

УДК 621.45.00.112.03.54-225

**АВИАЦИОННЫЕ ТРДД И ТРДДФ – ПРОГРАММА-ПРОГНОЗ
НА СРЕДНЕСРОЧНУЮ ПЕРСПЕКТИВУ РАЗВИТИЯ МЕТОДОВ
ИХ МОДЕРНИЗАЦИИ И ГЛУБОКОГО ТЕСТИРОВАНИЯ
ДЛЯ МИНИМИЗАЦИИ «РАЗНОТЯГОВОСТИ» И АСИММЕТРИИ
ТЯГИ ТРДД И ТРДДФ САМОЛЁТОВ ГА И ВВС**

Бурова А.Ю.

*ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт
(Национальный исследовательский университет)», Москва, e-mail: frambe@mail.ru*

Рассмотрены вопросы, связанные с отечественной программой развития авиационных турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) и ТРДД с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ) для самолётов гражданской авиации (ГА) и Военно-Воздушных Сил (ВВС) на ближайшую перспективу: 10–15 лет. Приведены алгоритмы и методика расчёта и графики дроссельных и высотно-скоростных характеристик отечественных и зарубежных ТРДД и ТРДДФ 4-го и 5-го поколений. Отмечена хорошая сходимость результатов этого расчёта с результатами расчётов, проведенных двигателестроительными фирмами Российской Федерации (РФ), США и Великобритании. Описана методика минимизации «разнотяговости» и асимметрии тяги ТРДД и ТРДДФ при глубоком тестировании их технического состояния после испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе. Показана возможность повышения соответствия ТРДД и ТРДДФ нормативам Международной организации ГА ICAO для сертификации авиационной техники в свете реформирования российской системы технического регулирования.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, дроссельная характеристика, высотно-скоростная характеристика, асимметрия тяги

**AVIATION TRDD AND TRDDF – THE PROGRAMME-FORECAST
ON THE MIDDLE-URGENT PERSPECTIVE FOR THE DEVELOPMENT
OF THE METHODS TO THEIR MODERNIZATION AND DEEP TESTING
FOR THE MINIMIZATION OF THE «DIFFERENCE OF PULLING»
AND THE ASYMMETRIES OF THE TRDD'S AND TRDDF'S PULLING
FOR THE PLANES OF GA AND VVS**

Burova A.Y.

*Moscow National Research University In The Field Of Aviation,
Missile And Space Systems, Moscow, e-mail: frambe@mail.ru*

There are considered the questions, which is connected with the domestic programme for the development of the aviation turbojet double-circuit engines (TRDD) and the TRDD with the afterburner chamber of combustion (TRDDF) for the planes of the Civil Aviation (GA) and the Military Air Forces (VVS) on the nearest perspective: 10–15 years. There are broughted the algorithms and the methods for the calculation and the graphs of the throttle features and the altitude-speed features for the domestic and the foreign TRDD and TRDDF of the 4-th and the 5-th generations. There is noted the good convergence for the results of this calculation and the results of the calculations, which were made by the companies of the turbojet engines industry in the Russian Federation, the USA and the the the Great Britain. There are described the methods to minimization of the «difference of pulling» and the asymmetries of the TRDD's and TRDDF's pulling under the deep testing of their technical characteristics after test on the factory hot stand in condition of the production in series on the firms-manufacturers. It is shown the possibility to raise the correspondence of the aviation TRDD and TRDDF to the standards of the International Organization of GA ICAO for the certification of the aircraft technology in light of the reforms for the russian system of the technical regulation.

Keywords: the turbojet double-circuit engine, the throttle feature, the altitude-speed feature, asymmetry of the pulling

*Посвящается светлой
памяти профессора, доктора
технических наук Вячеслава
Васильевича Дворниченко*

Основные тенденции развития методов модернизации и глубокого тестирования ТРДД и ТРДДФ для многодвигательных самолётов ГА и ВВС в настоящее время диктуются требованиями соответствия новейшим достижениям передовых западных двигателестроительных фирм

«Pratt&Whitney» и «Rolls-Royce» [8–9]. А модернизация и глубокое тестирование отечественных ТРДД и ТРДДФ, несомненно, может и поможет добиться в ближайшем будущем повышения их качества в условиях серийного производства на двигателестроительных заводах, чтобы лучшие образцы российской авиационной техники по параметрам не уступали зарубежным аналогам. Вполне очевидно, что необходимый уровень контроля качества ТРДД и ТРДДФ в свете текущего реформирова-

ния отечественной системы технического регулирования можно и должно обеспечить разработкой и применением новых методик подтверждения соответствия качества при сертификации авиационной техники [1]. В том числе разработкой и применением перспективных методик расчёта высотно-скоростных и дроссельных характеристик ТРДД и ТРДДФ для исследования их доверительных интервалов тяги («разнотяговости») перспективными методами глубокого тестирования технического состояния ТРДД и ТРДДФ с целью минимизации их «разнотяговости» и асимметрии тяги для повышения соответствия этих двигателей нормативам Международной организации ГА ICAO после испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе.

В предлагаемой методике построения универсальной дроссельной характеристики ТРДД и ТРДДФ при заданной программе их регулирования по высотно-скоростной характеристике используется нелинейная математическая модель ТРДД высокого уровня (детерминированная), которая на протяжении 25 лет тестировалась и совершенствовалась профессором, доктором технических наук Вячеславом Васильевичем Дворниченко [4–7]. В этой модели применяются нелинейные уравнения для представления как характеристик узлов ТРДД (со смешением или без смешения потоков двух контуров) от сечения входа в компрессор низкого давления (КНД) до сечения выхода из общего сопла авиационного двухконтурного газотурбинного двигателя (ГТД), так и характеристик собственно ГТД, заявленных в Тактико-техническом задании на ТРДД: тяга R ; часовой расход топлива G_T ; удельный расход топлива C_R ;

температура газа за турбиной низкого давления (ТНД) t_T^* ; температура газа перед турбиной T_T^* на «взлётном» режиме при частоте вращения ротора компрессора высокого давления (КВД) $n_2 = 94,1\%$ (режим работы ТРДД, например, ПС-90А) и условия Международной стандартной атмосферы (МСА). А также нелинейные уравнения для представления аналогичных характеристик ТРДД, например того же ТРДД ПС-90А, в условиях крейсерского полёта при режиме работы «максимальный крейсерский»: частота вращения ротора КВД $n_2 = 89,0\%$; высота полёта $H_n = 11000$ м; число Маха $M_n = 0,8$; условия МСА.

Эта методика позволяет рассчитать дроссельную характеристику для любой скорости полёта $V_n = var$ [м/с] и высоты полёта $H_n = 0-20000$ м, в том числе для условий «земли» (высота полёта $H_n = 0$ м; число Маха $M_n = 0$; условия МСА) и крейсерского полёта (высота полёта $H_n = 11000$ м; число Маха $M_n = 0,8$; условия МСА).

