

Применение поворотных лопаток вентилятора в РСУ перспективного дальнемагистрального самолета для согласования взлетных и крейсерских режимов полета

Каленский С.М., Морзеева Т.А., Эзрохи Ю.А.

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

e-mail: yaezrokhi@ciam.ru

Представлены результаты исследований по выбору рациональных параметров распределенной силовой установки с поворотными рабочими лопатками вентилятора для перспективного дальнемагистрального самолета. Выполнена оценка эффективности изменения угла установки лопаток вентилятора для обеспечения взлетного режима. Уточнены массогабаритные параметры рассмотренной распределенной силовой установки, определены ее тягово-экономические характеристики на крейсерском и взлетном режимах.

Ключевые слова: распределенная силовая установка, вентиляторный модуль, поворотные лопатки вентилятора, дальнемагистральный самолет.

The application of the variable pitch fan blades in the distributed powerplant for advance long-range aircraft for matching takeoff and cruise

Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Ezrokhi Yu.A.

CIAM, Moscow

Results of study at the choice of rational parameters of the distributed powerplant with variable pitch fan blades for advance long-range aircraft are presented. The estimation of effectiveness of variable pitch fan blades for take-off is carried out. Weight and dimensional characteristics of this distributed powerplant are updated. Its cruise/takeoff thrust and fuel consumption characteristics are determined.

Keywords: distributed powerplant, fan module, variable pitch fan blades, long-range aircraft.

Введение

Ужесточение экономических и экологических требований к силовым установкам пассажирских самолетов 2030-х годов потребовало проработки вариантов нетрадиционных схем, в том числе распределенных силовых установок (РСУ).

Наиболее известными концепциями летательных аппаратов (ЛА) с РСУ являются совместные проекты компании Boeing и исследовательского центра им. Гленна NASA [1], а также Массачусетского института и Кембриджского университета SAX-40 [2, 3].

В РСУ от одного газогенератора при помощи механической, газодинамической или электрической связи

приводятся во вращение несколько вынесенных вентиляторов (вентиляторных модулей). В этом случае, в отличие от ТРДД традиционной схемы, можно обеспечить высокое значение степени двухконтурности при относительно небольших диаметральных размерах вентиляторных модулей, которые легче скомпоновать с планером (рис. 1).

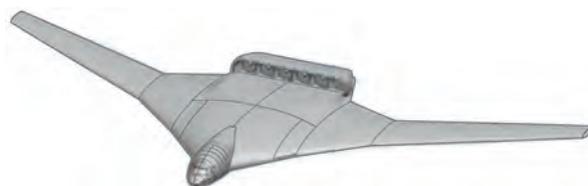


Рис. 1. Схема компоновки РСУ и планера ДМС

На основании оценки параметров РСУ при различном способе передачи мощности к вынесенным вентиляторным модулям [1, 4 – 6] для рассматриваемого периода 2030-х гг. выбор сделан в пользу механического варианта привода [1, 4], как наиболее проработанного и имеющего меньшие технические риски.

Для дальнемагистральных самолетов (ДМС) одной из наиболее перспективных является схема ЛА типа «летающее крыло» (рис. 1) с размещением двух РСУ на верхней поверхности центроплана [1 – 3]. При таком размещении часть образовавшегося на поверхности ЛА пограничного слоя попадает в вентиляторные модули, что приводит к снижению общего уровня полного давления на входе в них [12]. В данной работе при оценке параметров вентилятора с поворотными лопатками рассматривался однородный поток с эквивалентным снижением общего уровня полного давления. Исследования, проведенные ранее в ЦИАМ, позволили оценить возможные значения коэффициента сохранения полного давления на входе в вентиляторные модули при различных числах Маха на крейсерском режиме полета [7].

В РСУ с большой степенью двухконтурности ($m > 15$) для обеспечения приемлемого положения рабочей точки на характеристике вентилятора в условиях взлета сопла вентиляторных модулей рассматривают регулируемые [1, 2], например, двухпозиционными (с увеличенной площадью на взлетном режиме) [6 – 8]. Регулирование сопел используется для смещения рабочей точки на характеристике вентилятора в область оптимальных значений КПД и повышения его газодинамической устойчивости. В настоящей работе для этих целей предложено использовать поворотные рабочие лопатки вентилятора при нерегулируемых соплах. Кроме улучшения согласования режимов работы, такое решение позволяет избавиться от громоздких дополнительных устройств на соплах вентиляторных модулей, требуемых на режимах реверса при посадке. Однако необходимы дополнительные исследования по определению оптимальной программы управления поворотными лопатками вентилятора на указанных режимах.

