov⁴

^{1,2,3,4}Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, CIAM,

Moscow, Russia

^{1,2}30105@ciam.ru

³yaezrokhi@ciam.ru ✉

⁴pankov@ciam.ru

Abstract

In the paper the concept of the distributed power plant (DPP) is considered at its integration with the long range aircraft (LRA).

The given propulsion system consists of a turbine bypass engine (TBE) which turbine is connect with two taken out fan modules with the help of the mechanical transmission. The mechanical way of power transfer is the level of airplane 2030 and based on results of the researches CIAM of P.I. Baranov of new circuit designs.

As the advance design of the long range airplane with DPP is observed the aircraft type “hybrid flying wing”. Two distributed propulsion systems take place on the top of an aft tail of the plane.

The DPP parameters definition is the result of computer model of the given power plant system. According the calculation the average cruise value of inlet total pressure recovery coefficient is about ~0,958.

In the paper is presented the adaptation of the computer model for distributed propulsion system to adapt for the process of multidisciplinary optimization.

For heightening efficiency of remote fan's modules on different conditions of flight are examined controllable blades of these fans.

In view of the big magnitudes of total compression ratio of perspective DPP (≥ 50) core engine was considered the two-shaft scheme. TBE has the two-position nozzle of bypass duct for displacement of an operating point on performance of the fan to have near optimum of efficiency.

The component efficiency level of the DPP is defined on the base of the forecast of development of aircraft engines for perspective long range aircrafts of commercial aviation 2030 years.

The computer model of the DPP is developed using the block-structure and separate blocks created earlier in CIAM first level mathematical model of turbine engines.

Thus the block-structure of a bypass unmixed engine has been changed by accessing blocks of remote fans. The DPP compressor and turbine groups' calculation is added by the corresponding equation of balance of fans and turbines powers.

In the paper the system of defining equations for DPP computer model of the design and off-design modes as aero thermodynamic characteristics is presented.

The description of computer model of estimated DPP turbo machinery weight and weights of gearboxes and transmission shafts is given.

The given adaptation of model provided possibility in an automatic regime to vary the basic data on settlement (cruiser) regime DPP. Also it provided the calculation of aero thermodynamic and ecological characteristics for further researches of LRA and DPP and receiving results in the necessary aspect.

With given computer model optimizing DPP for aircraft type «hybrid flying wing» researches has been conducted. Carried out researches have allowed to determine two alternative versions of the DPP providing smaller runway length (on 4 %) and the best parameters on issue CO₂ not conceding base version on range of flight and expenses of fuel.

Keywords: distributed power plant, fan module, variable blade angle fan, long haul aircraft.

Acknowledgements: the authors are grateful to D.B. Fokin for his participation in preparation of this article.

For citation: Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Ezrokhi Yu.A., Pankov S.V. Selection of rational parameters of distributed propulsion system in structure of the long range aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 95-108. DOI: 10.34759/vst-2022-1-95-108

Введение

В качестве одного из направлений повышения топливной экономичности дальнемагистральных пассажирских самолетов (ДМС) рассматривается повышение степени двухконтурности их силовых установок. Это приводит к росту диаметра вентилятора двухконтурного двигателя (ТРДД) традиционной схемы и проблемам при интеграции этих двигателей с летательным аппаратом (ЛА). Для разрешения данных проблем может быть использована распределенная силовая установка (PCY), где от одного газогенератора приводится несколько вентиляторных модулей.

В качестве перспективной схемы дальнемагистрального самолета с PCY рассматривается летательный аппарат типа «гибридное летающее крыло» (ГЛК) (рис. 1).

Из исследований по данной теме можно выделить работы, проводимые в рамках программ NASA [1], совместные работы Кембриджского университета и Массачусетского института [2, 3], а также исследования по перспективным ЛА данного типа, проводимые в нашей стране [4].

Основными требованиями к дальнемагистральному самолету являются: высокие значения дальности крейсерского полета, низкие затраты топлива на пассажиро-километр, приемлемые величины взлетно-посадочных дистанций, а также низкие уровни эмиссии вредных веществ и шума. Оптимизация параметров распределенной силовой установки проводится в составе ДМС с ис-

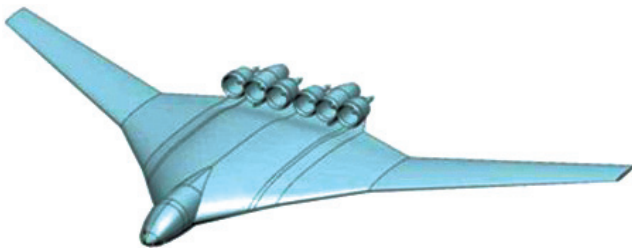


Рис. 1. Общий вид дальнемагистрального самолета схемы ГЛК с PCY

пользованием методики, созданной в ЦИАМ и включающей в себя отыскание множества Парето-оптимальных решений при варьировании ряда двигательных факторов на крейсерском режиме:

- тяги двигателя R ;
- полной температуры газа в горле соплового аппарата первой ступени турбины высокого давления T_T^* ;

- степени двухконтурности PCY m , которая определяется с учетом расхода воздуха через вентилятор ТРДД G_B , вынесенные вентиляторные модули G_{BB1} , G_{BB2} и газогенератор ТРДД G_{GT} :

$$m = \frac{G_B + G_{BB1} + G_{BB2} - G_{GT}}{G_{GT}};$$

- степени повышения полного давления в вентиляторе ТРДД и в вентиляторах вынесенных модулей $\pi_B^* = \pi_{BB1}^* = \pi_{BB2}^*$;

- суммарной степени повышения полного давления в компрессорах $\pi_{\kappa\Sigma}^*$.

Целевыми функциями при определении Парето-множества компромиссных вариантов дальнемагистральных самолетов с PCY приняты следующие величины: потребная длина взлетно-посадочной полосы (ВПП) при отказе одного двигателя PCY $L_{ВПП}$; L_{Π} — практическая дальность полета с крейсерским числом $M = 0,82$ на высоте $H = 11$ км; q_T — затраты топлива на пассажиро-километр. Проведение данной оптимизации потребовало совершенствования математической модели PCY.

При определении параметров PCY были использованы результаты численного моделирования обтекания ЛА типа «гибридное летающее крыло» с PCY [4], а также результаты исследований двигателей новых схем, выполненных в ЦИАМ [5–7].

Привод вынесенных вентиляторных модулей может быть механическим, электрическим либо газовым. Был выбран вариант PCY с механичес-

ким приводом вынесенных вентиляторных модулей как имеющих лучшие весовые и экологические параметры по сравнению с электрическим и газовым приводом [8–11].

Аналогичный подход с механическим способом передачи мощности в РСУ также рассматривается и в ряде зарубежных и отечественных работ [1–3, 12] для перспективного дальнемагистрального самолета типа ГЛК [4, 13–15].

Схема выбранной РСУ с механическим способом передачи мощности к вынесенным вентиляторным модулям представлена на рис. 2 [16].