Расчёт ТРДД и ТРДДФ по схеме со смешением потоков обоих контуров

Как известно, в общем случае удельные массовые теплоёмкости воздуха $C_{рв}$, газа $C_{рг}$ и смеси газов $C_{рсм}$ являются функциями температуры воздуха и газов соответственно. Поэтому значение заторможенной температуры смеси газов на выходе из камеры смешения $T_{см}^*$ необходимо определять в зависимости от значений удельных массовых теплоёмкостей $C_{рв}$ и $C_{рг}$, массовой доли топлива в камере сгорания относительно расхода воздуха, прошедшего через камеру сгорания в секунду, $g_{Т1}$ и доли отбора воздуха на охлаждение $g_{отб}$:

$$T_{см}^* = \frac{m \cdot T_{кнд}^* + (1 - g_{отб}) \cdot (1 + g_{Т1}) \cdot t_T^* \cdot \frac{C_{рг}}{C_{рв}}}{m + (1 - g_{отб}) \cdot (1 + g_{Т1}) \cdot \frac{C_{рг}}{C_{рв}}}. \quad (1)$$

Пренебрегая значением коэффициента $(1 - g_{отб}) \cdot (1 + g_{Т1})$ по сравнению с единицей, заторможенную температуру на выходе из камеры смешения $T_{см}^*$ можно определить по формуле

$$T_{см}^* = \frac{m \cdot T_{кнд}^* + t_T^* \cdot \frac{C_{рг}}{C_{рв}}}{m + \frac{C_{рг}}{C_{рв}}}. \quad (2)$$

Также, в зависимости от значения удельной массовой теплоёмкости воздуха $C_{рв}$, можно определить и величину отношения теплоёмкости при постоянном давлении к теплоёмкости при постоянном объёме (так называемый «фактор изоэнтропийного расширения» или «показатель адиабаты»), вычислив значение показателя адиабаты для воздуха k_B при значении газовой постоянной воздуха $R_B = 287,1383$ Дж/(кг·°К):

$$k_B = C_{рв} / (C_{рв} - R_B). \quad (3)$$

А показатель адиабаты для газа k_r можно выразить через удельную массовую теплоёмкость газа C_{pr} и газовую постоянную для газа R_r [Дж/(кг·°К)]:

$$k_r = C_{pr} / (C_{pr} - R_r). \quad (4)$$

Причём газовая постоянная для газа R_r может быть представлена через газовую постоянную воздуха R_v и массовую долю топлива в камере сгорания g_{T1} :

$$R_r = R_v \cdot \frac{1 + 1,0775667 \cdot g_{T1}}{1 + g_{T1}}. \quad (5)$$

Но она меняется по режиму очень слабо и вполне можно считать, что $R_r = \text{const} \approx 287,5$ Дж/(кг·°К) на дроссельной характеристике ТРДД, как для земных, так и для полётных условий, поскольку можно пренебречь отклонением $\pm 0,056\%$ от этой константы значений газовой постоянной для газа $R_r = 287,5658$ Дж/(кг·°К) для «взлётного» земного режима ТРДД Д-30КУ-1 при массовой доле топлива в камере сгорания $g_{T1} = 0,019257$ и температуре газа перед турбиной $T_r^* = 375^\circ\text{К}$, а также $R_r = 287,4037$ [Дж/(кг·°К)] для дроссельного режима $0,7N$ при температуре газа перед турбиной $T_r^* = 945^\circ\text{К}$ и массовой доле топлива в камере сгорания $g_{T1} = 0,012059$ того же ТРДД Д-30КУ-1 в условиях полёта: высота полёта $H_n = 11000$ м; число Маха $M_n = 0,8$; условия МСА.

При температуре газа перед турбиной $T_r^* > 1600^\circ\text{К}$ и степени повышения давления в компрессоре $\pi_{k\Sigma}^* > 30$ необходимо удельные массовые теплоёмкости C_{pv} и C_{pr}

для высокотемпературных ТРДД рассматривать в функциональной зависимости от температуры за кВД T_k^* или температуры газа перед турбиной T_r^* , а удельные массовые теплоёмкости C_{pv} и C_{pr} для ТРДДФ рассматривать в зависимости от температуры газа на выходе из форсажной камеры T_ϕ^* , ибо ТРДДФ сочетает в себе скоростные возможности турбореактивных двигателей с форсажной камерой сгорания и экономичность ТРДД, но имеет более низкую степень двухконтурности m , чем ТРДД для ГА (максимальную степень $m = 8$ имеют ТРДД для дозвуковых транспортных самолётов), т.е. меньшее отношение расхода воздуха во внешнем контуре к расходу воздуха во внутреннем контуре, определяющее удельный расход топлива в ТРДД, а повышение степени двухконтурности m приводит к снижению удельного расхода топлива и связано с необходимостью повышения температуры газа перед турбиной T_r^* (у ТРДД сверхзвуковых самолётов $m \leq 2$). Однако в перспективных ТРДД возможны сверхвысокие значения степени двухконтурности (до $m = 15$).

Определение давления в конце камеры смешения $P_{см}^*$ для ТРДД

Вначале задаётся значение λ_1 приведенной скорости газа на входе в камеру смешения в потоке, выходящем из внутреннего контура (на выходе из ТНД) в диапазоне значений λ_1 ($0,45 \leq \lambda_1 \leq 0,5$) и для него вычисляются значения степени повышения давления газа во внутреннем контуре $\pi(\lambda_1)$ и относительной плотности тока (потока массы газа) $q(\lambda_1)$ при значении показателя адиабаты для газа $k_r = 1,33$:

$$\pi(\lambda_1) = \left(1 - \lambda_1^2 \cdot \frac{k_r - 1}{k_r + 1} \right)^{\frac{k_r}{k_r - 1}}; \quad (6)$$

$$q(\lambda_1) = \left(\frac{k_r + 1}{2} \right)^{\frac{1}{k_r - 1}} \cdot \lambda_1 \cdot \left(1 - \lambda_1^2 \cdot \frac{k_r - 1}{k_r + 1} \right)^{\frac{1}{k_r - 1}}. \quad (7)$$

Определяется статическое давление за ТНД P_T во внутреннем контуре:

$$P_T = P_T^* \cdot \pi(\lambda_1). \quad (8)$$

Значение P_{II} полного (статического) давления воздуха на входе в камеру смешения во внешнем контуре приравнивается значению P_T статического давления за ТНД:

$$P_{II} = P_T \quad (9)$$

Степень повышения давления воздуха во внешнем контуре $\pi(\lambda_{II})$ определяется по значению p_{II} полного (статического) давле-

ния воздуха на входе в камеру смешения во внешнем контуре и значению $P_{кнд}^*$ давления воздуха за КНД в зависимости от значения коэффициента восстановления (сохранения) полного давления во внешнем контуре σ_{II}^* ($0,98 \leq \sigma_{II}^* \leq 0,99$):

$$\pi(\lambda_{II}) = \frac{P_{II}}{P_{кнд}^* \cdot \sigma_{II}^*}. \quad (10)$$

Значение λ_{II} приведенной скорости воздуха во внешнем контуре на входе в каме-

ру смешения определяется при показателе адиабаты для воздуха $k_B = 1,4$:

$$\lambda_{II} = \sqrt{\frac{k_B + 1}{k_B - 1} \cdot \left(1 - \pi(\lambda_{II})^{\frac{k_B - 1}{k_B}}\right)}. \quad (11)$$

$$q(\lambda_{II}) = \left(\frac{k_B + 1}{2}\right)^{\frac{1}{k_B - 1}} \cdot \lambda_{II} \cdot \left(1 - \frac{k_B - 1}{k_B + 1} \cdot \lambda_{II}^2\right)^{\frac{1}{k_B - 1}}. \quad (12)$$