Выбор параметров РСУ для разработки вентиляторных модулей с поворотными лопатками

В работах [4, 9] на основе прогноза развития авиационных двигателей для перспективных магистральных самолетов гражданской авиации 2030-х гг. определен уровень параметров термодинамического цикла ТРДД и рассмотрена предварительная концепция РСУ с механическим приводом вынесенных вентиляторных

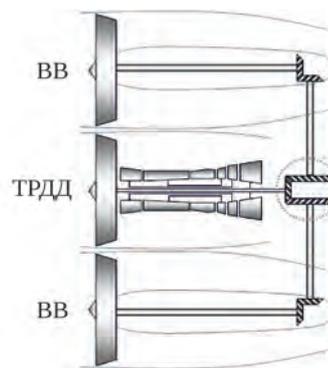


Рис. 2. Схема РСУ «ВВ + ТРДД» с механическим приводом вынесенных вентиляторных модулей

модулей. В качестве основной выбрана схема РСУ «ВВ + ТРДД» (рис. 2), состоящая из ТРДД и двух вынесенных вентиляторных модулей с механическим приводом от турбины вентилятора центрального двигателя. Значения адиабатического КПД вентилятора на взлетном режиме скорректированы в соответствии с предположением, что за счет изменения угла установки лопаток вентилятора его КПД повысится до значения, аналогичного крейсерскому режиму.

Оценка массовых показателей РСУ проведена с помощью модульной методики [11], предназначенной для использования на начальной стадии проектирования.

Диапазон варьирования параметров на расчетном (крейсерском) режиме выбран в соответствии с прогнозными данными:

- степень двухконтурности РСУ «ВВ + ТРДД» $m = 16 \dots 26$;
- степень повышения давления в выносных вентиляторных модулях $\pi_{ВВ}^* = \pi_v^* = 1,3 \dots 1,45$;
- суммарная степень повышения давления в компрессоре ТРДД $\pi_{КС}^* = 50 \dots 70$;
- температура газа перед турбиной (в критическом сечении СА ТВД) $T_r^* = 1600 \dots 1700$ К.

Условия режимов работы для рассматриваемого перспективного ДМС с двумя РСУ «ВВ + ТРДД», размещенными на верхней поверхности центроплана с «заглатыванием» части пограничного слоя:

- крейсерский режим: $H = 11$ км, $M = 0,82$, коэффициент сохранения полного давления на входе в вентиляторные модули и ТРДД $\sigma_{ВВ} = \sigma_{ТРДД} = 0,958$ (выбран на основе проведенных ранее расчетных исследований [7]);
- взлетный режим: $H = 0$, $M = 0$, $t_H = +30^\circ\text{C}$, $p_H = 760$ мм рт. ст., $\sigma_{ВВ} = \sigma_{ТРДД} = 1,0$;
- режим с наибольшей величиной температуры газа перед турбиной ($T_{r \max}^* \leq 1900$ К) и за компрессором ($T_{к \max}^* \leq 1000$ К) – взлетный режим отрыва: $H = 0$, $M = 0,25$, $t_H = +30^\circ\text{C}$, $p_H = 760$ мм рт. ст., $\sigma_{ВВ} = \sigma_{ТРДД} = 0,995$.

Требования по тяге и отбираемой на самолетные нужды мощности:

– крейсерский режим: отбор мощности на самолетные нужды $N_{отб} = 300$ кВт, тяга $R_{кр\ max} = 5510$ кгс при стандартных атмосферных условиях (МСА);

– взлетный режим: $N_{отб} = 0$, $R_{взл} = 27\ 000$ кгс.

Значения КПД основных узлов РСУ «ВВ + ТРДД» (вентилятора, трансмиссии, компрессоров низкого и высокого давления и турбин) на расчетном крейсерском режиме соответствовали выбранным ранее [4] (табл. 1).

Суммарная величина отборов воздуха на охлаждение турбин принята зависящей от температуры газа перед турбиной T_r^* , с близким к линейному от $\Delta G_{охл} = 7,5\%$ (в % расхода воздуха через газогенератор) при $T_r^* = 1500$ К до $\Delta G_{охл} = 12\%$ при $T_r^* = 1900$ К. На этапе параметрических расчетов условно принято, что весь охлаждающий воздух отбирается за КВД, а его распределение по тракту турбины задано постоянным соотношением в долях от суммарного расхода воздуха на охлаждение за критическим сечением СА ТВД (табл. 2).

Значения выбранных коэффициентов полного давления в узлах РСУ «ВВ + ТРДД» (в переходном канале между КНД и КВД, камере сгорания, турбинном диффузоре и наружном контуре ТРДД) на всех режимах приняты постоянными (табл. 3).

Значение коэффициента полноты сгорания топлива в камере сгорания выбрано на уровне $\eta_{КС} = 0,995$. Сопла контуров – сужающиеся, значение коэффициента скорости $\varphi_c = 0,995$.