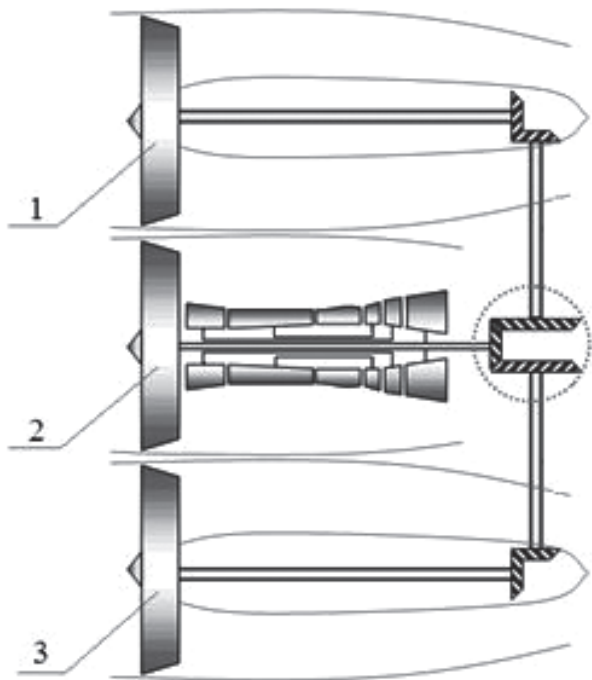


Рис. 2. Схема РСУ с механическим способом передачи мощности: 1 — вынесенный вентиляторный модуль (ВВ1); 2 — двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД); 3 — вынесенный вентиляторный модуль (ВВ2)

Формирование модели распределенной силовой установки

Для повышения эффективности вынесенных вентиляторных модулей на разных режимах полета была реализована возможность регулирования их вентиляторов поворотом рабочих лопаток. При этом ТРДД рассматривается с двухпозиционным соплом внешнего контура (для смещения рабочей точки на характеристике его вентилятора в область оптимума по КПД и повышения его газодинамической устойчивости на взлетном режиме).

В отделении аэродинамики компрессоров воздушно-реактивных двигателей ЦИАМ была выполнена предварительная проработка вентилятора с поворотными рабочими лопатками. Полученные расчетным путем характеристики данного вентилятора представлены в работе [16].

Для расчета параметров вентилятора вынесенного модуля в рабочей точке используется совокупность полученных характеристик при различных углах поворота рабочих лопаток $\alpha = -10^\circ; -5^\circ; -2,5^\circ; 0; 2,5^\circ; 5^\circ; 10^\circ$. Для других промежуточных значений угла установки лопаток производится интерполяция данных полученных характеристик [16] с использованием многочлена Лагранжа. При этом угол поворота рабочих лопаток подбирается согласно программе управления в зависимости от приведенной частоты вращения вала вентилятора.

Вентилятор основного двухконтурного двигателя рассматривался без регулирования рабочих лопаток. В качестве характеристики этого вентилятора использован масштабированный вариант характеристики вентилятора двигателя пятого поколения.

Ввиду больших величин суммарной степени повышения давления перспективных РСУ (≥ 50) газогенераторная часть ТРДД рассматривается двухвальной схемы.

Уровень эффективности узлов РСУ определен на основе прогноза развития авиационных двигателей для перспективных магистральных самолетов гражданской авиации 2030-х годов [14]. Значения КПД основных узлов РСУ и параметры отборов воздуха на охлаждение турбин приняты аналогичными работе [16].

Модель РСУ разработана на основе принципов, представленных в [17, 18]. При этом схема расчета турбокомпрессорной группы РСУ изменена путем подключения блоков расчета вентиляторных модулей со своими характеристиками и дополнена соответствующим уравнением баланса мощностей вентиляторов и турбины:

$$N_{ТВ} = L_B G_B + \frac{L_{ВВ1} G_{ВВ1} + L_{ВВ2} G_{ВВ2}}{\eta_{трансм}}, \quad (1)$$

где $L_B, L_{ВВ1}, L_{ВВ2}$ — удельная мощность вентилятора ТРДД и соответствующих вентиляторных модулей; $\eta_{трансм}$ — КПД трансмиссии привода вынесенных вентиляторов; $N_{ТВ}$ — мощность турбины вентиляторов.

Ниже дано описание внесенных в базовую модель изменений для построения расчетной

модели РСУ. Все заложенные принципы построения и структура базовой математической модели [18] сохранены.

Для увязки параметров двигателя на расчетном (крейсерском) режиме и определения размеров его проточной части (площади характерных сечений тракта, диаметры и т.д.) должна быть задана необходимая исходная информация, включающая:

— данные об условиях полета (высота и число Маха (H, M_H)) и коэффициентах восстановления полного давления $\sigma_{вх}$;

— параметры рабочего процесса

$$T_{г}^*, m, \pi_{в}^*, \pi_{к\Sigma}^* ;$$

— параметр, характеризующий абсолютный размер двигателя (значение тяги, суммарного расхода воздуха, площади на входе в вентилятор). В данной модели задана суммарная тяга R на расчетном (крейсерском) режиме;

— параметры каждого каскада компрессора: степень повышения полного давления π_k^* , приведенные значения частоты вращения $n_{к.пр}$;

— приведенная скорость в характерных сечениях тракта $\lambda_{кан}$;

— выбранные значения коэффициентов полного давления: по каналу наружного контура σ_{II} (для ТРДД и каналов вынесенных вентиляторных модулей), в камере сгорания $\sigma_{кс}$ и затурбинном диффузоре $\sigma_{тд}$, а также коэффициента полноты сгорания в камере сгорания $\eta_{г}$;

— параметры, определяющие облик вентилятора, каскадов компрессора и турбины: расчетные приведенные окружные скорости, втулочные отношения;

— константы: низшая теплотворная способность топлива H_u , влагосодержание атмосферного воздуха d , коэффициенты аппроксимации термодинамических функций, требуемая точность решения системы определяющих уравнений ϵ и коэффициенты аппроксимации заданных характеристик вынесенных вентиляторов и вентилятора ТРДД.