Отношение α площадей входа в камеру смешения по внутреннему и внешнему контурам определяется с учётом степени двухконтурности ТРДД m при значениях констант $m_B = 0,0404$ и $m_T = 0,0396$ в системе СИ:

$$\alpha = \frac{m_B \bar{q}(\lambda_{II}) P_{II}^* \sqrt{t_T^*}}{m_T \bar{q}(\lambda_I) P_T m \sqrt{T_{II}^*}}. \quad (13)$$

Значение $P_{см}^*$ давления рабочего тела на выходе из камеры смешения ТРДД со смешением потоков (ТРДД_{см}) вычисляется при значении коэффициента восстановления (сохранения) полного давления при смешении потоков $\sigma_{см}^*$ ($0,975 \leq \sigma_{см}^* \leq 0,985$):

$$P_{см}^* = \left(\frac{\alpha \cdot P_T^* + P_{II}^*}{1 + \alpha}\right) \cdot \sigma_{см}^*. \quad (14)$$

Определяется отношение π_c полного давления $P_{см}^*$ рабочего тела на выходе из камеры смешения ТРДД_{см} к атмосферному давлению P_H (давлению окружающей среды, куда истекает газ):

$$\pi_c = \frac{P_{см}^*}{P_H}. \quad (15)$$

Производится сравнение значения π_c этого отношения со значением критического отношения для газа.

Если значение этого отношения $\pi_c > 1,85048$, то скорость истечения считается по формуле (сопло сужающееся):

$$C_c = \varphi_c \cdot \sqrt{\frac{2k_T}{k_T + 1} \cdot R_T T_{см}^*}. \quad (16)$$

$$R_{уд} = \sqrt{T_{см}^*} \cdot \left[0,985 \cdot \sqrt{\frac{2k_T}{k_T + 1} \cdot R_T} \cdot \left(1 + \frac{g_{T1}}{1 + m}\right) + \frac{0,5404 - \frac{1}{\pi_c}}{0,0396} - M_{II} \cdot \sqrt{\frac{kRT_H}{T_{см}^*}} \right]. \quad (19)$$

Удельный расход топлива $C_{уд}$ для ТРДД_{см} вычисляется в зависимости от степени двухконтурности ТРДД m :

Значение относительной плотности тока (потока массы воздуха) $q(\lambda_{II})$ на входе в камеру смешения для внешнего контура вычисляется по значению приведенной скорости λ_{II} :

Если же значение этого отношения $\pi_c < 1,85048$, то скорость истечения C_c вычисляется по обычной формуле при условии, что расширение в сопле полное до статического давления $P_c = P_H$:

$$C_c = \varphi_c \cdot \sqrt{\frac{2k_T}{k_T - 1} \cdot RT_{см}^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_c^{\frac{k_T - 1}{k_T}}}\right)}. \quad (17)$$

Определяется удельная тяга $R_{уд}$ ТРДД_{см} при значениях коэффициента скорости истечения $\varphi_c = 0,985$ и отношения $\pi_c < 1,85048$:

$$R_{уд} = \left(1 + \frac{g_{T1}}{1 + m}\right) \cdot C_c - M_{II} \cdot \sqrt{k_B RT_H}. \quad (18)$$

Если значение этого отношения $\pi_c > 1,85048$ и значение отношения статического давления на срезе сопла P_c к полному давлению на выходе из камеры смешения $P_{см}^*$ при критическом перепаде давления на сопле $\frac{P_c}{P_{см}^*} = 0,5404$, то составляющая

удельной тяги $R_{уд}$ ТРДД_{см}, получаемая за счёт разности $(P_c - P_H)$ значений статического давления на срезе сопла P_c и атмосферного давления P_H в сечении выхода из сопла,

равна $\sqrt{T_{см}^*} \cdot \frac{0,5404 - \frac{1}{\pi_c}}{0,0396}$ и удельная тяга $R_{уд}$

ТРДД_{см} определяется с учётом коэффициента скорости истечения $\varphi_c = 0,985$ и константы $m_T = 0,0396$ для продуктов сгорания при показателе адиабаты для газа $k_T = 1,33$:

$$C_{уд} = \frac{3600 \cdot g_{T1}}{R_{уд} \cdot (1 + m)}. \quad (20)$$

Суммарный секундный массовый расход воздуха через ТРДД_{см} $G_{в\Sigma}$ [кг/с] определяется через массовый расход воздуха в секунду через внутренний контур ТРДД $G_{вI}$ [кг/с] и степень двухконтурности ТРДД m :

$$G_{в\Sigma} = (1 + m) \cdot G_{вI}. \quad (21)$$

Тяга ТРДД R_{Σ} [Н] рассчитывается по высотной-скоростной и дроссельной характеристикам:

$$R_{\Sigma} = G_{в\Sigma} \cdot R_{уд\Sigma}. \quad (22)$$

Таким образом, могут быть рассчитаны тяга R , удельная тяга $R_{уд}$, удельный расход топлива C_R ТРДД_{см} при программе регулирования: температура газа перед турбиной $T_r^* = \text{const}$ ($n_2 = \text{const}$), а также при программе регулирования: площадь поперечного сечения проточной части турбины на выходе из соплового аппарата (площадь выходного сечения реактивного сопла) $F_c = \text{const}$ ($n_2 = \text{const}$).

Расчёт тяги ТРДД с учетом «форсажа»

После смешения двух потоков в некоторых случаях необходимо оценить тягу ТРДД с учетом «форсажа» $R_{ф}$. Если полагать, что при «форсаже» работает регулируемое сопло типа сопла Лавала со сверхзвуковой частью и обеспечивается равенство $P_c = P_n$ статического давления на срезе сопла P_c и атмосферного давления P_n , т.е. сопло обеспечивает расширение струи газов до уравновешивания её давления с давлением окружающей среды, то критическое сечение сопла должно быть регулируемым, чтобы обеспечить расход воздуха через ТРДД при включении «форсажа».

При возрастании скорости полёта $V_n = \text{var}$ на высоте полёта $H_n = \text{const}$, когда температура газа перед турбиной $T_r^* = \text{const}$, а частота вращения ротора КВД $n_2 \approx \text{const}$ и температура газа на выходе из форсажной камеры $T_{ф}^* = \text{const}$, критическое сечение сопла раскрывается при включении «фор-

сажа» пропорционально отношению $\sqrt{\frac{T_{ф}^*}{T_{см}^*}}$ температуры газа на выходе из форсажной камеры $T_{ф}^*$ к заторможенной температуре на выходе из камеры смешения $T_{см}^*$ при разгоне самолёта и изменении числа Маха M_n от 0 до 0,8.