На рис. 3 приведена полученная по результатам параметрических исследований зависимость удельного расхода топлива на крейсерском режиме от степени

Таблица 1. КПД основных узлов РСУ «ВВ + ТРДД»

| | | | |
|-------------------|--------------------|------------------------|--------------------|
| $\eta_{пол.в}$ | $\eta_{трансм}$ | $\eta_{пол.КНД+КВД}^*$ | $\eta_{ад\ ТВД}^*$ |
| 0,93 | 0,98 | 0,91 | 0,915 |
| $\eta_{мех\ ТВД}$ | $\eta_{ад\ ТНД}^*$ | $\eta_{мех\ ТНД}$ | $\eta_{ад\ ТВ}^*$ |
| 0,99 | 0,925 | 0,995 | 0,93 |

Таблица 2. Расходы охлаждающего воздуха в турбине в долях от суммарного расхода $\Delta G_{охл}$

| ТВД | | | | ТСД, ТВ | |
|--------------------|-----|-----|-----|---------|----|
| СА (задняя кромка) | РК | СА | РК | СА | РК |
| 0,2 | 0,5 | 0,2 | 0,1 | 0 | 0 |

Таблица 3. Значения коэффициентов полного давления в узлах РСУ

| | | | |
|--------------------|---------------|---------------|---------------|
| $\sigma_{КНД-КВД}$ | $\sigma_{КС}$ | $\sigma_{ТД}$ | $\sigma_{НК}$ |
| 0,99 | 0,95 | 0,99 | 0,99 |

двухконтурности при параметрах: $\pi_b^* = 1,3 \dots 1,4$, $T_r^* = 1650 \dots 1700$ К и $\pi_{к\Sigma}^* = 55 \dots 70$ (диапазон параметров определен по данным предварительного расчета). На основании этих зависимостей (с учетом дополнительной оценки параметров на взлетном режиме) выбраны значения m , π_b^* , $\pi_{к\Sigma}^*$ и T_r^* (табл. 4), соответствующие наименьшим значениям удельного расхода топлива на крейсерском режиме. Варианты параметров РСУ, соответствующие табл. 4, показаны на рис. 3 точками с указанием номера.

Для дальнейшей проработки выбран компромиссный вариант РСУ-5 с более умеренными значениями $\pi_{к\Sigma}^*$ и T_r^* , меньшей степенью двухконтурности $m = 16$ и меньшими размерами вентиляторов D_b (что соответ-

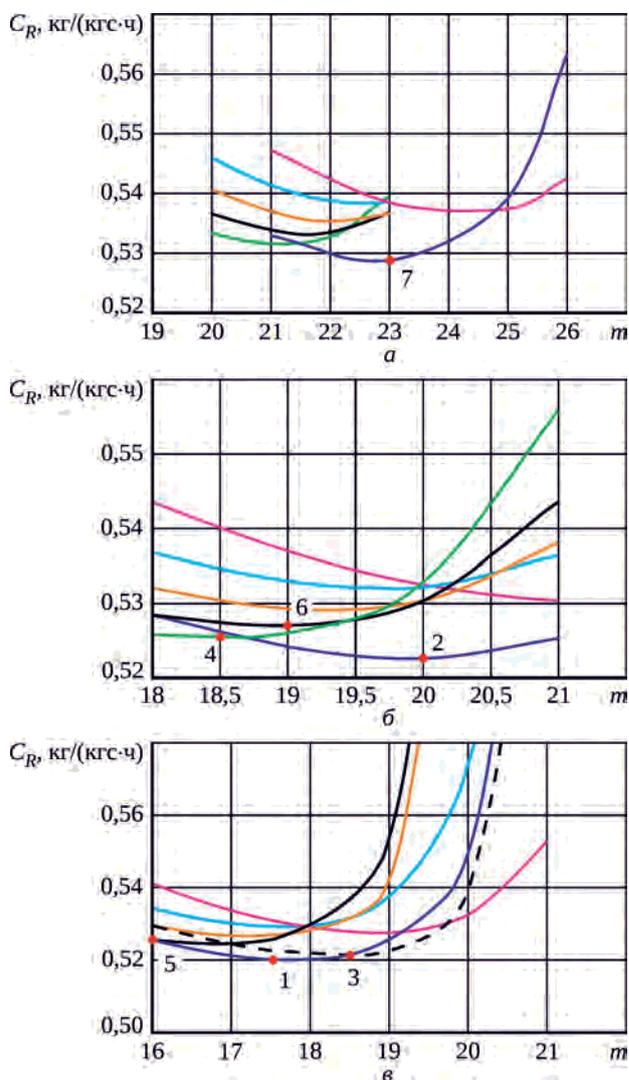


Рис. 3. Зависимость удельного расхода топлива C_R РСУ «ВВ + ТРДД» от степени двухконтурности m :

- $a - \pi_b^* = 1,3$; $b - \pi_b^* = 1,35$; $v - \pi_b^* = 1,4$;
— $\pi_k^* = 55$, $T_r^* = 1650$ К; — $\pi_k^* = 60$, $T_r^* = 1650$ К;
— $\pi_k^* = 65$, $T_r^* = 1650$ К; — $\pi_k^* = 70$, $T_r^* = 1650$ К;
— $\pi_k^* = 70$, $T_r^* = 1700$ К; — $\pi_k^* = 55$, $T_r^* = 1700$ К;
- - - $\pi_k^* = 65$, $T_r^* = 1700$ К