Для описания распределенной силовой установки на расчетном крейсерском режиме в систему определяющих уравнений включены уравнения, характеризующие условия, которые должны быть выполнены при расчете:

$$R = R_{здн} ; \quad (2)$$

$$D_B = D_{ВВ1} = D_{ВВ2} ; \quad (3)$$

$$T_{г}^* = T_{г.здн}^* ; \quad (4)$$

$$m = m_{здн} ; \quad (5)$$

$$\pi_{к\Sigma}^* = \pi_{к\Sigma.здн}^* . \quad (6)$$

В связи с особенностями схемы значения $\pi_{в}^*$, $\lambda_{II вх}$, σ_{II} и значения приведенных окружных скоростей и оборотов вентиляторов $U_{пр}$, $n_{пр}$ задаются соответственно для каждого вентилятора (вынесенных модулей и ТРДД) и их каналов отдельно. Для газогенератора приведенные окружные скорости и приведенные частоты вращения компрессоров $U_{пр}$, $n_{пр}$, а также КПД турбин задаются для каждого каскада (среднего и высокого давления):

$$\pi_{в}^* = \pi_{в.здн}^* ; \quad (7)$$

$$\lambda_{II вх} = \lambda_{II здн} ; \quad (8)$$

$$\sigma_{II} = \sigma_{II здн} ; \quad (9)$$

$$n_{пр} = n_{пр.здн} ; \quad (10)$$

$$U_{пр} = U_{пр.здн} ; \quad (11)$$

$$\eta_{т}^* = \eta_{т.здн}^* ; \quad (12)$$

$$L_{ксд} \cdot k = L_{квд} , \quad (13)$$

где $L_{ксд}$, $L_{квд}$ — удельные работы компрессоров по каскадам среднего (КСД) и высокого (КВД) давления газогенератора; k — коэффициент пропорциональности при распределении удельных работ, определяемый исходя из оптимальности распределения нагруженности каскадов соответствующих турбин. Эффективность КСД и КВД определяется исходя из заданной величины суммарного политропического КПД компрессоров газогенератора: $\eta_{пол. КСД+КВД}^* = 0,91$.

Постоянная часть системы уравнений, в которую входят уравнения баланса расходов воздуха в тракте двигателя и мощности соответствующих компрессоров и турбин, дополнена заданием условия равенства частот вращения всех вентиляторов: $n_{в} = n_{ВВ1} = n_{ВВ2}$.

Совокупность независимых переменных задается в соответствии с системой определяющих уравнений (2)—(13) и включает площади харак-

терных проходных сечений: F_k — на входе в вентиляторы и каскады компрессора; F_{CA} — критические сечения сопловых аппаратов каждого каскада турбины; $F_{Iвх}$, F_{II} — вход и выход для канала наружного контура ТРДД и вынесенных вентиляторных модулей; F_I — выход из затурбинного диффузора; $F_{II\min}$ — минимальные сечения канала наружного контура ТРДД и вынесенных вентиляторных модулей; α_{kc} — коэффициент избытка воздуха в основной камере сгорания; π_T^* — степени понижения давления в каждой ступени турбины.

Также в число независимых переменных включены параметры, определяющие режим работы компрессорной группы, в число которых входят: $n_{пр}$ — относительные приведенные частоты вращения каскадов компрессора и параметры, определяющие положение рабочей точки на напорной линии $n_{пр} = \text{const}$.

Систему уравнений на высотно-скоростных и дроссельных режимах составляют уравнения совместной работы узлов и уравнения, описывающие выбранный закон регулирования: подачи топлива в камеру сгорания, положения створок регулируемого сопла второго контура ТРДД и угла установки рабочих лопаток вентиляторов вынесенных модулей.

На режимах с максимальной тягой РСУ для заданных H и M_{II} при расчете высотно-скоростных характеристик используется программа изменения температуры газа перед турбиной, соответствующая условию сохранения подобия рабочих режимов газогенератора:

$$T_{г}^* = T_{г,расч}^* T_{н}^* / T_{н,расч}^*, \quad (14)$$

где $T_{г}^*$, $T_{н}^*$ — полная температура газа в горле СА ТВД и полная температура набегающего потока воздуха на текущем режиме; $T_{г,расч}^*$, $T_{н,расч}^*$ — соответствующие параметры на расчетном крейсерском режиме.

С учетом использования новых перспективных материалов и прогноза по их жаропрочности принято ограничение на максимальную величину полной температуры газа в горле СА ТВД:

$$T_{г\max}^* = 1900 \text{ К.}$$

При расчете дроссельных характеристик РСУ задается тяга R в долях $\bar{R}_{здн}$ от максимального значения R_{\max} :

$$R = R_{\max} \bar{R}_{здн}. \quad (15)$$

Положение регулируемых створок реактивных сопел РСУ задается из условия «раскрытия» сопла второго контура ТРДД на 20% на небольших высотах до 3 км:

$$F_{cI} / F_{cI,расч} = 1; \quad (16)$$

$$F_{cII} / F_{cII,расч} = 1 \text{ при } H > 3 \text{ км}; \quad (17)$$

$$F_{cII} / F_{cII,расч} = 1,2 \text{ при } H \leq 3 \text{ км}; \quad (18)$$

$$F_{c,ВВ} / F_{c,расч} = 1, \quad (19)$$

где F_{cI} , F_{cII} , $F_{c,ВВ}$ — площадь сопла первого контура ТРДД, площадь сопла второго контура ТРДД и площадь сопла вынесенного вентиляторного модуля на текущем режиме; $F_{cI,расч}$, $F_{cII,расч}$, $F_{c,ВВ,расч}$ — соответствующие параметры на расчетном крейсерском режиме.

Угол установки рабочих лопаток вынесенных вентиляторов α в модели РСУ определяется в зависимости от значения относительной приведенной частоты вращения вентилятора $n_{пр,ВВ}$:

$$\alpha = -2,5^\circ \text{ при } n_{пр,ВВ} < 0,6; \quad (20)$$

$$\alpha = \frac{5,5(0,6 - n_{пр,ВВ})}{0,1} - 2,5 \text{ при } 0,7 > n_{пр,ВВ} \geq 0,6; \quad (21)$$

$$\alpha = -8^\circ \text{ при } 0,75 > n_{пр,ВВ} \geq 0,7; \quad (22)$$

$$\alpha = \frac{8(n_{пр,ВВ} - 0,75)}{0,15} - 8 \text{ при } 0,9 > n_{пр,ВВ} \geq 0,75; \quad (23)$$

$$\alpha = 0 \text{ при } n_{пр,ВВ} > 0,9. \quad (24)$$

Масса газотурбинной части РСУ определяется на основе разработанной ранее методики оценки массы ГТД [19], уточненной в [20] и модернизированной применительно к РСУ путем учета массы элементов вынесенных вентиляторов ВВ1, ВВ2.

Согласно данной методике масса двигателя $M_{дв}$ определяется исходя из параметров на взлетном режиме $H = 0$, $M = 0$ и может быть условно представлена как сумма трех укрупненных составляющих (куда входят все остальные агрегаты и системы): M_1 — масса «внутреннего контура» без вентилятора, его турбины и элементов выходного устройства ТРДД; M_2 — масса венти-

лятора ТРДД (В), вынесенных вентиляторов (ВВ1, ВВ2) и турбины для их привода; M_c — масса выходных устройств.