Неизменность температуры газа на выходе из форсажной камеры $T_{ф}^* = \text{const}$ обеспечивается в ТРДФ нарастанием расхода

топлива (величины отношения расходов топлива и газа в форсажной камере) $G_{тф}$ по высотной-скоростной характеристике пропорционально суммарному расходу воздуха через двигатель $G_{в\Sigma}$, чтобы сохранить постоянным расход топлива (величину отношения расходов топлива и газа в форсажной камере) $g_{тф} = \text{const}$ ($\alpha_{ф} = \text{const}$) при высоте полёта $H_n = \text{const}$ [м] и условиях МСА, если число Маха M_n увеличивается, например, от 0 до 2,3.

Степень расширения газа на форсажном режиме в сопле Лавала $\pi_{сф}$ определяется как отношение полного давления $P_{см}^*$ рабочего тела на выходе из камеры смешения ТРДД_{см} к атмосферному давлению P_n в зависимости от значения коэффициента восстановления (сохранения) полного давления в реактивном сопле $\sigma_{тепл}$ ($0,975 \leq \sigma_{тепл} \leq 0,985$)

$$\pi_{сф} = \frac{P_{см}^* \cdot \sigma_{тепл}}{P_n}. \quad (23)$$

Массовая доля топлива в форсажной камере ТРДФ относительно суммарного расхода воздуха $g_{т\Sigma}$ в зависимости от значений температуры заторможенного потока наружного воздуха T_n^* , температуры заторможенного потока газа на выходе из форсажной камеры $T_{ф}^*$, средней условной теплоёмкости процесса подвода тепла в форсажной камере C_p , рабочей теплотворной способности авиационного топлива H_u (для авиационных керосинов можно принять $H_u = 43000$ кДж/кг) и коэффициента полноты сгорания (выделения тепла) ξ ($0,98 \leq \xi \leq 0,995$), так называемого «КПД камеры сгорания», определяется по формуле

$$g_{т\Sigma} = \frac{C_p \cdot (T_{ф}^* - T_n^*)}{\xi \cdot H_u}. \quad (24)$$

Скорость истечения из сопла на режиме «форсажа» $C_{сф}$ определяется по формуле:

$$C_{сф} = \varphi_c \cdot \sqrt{\frac{2k_r}{k_r - 1} \cdot R_r T_{ф}^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_c \frac{k_r - 1}{k_r}}\right)}. \quad (25)$$

Удельная тяга ТРДД (отношение тяги к секундному расходу воздуха) при наличии «форсажа» $R_{удф}$ [Н·с/кг] рассчитывается по формуле

$$R_{удф} = (1 + g_{т\Sigma}) \cdot C_{сф} - V_n. \quad (26)$$

Тяга ТРДД с учётом «форсажа» R_ϕ рассчитывается по формуле

$$R_\phi = [(1 + g_{T\Sigma}) \cdot C_{c\phi} - V_n] \cdot G_{в\Sigma}. \quad (27)$$

Удельный расход топлива ТРДД при наличии «форсажа» $C_{удф}$ рассчитывается по формуле

$$C_{удф} = 3600 \cdot g_{T\Sigma} / R_{удф}. \quad (28)$$

Форсажная тяга R_ϕ определяется через степень двухконтурности ТРДД m и массовый расход воздуха в секунду через внутренний контур ТРДД $G_{в1}$ [кг/с] по формуле

$$R_\phi = R_{удф} G_{в\Sigma} = (1 + m) \cdot R_{удф} G_{в1}. \quad (29)$$

А более детально форсажная тяга R_ϕ определяется по формуле

$$R_\phi = [(1 + g_{T\Sigma}) \cdot C_{c\phi} - V_n] \cdot (1 + m) \cdot G_{в1}. \quad (30)$$

Результаты расчёта характеристик ТРДД и ТРДДФ

При разработке данной Программы прогноза развития методов модернизации и глубокого тестирования ТРДД и ТРДДФ была проведена серия расчётов характеристик разных типов ТРДД: российских ТРДД Д-30КУ и ПС-90А для самолётов ГА, а также американского ТРДД *PW-2037* и американского ТРДДФ *F-100PW-119* для новейшего манёвренного истребителя США *F-22 «Raptor»* на режиме «полный форсаж». Некоторые результаты расчётов характеристик этих ТРДД и ТРДДФ графически представлены на четырех рисунках в виде дроссельной характеристики ТРДД Д-30КУ (рис. 1) для условий крейсерского полёта (высота полёта $H_n = 11000$ м; число Маха $M_n = 0,8$; условия МСА), высотно-скоростной характеристики ТРДД ПС-90А (рис. 2) для условий крейсерского полёта (частота вращения ротора КВД $n_2 = 89,5\%$; высота полёта $H_n = 11000$ м; число Маха $M_n \approx 0,8$; условия МСА), высотно-скоростной характеристики ТРДДФ *F-100PW-119* на крейсерской высоте полёта (рис. 3) для условий режима работы «полный форсаж» (высота полёта $H_n = 11000$ м; температура газа перед турбиной $T_r^* = 1777^\circ\text{K}$; температура газа на выходе из форсажной камеры $T_\phi^* = 2000^\circ\text{K}$; число Маха $M_n \approx 0,8$; условия МСА), высотно-скоростных характеристик 2-х ТРДД на крейсерской высоте полёта (рис. 4) для отечественного ТРДД ПС-90А (режим работы: высота полёта $H_n = 11000$ м; частота вращения ротора КВД

$n_2 = 89,5\%$; температура газа перед турбиной $T_r^* = 1389^\circ\text{K} = \text{const}$; условия МСА) и американского ТРДД *PW-2037* (режим работы: высота полёта $H_n = 11000$ м; частота вращения ротора КВД $n_2 = 90\%$; температура газа перед турбиной $T_r^* = 1371^\circ\text{K} = \text{const}$; условия МСА; и режим работы: высота полёта $H_n = 11000$ м; частота вращения ротора КВД $n_2 = 91,5\%$; температура газа перед турбиной $T_r^* \approx 1429^\circ\text{K} = \text{const}$; условия МСА).