Таблица 4. Параметры РСУ «ВВ + ТРДД» на крейсерском режиме

| PCY | Параметры | | | | | | | | |
|-------|-----------|-------------------|-------------|--------------|------------|------------------------|------------------|----------------|---------------------|
| | m | $\pi_{к\sigma}^*$ | $\pi_{в}^*$ | $T_{г}^*, K$ | $D_{в}, м$ | $C_R, кг/(кгс\cdot ч)$ | $\delta C_R, \%$ | $M_{дв}^*, кг$ | $\delta M_{дв}, \%$ |
| PCY-1 | 17,5 | 70 | 1,4 | 1700 | 2,02 | 0,52 | 0 | 5990 | 0 |
| PCY-2 | 20 | 70 | 1,35 | 1700 | 2,15 | 0,5226 | 0,50 | 6375 | 6,4 |
| PCY-3 | 18,5 | 65 | 1,4 | 1700 | 2,05 | 0,5230 | 0,57 | 6090 | 1,7 |
| PCY-4 | 18,5 | 70 | 1,35 | 1650 | 2,15 | 0,5253 | 1,02 | 6510 | 8,7 |
| PCY-5 | 16 | 65 | 1,4 | 1650 | 1,98 | 0,5256 | 1,08 | 5900 | -1,5 |
| PCY-6 | 19 | 65 | 1,35 | 1650 | 2,15 | 0,5270 | 1,35 | 6430 | 5,3 |
| PCY-7 | 23 | 70 | 1,3 | 1700 | 2,40 | 0,5287 | 1,67 | 6810 | 13,7 |

*) Оценка массы двигателя приведена без учета массы трансмиссии для привода вынесенных вентиляторных модулей и механизма поворота лопаток вентилятора

ствует снижению технических рисков и лобового сопротивления вентиляторных модулей) по сравнению с PCY-1. PCY-5 имеет несколько худшую экономичность по C_R (на ~1%) относительно PCY-1, но при этом меньшую массу (на 1,5%).

Параметры для дальнейшей проработки конструкции вентилятора с поворотными лопатками сведены в табл. 5.

Уточнение параметров РСУ с учетом рассчитанных характеристик вентилятора с поворотными лопатками

На основе представленных в табл. 5 параметров в отделении аэродинамики компрессоров воздушно-реактивных двигателей ЦИАМ под руководством С.В. Панкова была проведена предварительная проработка вентилятора с поворотными рабочими лопатками и выполнен расчет его характеристик. Результаты расчетов представлены на рис. 4, значение приведенного расхода воздуха на входе в вентилятор $G_{в.пр.отн}$ отнесено к расходу на крейсерском режиме, заданному в табл. 5. Расчеты выполнены для условий однородного потока на входе в вентилятор со сниженным уровнем полного давления, величина которого определена с учетом данных [12].

Рассчитанные характеристики вентилятора при углах поворота лопаток $\alpha = \{-15^\circ, -10^\circ, -5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ\}$ относительно угла установки лопаток на крейсерском режиме использованы для уточнения математической модели РСУ. Для промежуточных значений угла установки лопаток вентилятора применена интерполяция многочленом Лагранжа.

Результаты предварительной проработки вентилятора (при значениях $G_{пр}$ и $\pi_{в}^*$, соответствующих табл. 5) показали меньшую величину адиабатического КПД на крейсерском режиме $\eta_{в}^* = 0,909$ в силу ряда конструктивных ограничений, накладываемых поворотным узлом. Заложенный изначально уровень КПД

$\eta_{в}^* = 0,927$ был выбран на основе прогнозных данных для политропического КПД $\eta_{пол.в}^* = 0,93$ перспективных вентиляторов ДМС 2030-х годов.

Это привело к недобору по тяге на крейсерском режиме, что можно компенсировать небольшим повышением температуры газа перед турбиной (при незначительном снижении запаса газодинамической устойчивости проектируемого вентилятора), и, соответственно, с увеличением удельного расхода топлива до величины $C_R = 0,532$ кг/(кгс·ч).

Таблица 5. Выбранные параметры для проработки конструкции вентилятора РСУ

| Параметры | Режим | | |
|------------------------|---------------------------|------------------------|------------------------|
| | Крейсерский ¹⁾ | Взлетный ²⁾ | Взлетный ³⁾ |
| $\sigma_{вх}$ | 0,958 | 1 | 1 |
| $G_{пр\sigma}, кг/с$ | 1759,04 | 1323,67 | 1323 |
| $G_{в.пр}, кг/с$ | 586,35 | 441,22 | 441,00 |
| $T_{г}^*, K$ | 246,03 | 288,15 | 303,15 |
| $p_{г}^*, кг/см^2$ | 0,36 | 1,033 | 1,033 |
| $\pi_{в}^*$ | 1,4 | 1,261 | 1,261 |
| $\eta_{в}^*$ | 0,927 | 0,927 | 0,927 |
| $D_{в}, м / d_{в.отн}$ | 1,985 / 0,38 | – | – |

¹⁾ $H = 11$ км, $M = 0,82$ (МСА); ²⁾ $H = 0$, $M = 0$ (МСА)

³⁾ $H = 0$, $M = 0$ ($t_{г} = +30^\circ C$, $p_{г} = 760$ мм рт. ст.)