Составляющие массы газотурбинной части M_1 , M_2 и M_c определяются в зависимости от расхода воздуха через вентилятор ТРДД G_B и вентиляторы вынесенных модулей $G_{ВВ1}$, $G_{ВВ2}$, от расхода воздуха через газогенератор $G_{ГГ}$ и приведенного расхода воздуха через газогенератор $G_{В.пр.вх.ГГ}$, от суммарной степени повышения полного давления в компрессоре $\pi_{к\Sigma}^*$ и степени повышения полного давления в вентиляторах π_B^* , $\pi_{ВВ1}^*$, $\pi_{ВВ2}^*$, максимального значения температуры газа в горле СА ТВД $T_{Г\max}^*$, степени двухконтурности m , а также ряда статистических коэффициентов B , m_1 и m_2 , представленных в табл. 1:

$$M_1 = B \cdot G_{В.пр.вх.ГГ}^{m_1} \left[\left(\frac{\pi_{к\Sigma}^*}{\pi_B^*} \right)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} K_T; \quad (25)$$

$$M_2 = 2,86 \times (G_B^{0,903} \pi_B^{*1,193} + G_{ВВ1}^{0,903} \pi_{ВВ1}^{*1,193} + G_{ВВ2}^{0,903} \pi_{ВВ2}^{*1,193}) m^{0,104}; \quad (26)$$

$$M_c = 0,1(G_B + G_{ВВ1} + G_{ВВ2}); \quad (27)$$

$$M_{дв} = (M_1 + M_2 + M_c) \cdot K_{\Pi}; \quad (28)$$

$$K_T = 1 + 2 \cdot 10^{-4} (T_{Г\max}^* - 1200), \quad (29)$$

где K_T — коэффициент, учитывающий возрастание массы двигателя, обусловленное системой охлаждения турбины ГТД при повышении температуры $T_{Г\max}^*$;

K_{Π} — коэффициент, учитывающий технологический уровень, к которому относится двигатель; выбирается согласно [20].

Для определения массы центрального и двух угловых редукторов использовалась эмпирическая зависимость ее от передаваемой мощности,

Таблица 1

Статистические коэффициенты B , m_1 и m_2

	B	m_1	m_2
$G_{В.пр.вх.ГГ} \geq 50$ кг/с	6,96	1,2	0,5
$G_{В.пр.вх.ГГ} < 50$ кг/с	15,2	1	0,5

частоты вращения вала на выходе и передаточного числа редуктора. Данная зависимость, представленная в работе [1], была получена на основе статистических данных по параметрам реализованных редукторов самолетов и вертолетов, имеющих в американской Ассоциации производителей редукторных механизмов — AGMA (American Gear Manufacturers Association).

С учетом представления исходных данных в стандартной системе измерения СИ эмпирическая зависимость для массы редуктора $M_{редукт}$ может быть представлена как:

$$M_{редукт} = (116,3297 P_{Value} - 37,4262) \cdot 0,4539; \quad (30)$$

$$P_{Value} = \left(N_{перед} \frac{1,3596}{n_{ред.вх}} \right)^{0,75} \left(\frac{n_{ред.вх}}{n_{ред.вых}} \right)^{0,15}, \quad (31)$$

где P_{Value} — параметрическая величина, используемая для определения массы редуктора;

$N_{перед}$ — передаваемая мощность: для центрального редуктора это сумма мощностей, передаваемых на вынесенные вентиляторные модули $N_{ВВ1}$ и $N_{ВВ2}$, а для угловых редукторов — мощность для привода вынесенных вентиляторов $N_{ВВ1}$ либо $N_{ВВ2}$ соответственно;

$n_{ред.вых}$ — частота вращения вала на выходе из редуктора; определяется из условия, что на расчетном крейсерском режиме (согласно данным предварительной проработки характеристик вентилятора) обеспечивается приведенная окружная скорость $U_{в.пр} = 330$ м/с;

$n_{ред.вх}$ — частота вращения вала на входе в редуктор; для центрального редуктора она соответствует частоте на валу турбины вентилятора ТРДД $n_{ред.вх} = n_{ТВ}$ и определяется по данным предварительной проработки параметров турбины, а для угловых редукторов частоты на входе и выходе сохраняются и соответствуют частоте вращения вынесенных вентиляторов $n_{ВВ1} = n_{ВВ2}$.

Удельные массы валов трансмиссии для передачи мощности к центральному редуктору и далее к угловым редукторам и вентиляторным модулям оцениваются исходя из передаваемых крутящих моментов, свойств выбранного материала (сталь 12Х2Н4А), а также выбранного соотношения между внутренним и наружным диаметром вала.

На рис. 3 представлена блок-схема расчета варианта РСУ.

Расчет варианта РСУ при проведении оптимизации включает считывание задаваемых исход-