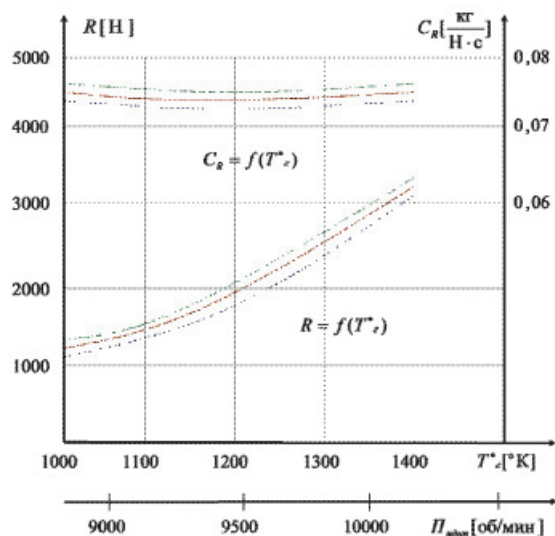


Рис. 1. Характеристики ТРДД Д-30КУ

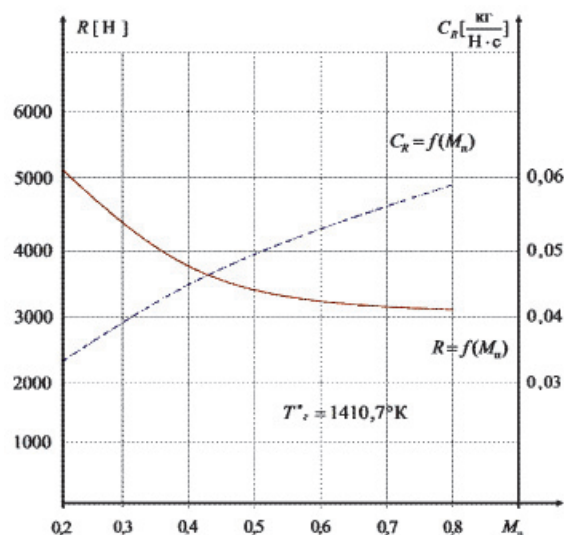


Рис. 2. Характеристики ТРДД ПС-90А

Для крейсерского полёта рассматривались «номинальные» режимы работы ТРДД и ТРДДФ, так как именно эти режимы в дальнейшем используются для диагностики технического состояния ТРДД. Такая проверка работы алгоритмов и методики расчёта

характеристик ТРДД и ТРДДФ, представленного в данной статье, осуществлялась с целью подтверждения работоспособности используемой в нём математической модели ТРДД применительно к наиболее распространённым, а также перспективным ТРДД и ТРДДФ для отечественных и американских самолётов ГА и ВВС. Эти алгоритмы и методика расчёта проверялись на отечественных ТРДД Д-30КУ-154 2-й серии, Д-30КУ 1-й серии, НК-86А, отечественных ТРДДФ АЛ-31Ф, английских ТРДД *TRENT* 1000, американских ТРДД *PW-4060* и *PW-2037*. Достоверность полученных результатов при моделировании лётных испытаний подтвердилась при сопоставлении с информационными данными от российских производителей и непосред-

ственных изготовителей двигателей – ОАО «Авиадвигатель» и «Пермские Моторы», Самарское НПО «Труд», «Рыбинские Моторы», ММЗ «Сатурн», а также зарубежных фирм – производителей и непосредственных изготовителей ТРДД и ТРДДФ: американской фирмы «Pratt&Whitney» и британской фирмы «Rolls-Royce». Результаты расчётов по американскому ТРДДФ *F-100PW-119* фирмы «Pratt&Whitney», выполненных в соответствии с этими алгоритмами и методикой расчёта, показали их хорошую сходимость с данными фирмы-изготовителя «Pratt&Whitney» [3–5], а также с компьютерными расчётами ведущего американского специалиста (*Jack D. Mattingly*) в области теории и конструкции ГТД США [3, 5, 10].

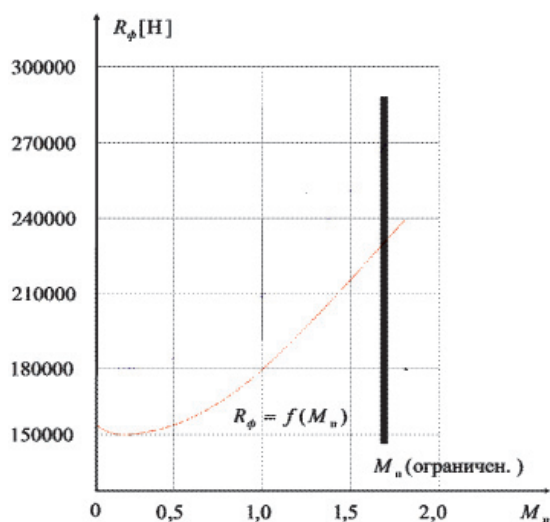


Рис. 3. Характеристика ТРДДФ F-100PW-119

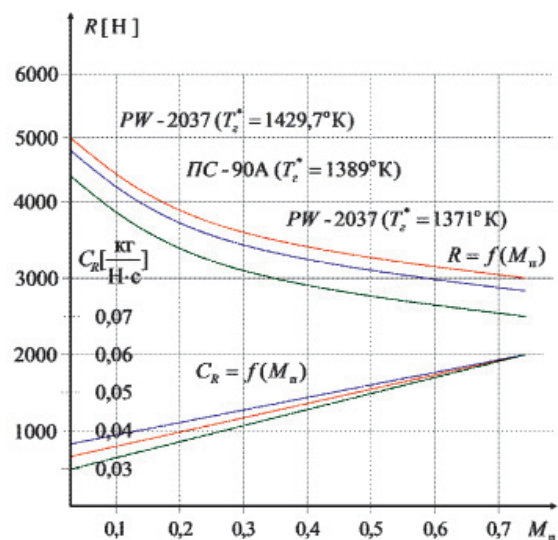


Рис. 4. Характеристики 2-х ТРДД

Минимизация «разнотяговости» и асимметрии тяги ТРДД и ТРДДФ

Нелинейную модель ТРДД, протестированную и усовершенствованную профессором, доктором технических наук Вячеславом Васильевичем Дворниченко [4–7], можно применять при проведении исследования доверительных интервалов тяги («разнотяговости») ТРДД и ТРДДФ в режимах взлёта и крейсерского полёта по дроссельной характеристике для отечественных и зарубежных многодвигательных самолётов ГА и ВВС как эффективное средство борьбы с проявляющейся в полёте «разнотяговостью» таких ТРДД и ТРДДФ или появляющейся вследствие этого асимметрии их тяги в плоскости *X-O-Z* на новейших российских многодвигательных самолётах ГА ИЛ-96-300, ИЛ-96-400, ТУ-204, ТУ-214 и американских самолё-

тах *Boeing-757-200* с двигателями двух западных фирм: «Pratt&Whitney» (*PW-2037*) и «Rolls-Royce» (*RB-211-535E4*), а также при построении линейной модели ТРДД, применяемой для исследования асимметрии тяги ТРДД, например ТРДД Д-30КУ 1-й серии на многодвигательном самолёте ГА ИЛ-62М, или регрессионной и статистической моделей ТРДД, используемых для диагностики технического состояния ТРДД на многодвигательных самолётах ГА ИЛ-62М и ИЛ-96-300 по полётной информации, например, ТРДД Д-30КУ 1-й серии (ИЛ-62М) и ТРДД ПС-90А (ИЛ-96-300).

Метод минимизации «разнотяговости» и асимметрии тяги ТРДД после их испытаний на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе позволяет повысить качество ТРДД, предназначенных, например, для

многодвигательных самолётов ГА ИЛ-96-300, ИЛ-114 и ТУ-204-300, путём введения через системы автоматического управления (САУ) этими ТРДД статистических поправок управляющего фактора – малого отклонения контролируемого параметра САУ ТРДД – частоты вращения ротора низкого давления (РНД) δn_1 , или управляющего фактора – малого отклонения контролируемого параметра САУ ТРДД – частоты вращения ротора КВД δn_2 , или управляющего фактора – малого отклонения контролируемого параметра САУ ТРДД – перепада полных давлений заторможенных потоков воздуха и газа на ТРДД $\delta \pi_{\text{дв}}$ [2, 6–7].