Таблица 6. Параметры вентилятора и $T_{г}^*$ на режиме $H = 0$, $M = 0$

| $\alpha, ^\circ$ | 0 | -2,5 | -5 | -7,5 | -10 |
|----------------------|---------|---------|---------|---------|---------|
| $G_{пр\sigma}, кг/с$ | 1324,75 | 1326,19 | 1329,11 | 1330,52 | 1330,61 |
| $G_{в.пр}, кг/с$ | 441,58 | 442,06 | 443,04 | 443,506 | 443,54 |
| $\pi_{в}^*$ | 1,262 | 1,263 | 1,264 | 1,2646 | 1,2647 |
| $\eta_{в}^*$ | 0,8645 | 0,8823 | 0,92 | 0,9384 | 0,9381 |
| $n_{пр.отн}$ | 0,811 | 0,82 | 0,853 | 0,883 | 0,901 |
| $T_{г}^*, K$ | 1774,4 | 1761,6 | 1735,1 | 1721,8 | 1720,6 |
| $\Delta K_{у}, \%$ | 1,1 | 4,6 | 14,9 | 22,3 | 25,9 |

В табл. 6 представлены полученные для РСУ в условиях взлетного режима ($H = 0, M = 0$) параметры вентилятора при различном угле установки его лопаток.

Для обеспечения необходимого запаса газодинамической устойчивости вентилятора угол установки лопаток на взлетном режиме выбран равным $\alpha = -7,5^\circ$. При этом был достигнут практически максимальный уровень КПД $\eta_B^* \approx 0,938$ (см. рис. 4), поэтому дальней-

шее изменение угла установки при увеличении числа Маха на взлете в заданном диапазоне не требуется.

В табл. 7 представлены данные скоростной характеристики РСУ ($H = 0, N_{отб} = 300$ кВт, $p_H = 760$ мм рт. ст., $t_H = +30^\circ\text{C}$) при выбранном угле поворота лопаток вентилятора $\alpha = -7,5^\circ$ и заданном ограничении на максимальную величину температуры газа перед турбиной $T_{г\max}^* \leq 1900$ К.

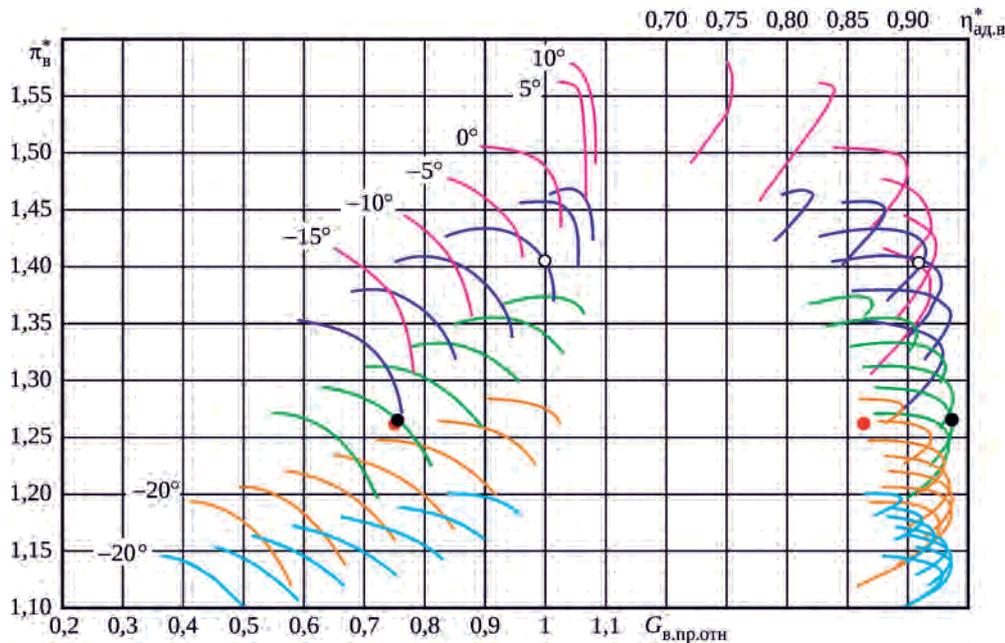


Рис. 4. Характеристика вентилятора РСУ с поворотными лопатками:

— $n_{пр} = 0,7$; — $n_{пр} = 0,8$; — $n_{пр} = 0,9$; — $n_{пр} = 1,0$; — $n_{пр} = 1,05$
 ● — $n_{пр} = 0,883, \alpha = -7,5^\circ$; ● — $n_{пр} = 0,811, \alpha = 0^\circ$; — $n_{пр} = 1,0, \alpha = 0^\circ$