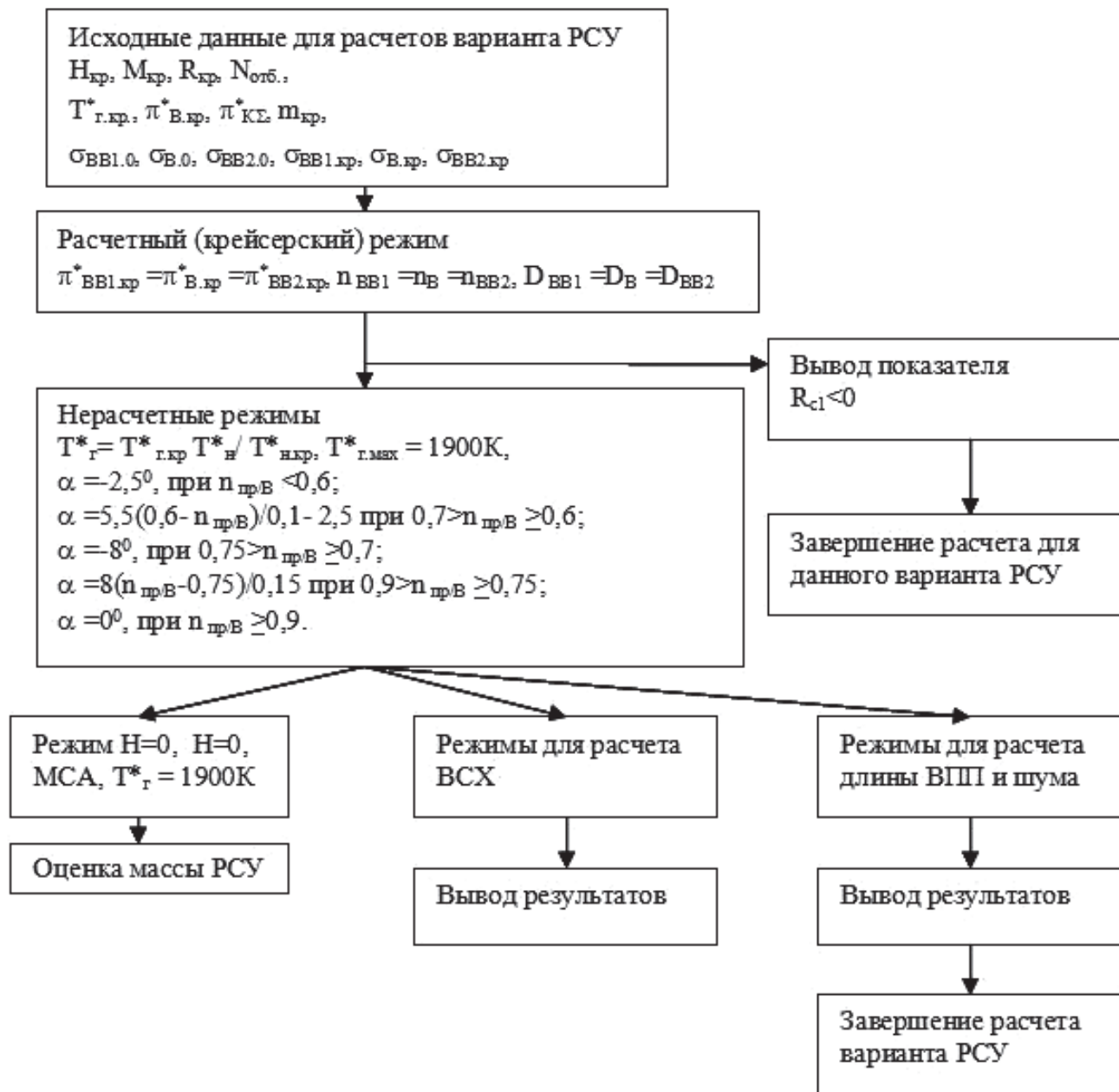


Рис. 3. Блок-схема расчета варианта РСУ

ных данных, которые варьируются в заданном диапазоне на расчетном (крейсерском) режиме при $H = 11$ км, $M = 0,82$:

$$R_{кр} = 5500 - 6500 \text{ кгс}; T_{г.кр}^* = 1600 - 1700 \text{ К};$$

$$\pi_{в.кр}^* = 1,3 - 1,45; \pi_{к.с.кр}^* = 50 - 70; m_{кр} = 16 - 22;$$

$$\sigma_{в.кр} = \sigma_{ВВ1.кр} = \sigma_{ВВ2.кр} = 0,958.$$

Кроме того, задаются значения коэффициентов восстановления полного давления для вентилятора ТРДД и вентиляторных модулей $\sigma_{В0}, \sigma_{ВВ10}, \sigma_{ВВ20}$ на взлетном режиме $H = 0, M = 0$.

Величина отбора мощности на самолетные нужды от турбины вентилятора составляет $N_{отб} = 300$ кВт.

Для всех модулей РСУ на расчетном крейсерском режиме задаются одинаковые значения степени повышения полного давления, частоты вращения и диаметров вентиляторов.

Вариантам РСУ, где давление газа за турбиной вентилятора оказывается недостаточным для создания положительной реактивной тяги по внутреннему контуру $R_{c1} < 0$, как показали расчеты, соответствует существенный рост удельного расхода топлива и удельной массы. Поэтому

такой вариант РСУ считался неприемлемым и в дальнейшей оптимизации не участвовал.

Максимальная взлетная тяга для всех вариантов РСУ определяется при $T_{г\max}^*$ согласно программе управления РСУ при $H=0$ и $M=0$. На этом режиме определяются масса и удельный вес РСУ γ_{PCY} .

Высотно-скоростная характеристика (ВСХ) для вариантов РСУ определяется в условиях международной стандартной атмосферы (МСА) для следующих характерных условий полета ДМС: $H=0$ при $M_{\text{п}}=0 \div 0,6$; $H=5$ км при $M_{\text{п}}=0,2 \div 0,85$; $H=8$ км при $M_{\text{п}}=0,3 \div 0,85$; $H=11$ км при $M_{\text{п}}=0,4 \div 0,85$ и в соответствующий файл выводятся значения числа Маха полета $M_{\text{п}}$, тяги R и удельного расхода топлива C_R .

Дроссельные характеристики определяются при МСА для характерных условий крейсерского полета на высоте $H=11$ км при $M_{\text{п}}=0,75; 0,8; 0,82; 0,85$. В соответствующий файл выводятся значения тяги R , удельного расхода топлива C_R и суммарного расхода воздуха на входе в РСУ $G_{\text{вз}}$.

Для определения параметров на взлетно-посадочных режимах и проведения расчетов по оценке шума и длины ВПП определяются ВСХ и дроссельные характеристики в следующем диапазоне изменения высот и чисел Маха: $H=0 \div 2000$ м, $M_{\text{п}}=0 \div 0,4$ для значений тяги в диапазоне от 10 до 100% от ее максимального значения на этом режиме полета R_{max} . При этом

результат выводится в отдельные файлы, содержащие основные результаты термодинамического расчета ТРДД в необходимом для проведения оптимизации виде.

Расчетные исследования по выбору рациональных параметров РСУ в составе ДМС

На рис. 4 и 5 приведены зависимости, полученные по результатам расчетов для варианта РСУ с параметрами на крейсерском режиме, рассмотренными ранее в работе [16] ($H=11$ км, $M_{\text{п}}=0,82$, $R_{\text{кр}}=5510$ кгс, $N_{\text{отб}}=300$ кВт, $\sigma_{\text{в}}=\sigma_{\text{вв1}}=\sigma_{\text{вв2}}=0,958$).

Представлены зависимость удельного расхода топлива C_R (рис. 4) и удельного веса γ_{PCY} (рис. 5) от степени двухконтурности m для $\pi_{\text{в}}^*=1,4$ при $T_{\text{г}}^*=1600, 1650, 1700$ К и $\pi_{\text{к}\Sigma}^*=50, 60, 70$. Также нанесены принятые ограничения на задаваемые сочетания параметров, связанные с уменьшением скорости истечения из внутреннего контура $R_{\text{с1}} < 0$.

Из представленных на рис. 4 и рис.5 данных следует, что наименьший удельный расход топлива соответствует максимальным значениям $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ и $T_{\text{г}}^*$ в рамках рассматриваемого диапазона варьирования параметров, а именно: $\pi_{\text{в}}^*=1,4$, $m=17$, $\pi_{\text{к}\Sigma}^*=70$, $T_{\text{г}}^*=1700$ К, $C_R=0,528$ кг/(кг·ч), $\gamma_{\text{PCY}}=0,201$ кг/кгс, $D_{\text{в}}=2,01$ м.