Обычно в авиационной практике анализируются представительные статистические выборки стандартно измеряемых рабочих газодинамических параметров ТРДД для двумерной постановки задачи: $(P_r - n_2)$, где n_2 – частота вращения ротора КВД, а $P_r = f(n_2)$ – полигон распределения вероятности как функции частоты вращения ротора КВД n_2 в декартовых координатах $(P_r - n_2)$ и вероятность проявления различных диапазонов статистической выборки n_2 этого параметра – управляющего фактора в САУ ТРДД – в долях от 1 (или процентах $P_r < 1$, или $P_r < 100\%$). При этом реализуется нормальный закон распределения (Гаусса – Лапласа) параметра – управляющего фактора: то ли частота вращения ротора КВД n_2 [об/мин], то ли частота вращения РНД n_1 [об/мин], то ли выходная мощность ТРДД (степень повышения давления) EPR (*Engine Pressure Ratio*) [безразмерный]. На пассажирских самолётах фирмы «Boeing», например, реализуются, как правило, три программы управления ТРДД или ТРДДФ, но работают они выборочно. Это позволяет экипажу экономить до 35% топлива или получать выигрыш в максимальной дальности полёта самолётов этой фирмы (например, *Boeing-777-200ER*, *Boeing-777-400ER*, *Boeing-767-300ER*) при полётах на максимальную дальность.

Для минимизации «разнотяговости» и асимметрии тяги ТРДД и ТРДДФ самолётов ГА и ВВС можно и должно представить представительные статистические выборки выходных рабочих газодинамических параметров ТРДД, например американских ТРДД *J-75P-17* или *J57-P-29* производства фирмы «Pratt&Whitney», рассматривать в трёхмерной постановке задачи: трёхмерная система декартовых координат $(P_r - n_2 - EPR)$. Такая постановка задачи даёт возможность оценить качество ГТД по двум или даже трём выходным рабочим параметрам, которые могут быть задействованы в системе САУ ТРДД и в системе САУ многодвигательного самолёта в качестве основного или резервного управляющего фактора: температуре газа за ТНД t_T [°К], частоте вращения РНД n_1 [об/мин], часовому расходу топлива через основную камеру сгорания $G_{\text{ТЧ}}$ [кг/ч], выходной мощности ТРДД (степень повышения давления) EPR [безразмерный]. Представительные статистические выборки этих рабочих параметров ТРДД анализировались ранее только в двумерной постановке задачи, а размеры статистических выборок параметров ТРДД устанавливались западными исследователями (например, из фирмы «Pratt&Whitney») в пределах годовой программы выпуска заявленных модификаций ТРДД, то есть $n = 800\text{--}1000$ образцов каждого определенного ТРДД.

Рассматриваемые ТРДД *J-75P-17* и его модификации, производимые в США фирмой «Pratt&Whitney», устанавливались на самолётах-разведчиках стратегической авиации ВВС США *U2* и самолётах-истребителях палубной авиации авианосцев США *F-106A*. А уменьшенные по тяге модели этих ТРДД *J57-29W* (тяга при условиях МСА: $R = 12100/5481,3$ фунт·с/кг·с) устанавливались на самолётах-бомбардировщиках стратегической авиации ВВС США *B52-B* «Stratofortress».

Метод минимизации «разнотяговости» и асимметрии тяги ТРДД многодвигательных самолётов ГА и ВВС основан на статистическом анализе представительной выборки параметров ТРДД, например американского ТРДД *J-75P-17* или американского ТРДД *J57-P-29*, изготовляемого на заводах фирмы «Pratt&Whitney» в США (всего имеется 25 двигателестроительных заводов на всей территории США), в трёхмерной постановке задачи и представлении сертифицируемых рабочих параметров в трёхмерной декартовой системе координат в виде представительных статистических выборок на всех шести земных режимах вплоть до «взлётного» режима по дроссельной характеристике при условиях МСА, а именно на представлении этих статистических выборок сертифицируемых рабочих параметров в главных координатных плоскостях – в вертикальных плоскостях $Y-O-X$ и $Y-O-Z$.

Уменьшение разброса только одного управляющего фактора, например выходной мощности ТРДД (степень повышения давления) EPR , не решает проблему отбора наиболее качественных двигателей. То есть доверительная вероятность оказывается очень незначительной величиной $\sim 0,00636616 \ll 1$, и в таком случае из статистической выборки в 1000 ТРДД можно отобрать всего лишь 6 ТРДД с минималь-

ного разброса только одного управляющего фактора, например выходной мощности ТРДД (степень повышения давления) EPR , не решает проблему отбора наиболее качественных двигателей. То есть доверительная вероятность оказывается очень незначительной величиной $\sim 0,00636616 \ll 1$, и в таком случае из статистической выборки в 1000 ТРДД можно отобрать всего лишь 6 ТРДД с минималь-

ным разбросом рабочих сертифицированных параметров (например, американских ТРДД *Pratt&Whitney-4060* для аэробусов *Boeing-747-300ER*, используемых Президентом США для дипломатических перелётов, или российских ТРДД ПС-90А1 для аэробусов ИЛ-96-300, используемых Президентом РФ для дипломатических перелётов). ТРДД и ТРДДФ для авиалайнеров Первых лиц США и РФ должны выдавать в процессе их функционирования сертифицированные параметры, лежащие в очень узкой окрестности точки математического ожидания по двум параметрам – управляющим факторам: $\pm 3\sigma_{n,EPR}/\sqrt{n}$ и $\pm 3\sigma_{n,G_{т.ч}}/\sqrt{n}$ на координатных осях $O-X$ и $O-Y$. Следовательно, необходимо ужесточать допуски по всем агрегатам и деталям ТРДД и ТРДДФ раза в два как минимум, чтобы улучшать качество этих двигателей, несмотря на то, что их стоимость при этом может резко возрасти. Такое ужесточение допусков важно и для САУ ТРДД, например САУ с электронным блоком управления ГТД *FADEC/EEC*, которая призвана минимизировать асимметрию осевой тяги ТРДД «на крыле», сохраняя значение управляющего фактора $EPR_i \approx (\pi_{дв}^*)$ и его место относительно математического ожидания $(\pi_{дв}^*) = \overline{EPR}_i = o$ (начало координат) неизменным (координата откладывается по горизонтальной оси $O-X$). Однако чтобы действовать в эксплуатации абсолютно все ТРДД и ТРДДФ, выпущенные заводом-изготовителем, надо применить индивидуальные поправки $\delta\pi_i^* \approx (\delta EPR_i)$ управляющего фактора – выходной мощности этих двигателей (степень повышения давления) EPR , что позволяет сохранять все двигатели по своим рабочим параметрам на своих прежних местах на кривых нормального распределения Гаусса – Лапласа.