Таблица 7. Скоростная характеристика РСУ при $H = 0$

| M | 0 | 0,05 | 0,10 | 0,15 | 0,20 | 0,25 |
|-----------------------|--------|---------|---------|---------|---------|---------|
| $\sigma_{вх}$ | 0,965 | 0,971 | 0,977 | 0,983 | 0,989 | 0,995 |
| $R_{взл}$, кгс | 27000 | 27000 | 27000 | 26781 | 25499 | 24332 |
| C_R , кг/(кгс·ч) | 0,2340 | 0,2512 | 0,2690 | 0,2871 | 0,3037 | 0,3207 |
| $T_{г}^*$, К | 1805 | 1838 | 1872 | 1900 | 1900 | 1900 |
| $G_{пр\Sigma}$, кг/с | 1369 | 1418,14 | 1464,52 | 1502,46 | 1512,45 | 1522,33 |

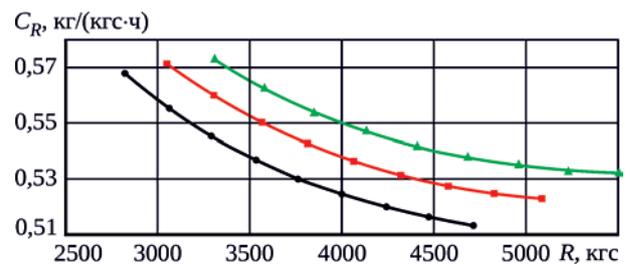


Рис. 5. Дроссельная характеристика РСУ при $H = 11$ км:

— $M = 0,78$; — $M = 0,8$; — $M = 0,82$

Таблица 8. Дроссельная характеристика РСУ на крейсерском режиме ($H = 11$ км, $\alpha = 0, N_{отб} = 300$ кВт, МСА)

| M = 0,82, $\sigma_{вх} = 0,958, R_{кр\max} = 5510$ кгс | | | | | | | | | |
|--|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| R, кгс | 5510 | 5234,5 | 4959 | 4683,5 | 4408 | 4132,5 | 3857 | 3581,5 | 3306 |
| C_R , кг/(кгс·ч) | 0,5323 | 0,5330 | 0,5349 | 0,5378 | 0,5418 | 0,5471 | 0,5539 | 0,5624 | 0,5731 |
| M = 0,8, $\sigma_{вх} = 0,960, R_{кр\max} = 5090$ кгс | | | | | | | | | |
| R, кгс | 5090 | 4835,5 | 4581 | 4326,5 | 4072 | 3817,5 | 3563 | 3308,5 | 3054 |
| C_R , кг/(кгс·ч) | 0,5229 | 0,5248 | 0,5277 | 0,5315 | 0,5365 | 0,5427 | 0,5503 | 0,5597 | 0,5713 |
| M = 0,78, $\sigma_{вх} = 0,963, R_{кр\max} = 4710$ кгс | | | | | | | | | |
| R, кгс | 4710 | 4474,5 | 4239 | 4003,5 | 3768 | 3532,5 | 3297 | 3061,5 | 2826 |
| C_R , кг/(кгс·ч) | 0,5135 | 0,5163 | 0,5200 | 0,5246 | 0,5302 | 0,5370 | 0,5454 | 0,5555 | 0,5678 |

Данные дроссельной характеристики РСУ при различных вариантах тяги максимального крейсерского ($H = 11$ км, $\alpha = 0^\circ$, $N_{отб} = 300$ кВт, МСА) представлены в табл. 8 и на рис. 5.

Для рассмотренных вариантов условий полета и потребных значений максимальной крейсерской тяги РСУ (в соответствии с самолетными требованиями) относительное снижение $R_{кр\ max}$ составило $\sim 15\%$ (при соответствующем снижении полетного числа M и увеличении коэффициента сохранения полного давления на входе $\sigma_{вх}$). Такое снижение $R_{кр\ max}$ соответствует уменьшению удельного расхода топлива на $\sim 3,5\%$, при этом характер протекания дроссельных характеристик сохраняется практически неизменным.

Заключение

Проведенные расчетные исследования по определению рационального облика РСУ схемы «ВВ + ТРДД» для перспективного ДМС с двумя РСУ, размещенными на верхней поверхности центроплана, позволили выбрать вариант основных параметров РСУ на расчетном крейсерском режиме: $m = 16$, $\pi_b^* = 1,4$, $\pi_{ВВ}^* = 1,4$, $\pi_{к\Sigma}^* = 65$, $T_r^* = 1650$ К. При этом диаметр вентилятора $D_b = 1,98$ м, а масса РСУ (без учета трансмиссии для привода вентиляторных модулей) по предварительной оценке составляет ~ 5900 кг для прогнозируемого уровня технологий и материалов 2030-х годов.

Результаты параметрических исследований позволили сформировать исходные данные для предварительной проработки конструкции вентилятора, в котором для смещения рабочей точки на характеристике в область оптимума КПД и повышения газодинамической устойчивости на взлетном режиме используется изменение угла установки рабочих лопаток. Тогда как ранее для этих целей в РСУ рассматривалось применение регулируемых сопел вентиляторных модулей.