По отношению к выбранному ранее в работе [16] варианту: $\pi_{\text{в}}^*=1,4$, $m=16$, $\pi_{\text{к}\Sigma}^*=65$, $T_{\text{г}}^*=1650$ К, $C_R=0,533$ кг/(кг·ч), $\gamma_{\text{PCY}}=0,198$ кг/кгс, $D_{\text{в}}=1,98$ м удельный расход топлива ниже на 1%, а удельный вес больше на 1,5%. Различия в ре-

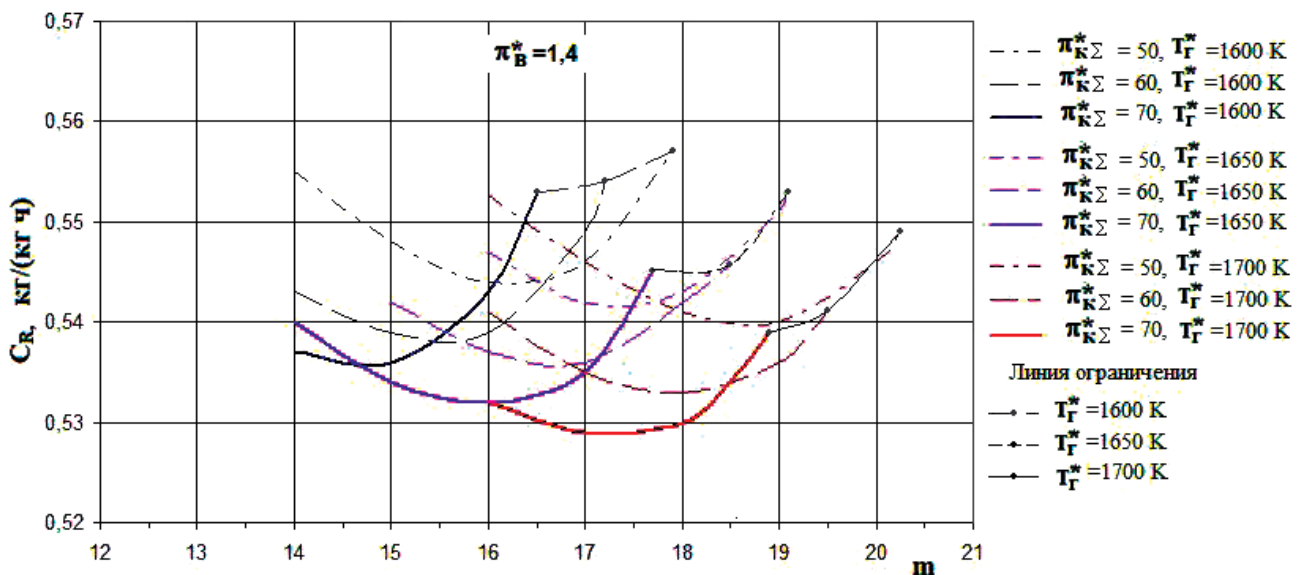


Рис. 4. Зависимость удельного расхода топлива РСУ от m при $\pi_{\text{в}}^*=1,4$

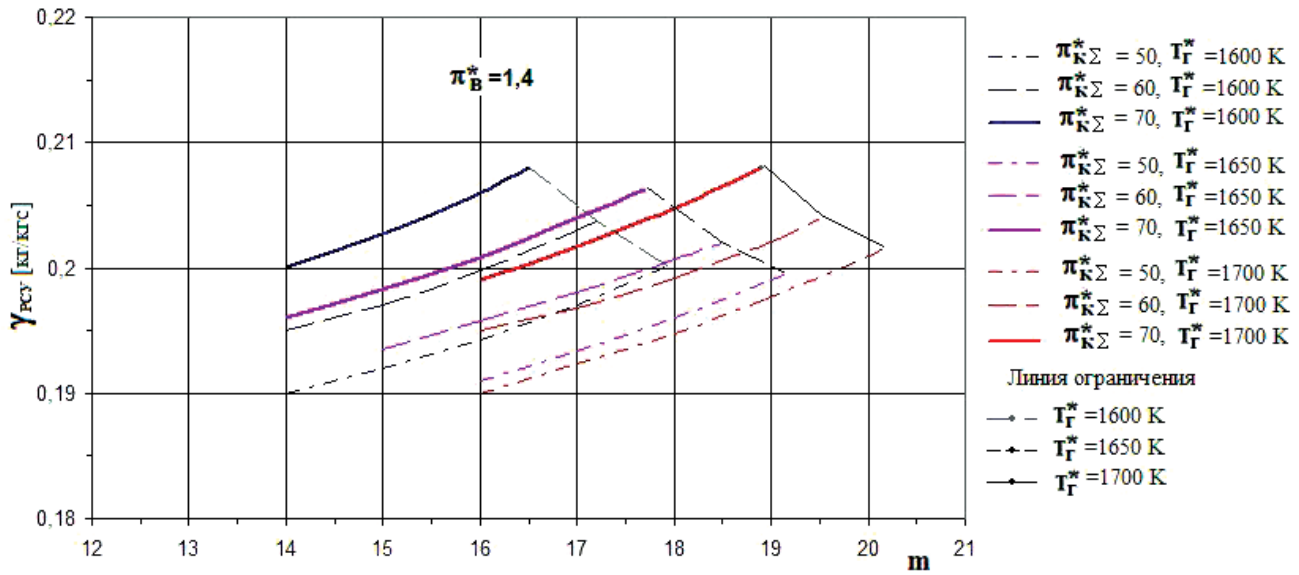


Рис. 5. Зависимость удельного веса РСУ от m при $\pi_B^* = 1,4$

зультатах расчета связаны с использованием в данной модели РСУ другой характеристики вентилятора ТРДД и наличием двухпозиционного сопла наружного контура ТРДД, а также с требованием работы [16] обеспечить меньшие технологические риски при реализации (более низкие ограничения по $\pi_{K\Sigma}^* \leq 65$ и $T_G^* \leq 1650$ К).

Оптимизационные исследования по формированию облика СУ для самолета схемы ГЛК проводились в ЦИАМ с помощью системы многодисциплинарного анализа и оптимизации (МДАО) pSeven компании DATADVANCE. В табл. 2 приведены основные данные базовой силовой установки и летательного аппарата, выбранные на предварительном этапе исследований.

В качестве оптимизируемых параметров были выбраны пять параметров двигателя на крейсерском режиме:

$$R_{кр}, T_{г.кр}^*, m_{кр}, \pi_{K\Sigma кр}^*, \pi_{В кр}^* = \pi_{ВВ1 кр}^* = \pi_{ВВ2 кр}^*.$$

Значения ограничений по максимальной температуре газа перед турбиной и частоте вращения ротора низкого давления (отнесенной к частоте на расчетном режиме) для всех вариантов двигателей оставались неизменными: $T_{г max}^* = 1900$ К, $n_{НД отн max} = 1,025$.

С целью формирования рационального облика демонстратора РСУ была проведена серия расчетов с использованием метода полнофакторного эксперимента пятого уровня (количество

обращений ~ 27000). Далее из полученного множества данных отбирались Парето-оптимальные решения по трём критериям: потребной длины ВПП $L_{ВПП}$, практической дальности полёта $L_{П}$ и затрат топлива на пассажиро-километр q_T .

В результате оптимизации было получено 20 Парето-оптимальных решений, из которых выделено два альтернативных варианта РСУ:

вариант 1

$$R_{кр} = 5700 \text{ кгс}, m_{кр} = 16, T_{г.кр}^* = 1600 \text{ К}, \\ \pi_{K\Sigma кр}^* = 70, \pi_{В кр}^* = 1,4, R_{взл} = 42500 \text{ кгс}, \\ q_T = 16,924 \text{ г/(пас.-км)};$$

вариант 2

$$R_{кр} = 6400 \text{ кгс}, m_{кр} = 16, T_{г.кр}^* = 1650 \text{ К}, \\ \pi_{K\Sigma кр}^* = 70, \pi_{В кр}^* = 1,4, R_{взл} = 44000 \text{ кгс}, \\ q_T = 16,884 \text{ г/(пас.-км)},$$

не уступающих базовому ДМС с РСУ по дальности полёта и затратам топлива на пассажиро-километр, и одновременно имеющие более короткие (до 4%) потребные длины ВПП.