При условиях приёмки ТРДД и ТРДДФ по сертифицируемым параметрам в 2 раза более жёстких, чем условия на их изготовление в условиях завода, только 75,06% всех американских ТРДД *J-75P-17* фирмы «*Pratt&Whitney*» по двум сертифицируемым параметрам $G_{т.ч}$ и $\pi_{дв}^*$ будут лежать в доверительном узком интервале на дроссельной характеристике $G_{т.ч} = f(\pi_{дв}^*)$, который задаётся при допусках для «доверительных интервалов» по осям координат $O-Y$ и по $O-X$: $\pm 1,5\sigma_x$ и $\pm 1,5\sigma_y$. А чтобы все двигатели

из статистической выборки прошли тестирование (выходной контроль при техническом обслуживании и ремонте) на тяжёлых формах, статистические характеристики – выборки по σ_x (среднеквадратичная погрешность переменной x) и σ_y (среднеквадратичная погрешность переменной y) должны составлять малые доли математического ожидания, то есть качество изготовления и сборки новых ТРДД и ТРДДФ изначально должно быть более высоким, например для всей выборки по всем сертифицируемым параметрам необходимо выполнение условия: $6\sigma_x = 6\sigma_{n,\pi_{дв}} = 0,05$ вместо выполнения условия: $6\sigma_x = 6\sigma_{n,\pi_{дв}} = 0,1$.

Таким образом, допуски на сертифицируемые выходные рабочие параметры ТРДД и ТРДДФ при тестировании их технического состояния на заводе-изготовителе перед отправкой в эксплуатацию следует ужесточить в 2 раза при уже ужесточённых в условиях производства допусках на изготовление деталей, узлов и выходных сертифицируемых параметрах этих двигателей. Если невозможно ужесточить допуски на все изготавливаемые узлы и детали ТРДД и ТРДДФ на заводе-изготовителе, то необходимо выбирать только те двигатели, которые на распределении Гаусса – Лапласа находятся в доверительном интервале каждого из математических ожиданий обеих выборок $\overline{EPR} = \pi_{дв}^*$ или $\overline{G_{т.ч}}$.

В трёхмерной постановке задачи требуется корреляционную связь выходной мощности ТРДД или ТРДДФ (степень повышения давления) $EPR \sim$ (параметр X) и частоты вращения РНД n , или температуры газа за

ТНД t_T^* , или часового расхода топлива через основную камеру сгорания $G_{т.ч}$, или тяги $R \sim$ (параметр Y) превратить в функциональную связь этих параметров, чтобы коэффициент корреляции r_{xy} изменить от 0 до 1. Выполняется такое изменение с помощью математического метода «наименьших квадратов», для чего применяются математические приемы, заложенные и используемые в электронных САУ. Для управления ТРДД и ТРДДФ, например американскими ТРДД *J-75P-17* или *J57-P-29* производства фирмы «*Pratt&Whitney*», широко используется САУ с электронным блоком управления ГТД *FADEC/EEC*. Этот блок управления (касается только параметра тяги) обеспечивает преобразование коэффициента корреляции r_{xy} из «нуля» в «единицу» для всех ТРДД или ТРДДФ многодвигательного самолёта при управлении в полёте этими двигателями с минимальной «разнотяговостью» и асимметрией тяги, а

следовательно, и минимальной асимметрией выработки топлива из крыльевых баков-кессонов многодвигательного самолёта для симметрично расположенных баков: № 1–4, № 2–3 (например, аэробуса ИЛ-96-300). В случае подтверждения при стендовых испытаниях дефекта, что какой-то сертифицируемый (контролируемый) параметр ТРДД или ТРДДФ не лежит на кривой нормального распределения Гаусса – Лапласа теперь в двух координатных плоскостях $X-O-Y$ и $Y-O-Z$, то такой подконтрольный двигатель нельзя допускать в эксплуатацию. Диагностику можно проводить в условиях авиарембазы или ремзавода с привлечением диагностических средств специализированной диагностической лаборатории. Использование этого вероятностно-статистического подхода в САУ двигателями, а также в САУ многодвигательного самолёта в полёте позволяет минимизировать «разнотяговость» и асимметрию тяги рассматриваемой выборки ТРДД или ТРДДФ и избежать вхождения многодвигательного самолёта в режим полёта «Dutch-Roll» (синусоидальные колебания в горизонтальной плоскости $X-O-Y$) на всех этапах полёта.

Заключение

Перспективы развития методов модернизации и глубокого тестирования ТРДД и ТРДДФ для многодвигательных самолётов ГА и ВВС на ближайшие 10–15 лет в РФ связаны с разработкой концепции и методологии сертификации таких двигателей в свете реформирования отечественной системы технического регулирования. Очевидность практической реализуемости предлагаемой программы развития методов модернизации и глубокого тестирования ТРДД и ТРДДФ для минимизации их «разнотяговости» и асимметрии тяги (теоретические доработки и применение в двигателестроении нелинейной модели ТРДД и методик расчёта характеристик и минимизации «разнотяговости» и асимметрии тяги ТРДД и ТРДДФ) обуславливает благоприятный прогноз на среднесрочную перспективу сертификации российской авиационной техники (возможное и вероятное повышение соответствия отечественных ТРДД и ТРДДФ нормативам Международной организации ГА ICAO). А сертификация ТРДД и ТРДДФ, основанная на перспективных методах и методиках расчёта высотно-скоростных и дроссельных характеристик ТРДД и ТРДДФ для исследования их доверительных интервалов тяги («разнотяговости») при глубоком тестировании технического состояния этих двигателей после их испытаний

на заводских горячих стендах в условиях серийного производства на заводе-изготовителе, позволит повышать их соответствие нормативам Международной организации ГА ICAO.

В данной статье предлагаются алгоритмы и методика расчёта дроссельной и высотно-скоростной характеристик, которые прошли апробацию на ряде отечественных и зарубежных авиационных турбореактивных двигателей (ТРД) 4-го и 5-го поколений: Д-30КУ 1-й серии, Д-30КУ-154 2-й серии, НК-86А, ПС-90А, АЛ-31Ф, PW-2037, PW-4060, а для американского ТРДДФ F-100PW-119, устанавливаемого на манёвренных самолётах ВВС США, показали хорошую сходимость с данными заводоизготовителей. Высотно-скоростная характеристика рассчитывается при программе регулирования: температура газа перед турбиной $T_T^* = \text{const}$, это позволяет рассчитывать дроссельные и высотно-скоростные характеристики различных ТРД, например американских ТРДД и ТРДДФ фирмы «Pratt & Whitney», которые, как известно, регулируются по программе: перепад полных давлений заторможенных потоков воздуха и газа на ТРДД $\pi_{\text{дв}}^* = \text{const}$, а также британских ТРДД TRENT-1000(c, d, e, f, g, h, r, l) фирмы «Rolls-Royce», которые, как известно, регулируются по приведенному к условиям МСА перепаду полных давлений заторможенных потоков воздуха и газа на ТРДД $\pi_{\text{дв}}^*$.

Предлагаемая в данной статье методика глубокого тестирования ТРДД и ТРДДФ по результатам такого расчёта их характеристик обеспечивает минимизацию «разнотяговости» и асимметрии тяги этих двигателей за счёт использования нормированной двумерной случайной функции для введения статистических поправок управляющего фактора через САУ. Апробация этой методики показала, что на многодвигательных самолётах ГА и ВВС, например стратегических сверхзвуковых бомбардировщиках типа ТУ-160, можно и должно внедрять в САУ их двигателями, а также в САУ этих самолётов (электронная система типа FADEC/EEC, «Pratt & Whitney», USA) принцип минимизации «разнотяговости» и асимметрии тяги в полёте, чтобы на 10–15% увеличить дальность их полёта или экономить до 12–14% топлива от уровня первоначальной заправки.