Результаты предварительной проработки вентилятора при заданных значениях $G_{пр}$ и π_b^* позволили

ожидать величину его КПД на крейсерском режиме на уровне $\eta_b^* \sim 0,91$ (снижение на $\sim 2\%$ к прогнозируемому уровню для вентилятора с нерегулируемыми лопатками), что соответствует недобору по тяге $\sim 1,5\%$. Обеспечение заданной тяги $R_{кр\ max} = 5510$ кгс на крейсерском режиме ($H = 11$ км, $M = 0,82$, МСА, $\sigma_{вх} = 0,958$) потребовало увеличения температуры газа перед турбиной на ~ 10 К. При этом удельный расход топлива на крейсерском режиме возрос на $\sim 1,3\%$ и составил $C_R \sim 0,53$ кг/(кгс·ч). Запас газодинамической устойчивости вентилятора на крейсерском режиме соответствует уровню $\Delta K_y = 19\%$.

Таким образом, применение поворотных лопаток вентилятора для согласования взлетного и крейсерского режимов позволяет при сохранении приемлемого уровня экономичности избавиться от более громоздкого механизма регулирования сопел вентиляторных модулей.

Кроме того, появляется возможность для реализации с помощью поворотных лопаток вентилятора режима реверса, что требует проведения дополнительных исследований.

Обеспечение необходимого запаса газодинамической устойчивости проектируемого вентилятора $\Delta K_y > 20\%$ и повышение η_b^* на взлетном режиме ($H = 0$, $M = 0$, $t_h = +30^\circ\text{C}$, $p_h = 760$ мм рт. ст., $\sigma_{вх} = 1$, $R_{взл} = 27\ 000$ кгс) потребовало поворота лопаток вентилятора на угол $\alpha = -7,5^\circ$. При этом расчетное значение КПД вентилятора возросло с $\eta_b^* \sim 0,865$ для $\alpha = 0^\circ$ ($n_{пр.отн} = 0,811$) до $\eta_b^* \sim 0,938$ для $\alpha = -7,5^\circ$ ($n_{пр.отн} = 0,883$), что превысило на $1,2\%$ величину, ожидаемую на этапе параметрических исследований.

Проведенные расчеты скоростной характеристики РСУ ($H = 0$, $M = 0 \dots 0,25$, $N_{отб} = 300$ кВт, $t_h = +30^\circ\text{C}$, $p_h = 760$ мм рт. ст.) при выбранном угле поворота лопаток вентилятора $\alpha = -7,5^\circ$ и заданном ограничении на максимальную величину температуры газа перед турбиной $T_{r\ max}^* < 1900$ К показали снижение тяги на 10% (с $R_{M=0} = 27\ 000$ кгс до $R_{M=0,25} = 24\ 332$ кгс).

Литература

1. Torg M., Scott M., Haller W., Handschuh R. Engine Conceptual Design Studies for a Hybrid Wing Body Aircraft // Prepared for the Turbo Expo 2009 sponsored by the American Society of Mechanical Engineers. Orlando, Florida. June 8–12, 2009. NASA/TM-2009-215680. 2009. 9 p.
2. Greitzer E.M. Some Aerodynamic Problems of Aircraft Engine – Fifty Years After. ASME Turbo Expo 2007. Power for Land, Sea and Air. May 14–17, 2007. Montreal, Canada. GT2007-28364. 17 p.
3. Plas A., Sargeant M., Madani V., Crichton D. et al. Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System // No. AIAA 2007-450 in 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. January 8–11, 2007. 21 p.
4. Каленский С.М., Морзеева Т.А., Эзрохи Ю.А. Исследование путей повышения топливной экономичности СУ самолетов гражданской авиации 2030 годов за счет выбора рационального схемно-технического облика

двигателей нетрадиционных схем // Всероссийская научно-техническая конференция «Авиадвигатели XXI века». Сборник тезисов докладов. М.: ЦИАМ, 2015. С. 59–61.

5. Карасев Д.А., Арутюнов А.Г., Загордан А.А. К вопросу создания магистральных транспортных самолетов с электрическими силовыми установками // Вестник МАИ. 2015. Т. 22. № 1. С. 132–139.
6. Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Кизеев И.С. Анализ концепции распределенной силовой установки с газовым приводом вынесенного вентиляторного модуля // Вестник МАИ. 2017. Т. 24. № 2. С. 31–41.
7. Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Хорева Е.А. Анализ концепции распределенной силовой установки с механическим приводом вентиляторов при интеграции с летательным аппаратом типа летающее крыло // Вестник МАИ. 2018. Т. 25. № 4. С. 96–109.
8. Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Хорева Е.А. Выбор рациональных параметров распределенной силовой установки дальнемагистрального самолета с учетом влияния пограничного слоя на входе в вентиляторы // Научно-технический журнал «Авиационные двигатели». 2018/ № 1. С. 5–12.
9. Ланшин А.И., Полев А.С. Концепция ТРДД нового поколения для магистральных самолетов // Журнал «АВИАСОЮЗ». 2013. № 6. С. 52–54.
10. Деменченков 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.
11. Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Кизеев И.С. Оценка массовых показателей ТРДД на начальной стадии его проектирования // Вестник МАИ. 2017. Т. 24. № 1. С. 26–38.
12. Исянов А.М., Рябов П.А., Максимов А.А. и др. Комплексные расчетно-экспериментальные исследования по инновационной технологии интеграции распределенной силовой установки с перспективным планером // Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ (2017 г.) / под общей ред. М.В. Гордина, А.И. Ланшина, М.Я. Иванова. М.: ЦИАМ, 2018. С. 127–131.