При этом вариант 1 является более предпочтительным по отношению к базовому и варианту 2 с точки зрения запаса по эмиссии CO_2 в соответствии со стандартом ИКАО, который оценен как 16,89%.

Таблица 2

Основные данные базового варианта самолёта и силовой установки

Силовая установка		
	Крейсерский (расчётный) режим $H=11\text{ км}; M=0.82$ ($\sigma_{\text{вх}}=0,958$)	Взлётный режим $H=0; M=0$ ($\sigma_{\text{вх}}=0,98$)
Тяга, кгс	2×6000	2×44180
Температура газа в горле СА, К	1630	1900
Суммарная степень повышения давления	60	55
Степень двухконтурности	18	17,3
Степень повышения давления в вентиляторах	1,35	1,355
Площадь входа в один вентилятор, м ²	3,88	
Масса 1 двигателя (ВВ+ТРДД), кг	8750	
Масса СУ, кг	28000	
Самолет		
Взлетная масса самолета, т	250	
Площадь крыла, м ²	747	
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ²	335	
Взлетная тяговооруженность, кгс/кг	0,353	
Пассажировместимость, чел	330	
Суммарный запас топлива, т	88,5	
Крейсерское число М	0,82	
Качество самолета на потребном крейсерском режиме	24,8	
Взлетное качество (без шасси)	~18	
Удельный расход топлива на крейсерском режиме, кг/(кгс·ч)	0,546	
Практическая дальность полёта ($H=11\text{ км}; M=0.82$), км	14596	
Затраты топлива на пассажиро-километр, г/(пас.-км)	17,09	
Потребная длина ВПП, м	2666	
Запас по эмиссии CO ₂ , %		
- в соответствии со стандартом ИКАО	16,1	
- согласно целям на 2037 г.	8,3	

Выводы

Основным преимуществом РСУ является возможность улучшения топливной экономичности магистрального самолета не только за счет значительного увеличения степени двухконтурности его двигателей, но и улучшения аэродинамики самого летательного аппарата за счет лучшего расположения элементов РСУ в кормовой части на верхней поверхности фюзеляжа самолета схемы ГЛК, что может позволить заметно уменьшить сопротивление самолета.

Однако при таком размещении РСУ на ЛА возможно ухудшение параметров воздушного потока на входе в двигатель (неравномерность и большие потери полного давления), что негативно влияет на его параметры. Поэтому целесообразно решать задачу выбора наиболее рациональных параметров РСУ только в системе летательного аппарата по самолетным критериям (наибольшая дальность полета, наименьшие затраты топлива на пассажиро-километр, и потребная

длина ВПП), а также с учетом экологических показателей по уровню шума и эмиссии.

Проведенная адаптация разработанной ранее математической модели РСУ, связанная с реализацией возможности повышения эффективности вынесенных модулей за счет поворота рабочих лопаток вентиляторов, а также с использованием двухпозиционного сопла второго контура ТРДД, позволила подготовить блок расчета проектных параметров и характеристик силовой установки для решения отмеченной задачи оптимизации РСУ в составе ГЛК в два этапа.

На первом этапе с использованием модели РСУ был выбран вариант самолёта (табл. 2) с базовыми проектными параметрами его двигателя, а на втором — уточнены эти параметры с целью дальнейшего улучшения рассмотренного варианта по выбранным критериям, обеспечивающим меньшую потребную длину ВПП до 4% и лучшие показатели по эмиссии CO₂ (не уступая базовому варианту по остальным показателям).

Полученные на втором этапе оптимизации два варианта РСУ при одинаковых значениях степени двухконтурности и суммарной степени повышения полного давления на крейсерском режиме отличаются уровнем температуры газа перед турбиной, значениями крейсерской и взлетной тяги, а также степени повышения полного давления в вентиляторе. Более низкая температура газа перед турбиной у первого варианта РСУ облегчает задачу обеспечения необходимого ресурса и имеет на ~1% больший запас по эмиссии CO₂ в соответствии со стандартом ИКАО.

Следует отметить, что разработанные подходы к оптимизации параметров РСУ позволяют решать задачи оптимизации такого летательного аппарата в более широкой постановке, в частности, с включением в число оптимизируемых параметров удельной нагрузки на крыло и с одновременным расширением диапазона варьирования рассмотренных проектных параметров двигателя. Кроме этого, в дальнейших исследованиях можно учесть экономические показатели стоимости жизненного цикла РСУ.

Список источников

1. *Torg M.T., Jones S.M., Haller W.J., Handschuh R.F.* Engine Conceptual Design Studies for a Hybrid Wing Body Aircraft. Prepared for the Turbo Expo 2009 sponsored by the American Society of Mechanical Engineers (08–12 June 2009; Orlando, Florida). NASA/TM-2009-215680. URL: <https://core.ac.uk/download/pdf/10551681.pdf>

2. *Greitzer E.M.* Some aerodynamic problems of aircraft engines: fifty years after — The 2007 IGTI Scholar Lecture // *Journal of Turbomachinery*. 2009. Vol. 131. No. 3. DOI: 10.1115/1.2992515
3. *Plas A.P., Sargeant M.A., Madani V., Crichton D., Greitzer E.M., Hynes T.P., Hall C.A.* Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (08–11 January 2007; Reno, Nevada). DOI: 10.2514/6.2007-450
4. *Болсуновский А.Л., Бузуверия Н.П., Гуревич Б.И.* и др. Особенности концепции пассажирского самолета в схеме «летающее крыло» // *Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники*. — М.: Физматлит, 2005. С. 262-273.
5. *Ланшин А.И., Полев А.С.* Концепция ТРДД нового поколения для магистральных самолетов // *АвиаСоюз*. 2013. №6. С. 52-54.
6. *Ланшин А.И., Луковников А.В., Полев А.С.* и др. Анализ тенденций и прогноз развития ГТД для дозвуковых самолетов гражданской авиации // *Двигатели-2012: Сборник тезисов XII Международного салона (17–20 апреля 2012; Москва, ВВЦ)*. С. 15-17.
7. *Каленский С.М., Морзеева Т.А., Эрохи Ю.А.* Исследование путей повышения топливной экономичности СУ самолетов гражданской авиации 2030 годов за счет выбора рационального схемно-технического облика двигателей нетрадиционных схем // *Авиадвигатели XXI века: Сборник тезисов Всероссийской научно-технической конференции (24–27 ноября 2015; Москва)*. — М.: Изд-во ЦИАМ, 2015. С. 59-61.
8. *Карасев Д.А., Арутюнов А.Г., Загордан А.А.* К вопросу создания магистральных транспортных самолетов с электрическими силовыми установками // *Вестник Московского авиационного института*. 2015. Т. 22. № 1. С. 132-139.
9. *Волокитина Е.И., Власов А.И., Данилов Н.А.* и др. Исследования по определению оптимальных параметров и структуры системы электроснабжения полностью электрифицированного самолета // *Электроника и электрооборудование транспорта*. 2010. Т. 4. С. 2-7.
10. *Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А.* Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под общ. ред. В.А. Скибина и В.И. Солонины. — М.: ЦИАМ, 2010. — 672 с.
11. *Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Кузеев И.С.* Анализ концепции распределенной силовой установки с газовым приводом вынесенного вентиляторного модуля // *Вестник Московского авиационного института*. 2017. Т. 24. № 2. С. 31-41.
12. *Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Хорева Е.А.* Учет влияния пограничного слоя на входе