Список литературы

1. Афанасьев В.А., Лебедев В.А., Монахова В.П., Мышелов Е.П., Ножницкий Ю.А. Техническое регулирование и управление качеством. – М.: Либроком, 2013. – 256 с.

2. Бурова А.Ю. Методика глубокого тестирования ТРДД самолётов ГА и ВВС с использованием нормированной двумерной случайной функции для статистических распределений // Инновации в авиации и космонавтике-2011: тезисы докл. научно-практич. конф. студентов и молодых учёных национал. исследов. ун-та «Московский Авиационный Институт» (МАИ) 2011 г. – М.: МЭЙЛЕР, 2011. – С. 27.

3. Бурова А.Ю. Турбореактивные двухконтурные двигатели: программа-прогноз ускоренного развития на средне-срочную перспективу // Молодёжь и будущее авиации и космонавтики: аннотации работ конкурса научно-техн. работ и проектов национал. исследов. ун-та «Московский Авиационный Институт» (МАИ) 2013 г. – М.: Изд-во МАИ, 2013. – С. 86.

4. Дворниченко В.В. Методология решения проблемных вопросов технической и лётной эксплуатации самолётов ГА и их ТРДД на стандартном и криогенных топливах с минимизацией «разнотяговости» ТРДД «на крыле»: дис. ... д-ра техн. наук. – М., 2006. – 627 с.

5. Дворниченко В.В., Бурова А.Ю. Авиационные газотурбинные двигатели ТРДД и ТРДДФ для самолётов ГА и ВВС – программа-прогноз безотлагательного развития российского двигателестроения на средне-срочную перспективу на 10–15 лет в РФ // Научный электронный архив заочной научной электронной конференции Российской Академии Естествознания. 08.08.2011. URL: <http://econf.rae.ru/article/6183> (дата обращения: 30.01.2014).

6. Дворниченко В.В., Бурова А.Ю. Глубокое тестирование турбореактивных двигателей методами математической статистики для повышения их соответствия нормативам ICAO // Вестник Московского авиационного института. – 2011. – Т. 18, № 3. – С. 116–127.

7. Дворниченко В.В., Бурова А.Ю. Применение нормированной двумерной случайной функции, распределённой по нормальному закону, для тестирования технического состояния авиационных двигателей типа ТРД и ТРДД (для ГА и ВВС) для повышения их соответствия нормам ICAO // Научный электронный архив заочной научной электронной конференции Российской Академии Естествознания. 08.09.2011. URL: <http://econf.rae.ru/article/6222> (дата обращения: 30.01.2014).

8. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) [под общ. ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина]. – М.: ЦИАМ, 2004. – 424 с.

9. Gunston B. World Encyclopedia of Aero Engines: From the Pioneers to the Present Day. – Stroud, Gloucestershire: Sutton Publishing Limited, 2006. – 260 p.

10. Mattingly J.D. Elements of Propulsion: Gas Turbines And Rockets. – Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006. – 867 p.

References

1. Afanasev V.A., Lebedev V.A., Monahova V.P., Myshelev E.P., Nozhnickij Ju.A. Tehnicheskoe regulirovanie i upravlenie kachestvom. M.: Librokom, 2013. 256 p.

2. Burova A.Ju. Metodika glubokogo testirovanija TRDD samoljotov GA i VVS s ispol'zovaniem normirovannoj dvumernoj sluchajnoj funkcii dlja statisticheskikh raspredelenij // Innovacii v aviacii i kosmonavtike-2011: tezisy dokl. nauchno-

praktich. konf. studentov i molodyh uchjonyh nacional. issledov. un-ta «Moskovskij Aviacionnyj Institut» (MAI) 2011 g. M.: MJeJLER, 2011. pp. 27.

3. Burova A.Ju. Turboreaktivnye dvuhkonturnye dvigateli: programma-prognoz uskorenogo razvitija na sredne-srochnuju perspektivu // Molodezh' i budushhee aviacii i kosmonavtiki: anotacii rabot konkursa nauchno-tehn. rabot i proektov nacional. issledov. un-ta «Moskovskij Aviacionnyj Institut» (MAI) 2013 g. M.: Izd-vo MAI, 2013. pp. 86.

4. Dvornichenko V.V. Metodologija reshenija problemnyh voprosov tehniczeskoj i ljotnoj jekspluatacii samoljotov GA i ih TRDD na standartnom i kriogennyh toplivah s minimizaciej «raznotjagovosti» TRDD «na kryle»: dis. ... d-ra teh. nauk. M., 2006. 627 p.

5. Dvornichenko V.V., Burova A.Ju. Aviacionnye gazoturbinnye dvigateli TRDD i TRDDF dlja samoljotov GA i VVS programma-prognoz bezotlagatel'nogo razvitija rossijskogo dvigatelestroenija na sredne-srochnuju perspektivu na 10–15 let v RF // Nauchnyj jelektronnyj arhiv zaochnoj nauchnoj jelektronnoj konferencii Rossijskoj Akademii Estestvoznanija. 08.08.2011. URL: <http://econf.rae.ru/article/6183> (data obrashhenija: 30.01.2014).

6. Dvornichenko V.V., Burova A.Ju. Glubokoe testirovanie turboreaktivnyh dvigatelej metodami matematicheskoj statistiki dlja povyshenija ih sootvetstvija normativam ICAO // Vestnik Moskovskogo aviacionnogo instituta. 2011. T. 18, no. 3. pp. 116–127.

7. Dvornichenko V.V., Burova A.Ju. Primenenie normirovannoj dvumernoj sluchajnoj funkcii, raspredel'noj po normal'nomu zakonu, dlja testirovanija tehniczeskogo sostojanija aviacionnyh dvigatelej tipa TRD i TRDD (dlja GA i VVS) dlja povyshenija ih sootvetstvija normam ICAO // Nauchnyj jelektronnyj arhiv zaochnoj nauchnoj jelektronnoj konferencii Rossijskoj Akademii Estestvoznanija. 08.09.2011. URL: <http://econf.rae.ru/article/6222> (data obrashhenija: 30.01.2014).

8. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. Raboty vedushhijh aviadvigatelseitroitel'nyh kompanij po sozdaniju perspektivnyh aviacionnyh dvigatelej (analiticheskij obzor) [pod obshh. red. V.A. Skibina, V.I. Solonina]. M.: CIAM, 2004. 424 p.

9. Gunston B. World Encyclopedia of Aero Engines: From the Pioneers to the Present Day. Stroud, Gloucestershire: Sutton Publishing Limited, 2006. 260 p.

10. Mattingly J.D. Elements of Propulsion: Gas Turbines And Rockets. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006. 867 p.

Рецензенты:

Агульник А.Б., д.т.н., профессор, декан факультета № 2 «Двигатели летательных аппаратов», ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва;

Афанасьев В.А., д.т.н., профессор, заместитель заведующего кафедрой 207 «Метрология, стандартизация и сертификация» факультета № 2 «Двигатели летательных аппаратов», ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва.

Работа поступила в редакцию 28.12.2014.