References

1. Torg M., Scott M., Haller W., Handschuh R. Engine Conceptual Design Studies for a Hybrid Wing Body Aircraft // Prepared for the Turbo Expo 2009 sponsored by the American Society of Mechanical Engineers. Orlando, Florida. June 8–12, 2009. NASA/TM-2009-215680. 2009. 9 p.
2. Greitzer E.M. Some Aerodynamic Problems of Aircraft Engine – Fifty Years After. ASME Turbo Expo 2007. Power for Land, Sea and Air. May 14–17, 2007. Montreal, Canada. GT2007-28364. 17 p.
3. Plas A., Sargeant M., Madani V., Crichton D. et al. Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System. No. AIAA 2007-450 in 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. January 8–11, 2007. 21 p.
4. Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Ezrokhi Yu.A. Issledovanie putei povysheniia toplivnoi ekonomichnosti SU samoletov grazhdanskoi aviatsii 2030 godov za schet vybora ratsional'nogo skhemno-tekhnicheskogo oblika dvigatelei netraditsionnykh skhem [Improving Fuel Efficiency of Propulsion Systems for Civil Aircraft 2030 by Choosing of Nontraditional Engine Schemes]. Vserossiiskaia nauchno-tekhnicheskaiia konferenciia “Aviadvigateli XXI veka”. Abstracts of Papers. Moscow: CIAM, 2015. P. 59–61.
5. Karasev D.A., Arutiunov A.G., Zagordan A.A. K voprosu sozdaniia magistral'nykh transportnykh samoletov s elektricheskimi silovymi ustanovkami [Development of Cargo Aircrafts with Electric Power Plants]. Vestnik MAI. 2015. Vol. 22. No. 1. P. 132–139.
6. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Kizeev I.S. Analiz kontseptsii raspredelennoi silovoi ustanovki s gazovym privodom vnesennogo ventilatornogo modul'ia [Analysis of a Concept of the Distributed Power Plant with Gas-Powered of External Fan Module]. Vestnik MAI. 2017. Vol. 24. No. 2. P. 31–41.
7. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Khoreva E.A. Analiz kontseptsii raspredelennoi silovoi ustanovki s mekhanicheskim privodom ventilatorov pri integratsii s letatel'nym apparatom tipa letaiushchee krylo [Analysis of a Concept of the Distributed Power Plant with Mechanical Fans Drive while Integration with a “Flying Wing” Type Flying Vehicle]. Vestnik MAI. 2018. Vol. 25. No. 4. P. 96–109.
8. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Khoreva E.A. Vybore ratsional'nykh parametrov raspredelennoi silovoi ustanovki dal'nemagistral'nogo samoleta s uchetom vliianiia pogranichnogo sloia na vkhode v ventilatory [The Choice of Rational Parameters of Distributed Power Plant for Long-Range Aircraft Taking into Account Boundary Layer Influence on the Fans Inlet]. Nauchno-tekhnicheskii zhurnal “Aviacionnie dvigateli”. 2018. No. 1. P. 5–12.
9. Lanshin A.I., Polev A.S. Kontsepsiia TRDD novogo pokoleniia dlia magistral'nykh samoletov [Conception of Perspective Propulsion System for Civil Aircrafts]. Zhurnal “AVIASOYUZ”. 2013. No. 6. P. 52–54.

-
10. Demenchenok V.P., Druzhinin L.N., Parkhomov A.L. et al. Teoriia dvukhkoturnykh turboreaktivnykh dvigatelei [Theory of Turbojet Engines]. Edited by S.M. Shliakhtenko, V.A. Sosunov. Moscow: Mashinostroenie, 1979. 432 p.
 11. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Kizeev I.S. Otsenka massovykh pokazatelei TRDD na nachal'noi stadii ego proektirovaniia [Estimation of Engine Weight on the Preliminary Design]. Vestnik MAI. 2017. Vol. 24. No. 1. P. 26–38.
 12. Isianov A.M., Riabov P.A., Maksimov A.A. et al. Kompleksnye raschetno-eksperimental'nye issledovaniia po innovatsionnoi tekhnologii integratsii raspredelennoi silovoi ustanovki s perspektivnym planerom [Complex Settlement-Experimental Research on Innovative Technology of Integration of the Distributed Power Plant with a Perspective Airplane]. Osnovnie rezultati nauchno-tekhnicheskoi dejatel'nosti CIAM (2017). Edited by M.V. Gordin, A.I. Lanshin, M.J. Ivanov. Moscow: CIAM, 2018. P. 127–131.

Материалы получены редакцией 29.07.2019