- в вентиляторы при интеграции распределенной силовой установки и летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 1. С. 57-66.
13. Гуляев В.В., Залев Р.Р., Икрянников Е.Д., Карпенко В.В., Смелер Ю.В. Результаты исследований аэродинамических характеристик летательного аппарата, выполненного по схеме “летающее крыло” // Научный вестник МГТУ ГА. 2006. №97. С. 22-26.
 14. Луковников А.В., Полев А.С., Исянов А.М. и др. Сравнительная оценка различных типов силовых установок перспективного дальнемагистрального ЛА // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2014. № 6. С. 29-34.
 15. Гордин М.В., Палкин В.А. Концепция авиационных двигателей для перспективных пассажирских самолетов // Авиационные двигатели. 2019. № 3(4). С. 7-6. DOI: 10.54349/26586061_2019_3_7
 16. Каленский С.М., Морзеева Т.А., Эзрохи Ю.А. Применение поворотных лопаток вентилятора в РСУ перспективного дальнемагистрального самолета для согласования взлетных и крейсерских режимов полета // Авиационные двигатели. 2019. №3(4). С. 49-56. DOI: 10.54349/26586061_2019_3_49
 17. Эзрохи Ю.А. Моделирование двигателя и его узлов // Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-21: Самолёты и вертолёты. Кн.3: Авиационные двигатели. – М.: Машиностроение, 2010. С. 341-353.
 18. Демеченок В.П., Дружинин Л.Н., Пархомов А.Л. и др. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. – М.: Машиностроение, 1979. – 432 с.
 19. Кулагин В.В., Бочкарев С.К., Горюнов И.М. и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. – М.: Машиностроение, 2005. Кн. 3. – 464 с.
 20. Эзрохи Ю.А., Каленский С.М., Кизеев И.С. Оценка массовых показателей турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой на начальной стадии его проектирования // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 26-37.

References

1. Torg M.T., Jones S.M., Haller W.J., Handschuh R.F. Engine Conceptual Design Studies for a Hybrid Wing Body Aircraft. Prepared for the Turbo Expo 2009 sponsored by the American Society of Mechanical Engineers (08-12 June 2009; Orlando, Florida). NASA/TM-2009-215680. URL: <https://core.ac.uk/download/pdf/10551681.pdf>
2. Greitzer E.M. Some aerodynamic problems of aircraft engines: fifty years after - The 2007 IGTI Scholar Lecture. *Journal of Turbomachinery*, 2009, vol. 131, no. 3. DOI: 10.1115/1.2992515
3. Plas A.P., Sargeant M.A., Madani V., Crichton D., Greitzer E.M., Hynes T.P., Hall C.A. Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (08-11 January 2007; Reno, Nevada)*. DOI: 10.2514/6.2007-450
4. Bolsunovskii A.L., Buzoveriya N.P., Gurevich B.I. et al. Osobennosti kontseptsii passazhirskogo samoleta v skheme “Letayushchee krylo”. In *Problemy sozdaniya perspektivnoi aviatsionno-kosmicheskoi tekhniki*. Moscow, Fizmatlit, 2005, pp. 262-273.
5. Lanshin A.I., Polev A.S. *AviaSoyuz*, 2013, no. 6, pp. 52-54.
6. Lanshin A.I., Lukovnikov A.V., Polev A.S. et al. *Materialy XII Mezhdunarodnogo salona (17-20 April 2012; Moscow) “Dvigateli-2012”*, pp. 15-17.
7. Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Ezrokhi Yu.A. *Materialy Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii (24-27 November 2015; Moscow) “Aviadvigateli XXI veka”*, Moscow, TsIAM, 2015, pp. 59-61.
8. Karasev D.A., Arutyunov A.G., Zagordan A.A. Development of cargo aircrafts with electric power plants. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 1, pp. 132-139.
9. Volokitina E.I., Vlasov A.I., Danilov N.A. et al. *Elektronika i elektrooborudovanie transporta*, 2010, vol. 4, pp. 2-7.
10. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushchikh aviadvigatelestroitel'nykh kompanii v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigatelei <analiticheskii obzor>* (Works of leading engine companies in ensuring the promising aircraft engines creation <analytical review>), Moscow, TsIAM, 2010, 672 p.
11. Ezrokhi Y.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Kizeev I.S. Distributed power-plant concept with gas drive of external fan module analysis. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 31-41.
12. Ezrokhi Y.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Khoreva E.A. Accounting for the effect of the border layer at the inlet to the fans while integrating the distributed power plant and a flying vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no 1, pp. 57-66.
13. Gulyaev V.V., Zalyaev R.R., Ikryanikov E.D., Karpenko V.V., Smeler Yu.V. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2006, no. 97, pp. 22-26.
14. Lukovnikov A.V., Polev A.S., Isyanov A.M. et al. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2014, no. 6, pp. 29-34.
15. Gordin M.V., Palkin V.A. *Aviatsionnye dvigateli*, 2019, no. 3(4), pp. 7-6. DOI: 10.54349/26586061_2019_3_7

16. Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Ezrokhi Yu.A. *Aviatsionnye dvigateli*, 2019, no. 3(4), pp. 49-56. DOI: 10.54349/26586061_2019_3_49
17. Ezrokhi Yu.A. *Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. IV-21 "Samolety i vertolety". Kn.3 "Aviatsionnye dvigateli"*. Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 341-353.
18. Demenchenok V.P., Druzhinin L.N., Parkhomov A.L. et al. *Teoriya dvukhkонтурных turboreaktivных двигателей* (Theory of two-bypass turbojet engines), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 432 p.
19. Kulagin V.V., Bochkarev S.K., Goryunov I.M. et al. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants), Moscow, Mashinostroenie, 2005. Book 3 - 464 p.
20. Ezrokhi Y.A., Kalenskii S.M., Kizeev I.S. Double-flow turboprop with afterburner weight indices estimation at the initial stage of its design. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 26-37.

Статья поступила в редакцию 07.12.2021; одобрена после рецензирования 16.12.2021; принята к публикации 16.12.2021.

The article was submitted on 07.12.2021; approved after reviewing on 16.12.2021; accepted for publication on 16.12.2021.