

УДК 621.45.015

ПРОГНОЗ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРДДФСМ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

В. С. ЖЕРНАКОВ¹, И. А. КРИВОШЕЕВ², Д. А. АХМЕДЗЯНОВ³,
А. Е. КИШАЛОВ⁴, К. В. МАРКИНА⁵, В. Д. ЛИПАТОВ⁶

¹zhvs@rb.ru, ²krivoshev@sci.ugatu.ac.ru, ³ada@ugatu.ac.ru,
⁴kishalov@ufanet.ru, ⁵markina_kseniya@mail.ru, ⁶lipatvdim@gmail.com

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 24 марта 2015 г.

Аннотация. Приведены результаты обзора характеристик ТРДДФ, изготавливаемых в нашей стране и за рубежом с 1960 года и по настоящее время. Выявлены закономерности изменения параметров ТРДДФ в зависимости от года разработки, подобраны аппроксимирующие зависимости, описывающие изменение основных параметров и характеристик ТРДДФ. Приводятся результаты анализа и даются прогнозные значения параметров и характеристик перспективного авиационного двигателя.

Ключевые слова: авиационные двигатели; газотурбинные двигатели; параметры ГТД; прогнозирование значений параметров ГТД; турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой.

ВВЕДЕНИЕ

Современный авиационный двигатель представляет собой весьма сложную техническую систему, оснащенную большим количеством вспомогательных агрегатов, механизмов, приборов и обслуживающих систем. Характерной особенностью авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) является сочетание громадной мощности с весьма низким весом и малыми габаритами.

Основные этапы развития авиационных ГТД характеризуются сменой поколения двигателей, каждое из которых отличается основными параметрами цикла, конструктивными особенностями его узлов, материалами и технологиями из изготовления.

Со сменой поколения двигателя значительно меняются его технические характеристики, влияющие на эффективность работы. На сегодняшний день двигатели, используемые на военных высокоманевренных самолетах как в отечественной авиации (третье и четвертое поколения), так и в зарубежной (четвертое и пятое поколения), в основном являются турбореактивными двухконтурными с общими для обоих контуров форсажными камерами (ТРДДФ).

Отслеживая изменение параметров двигателей в зависимости от года их разработки и поколения, от схемы, типа принципа действия,

конструктивных особенностей, можно обнаружить некие тенденции и закономерности, на основании которых можно спрогнозировать основные параметры перспективных авиационных двигателей.

В данной статье выполнен обзор литературы [1–5], открытых источников и информации, которую предоставляет производитель, с последующим анализом полученных данных.

АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗНЫХ ПОКОЛЕНИЙ

Для анализа были выбраны отечественные и зарубежные двигатели, выполненные по схеме ТРДДФ и выпускаемые с 60-х годов. Список проанализированных двигателей приведен в табл. 1.

В качестве основных характерных параметров двигателей для анализа выбраны следующие параметры: удельный расход топлива на максимальном и форсированном взлетном режимах, удельный вес, удельная тяга на двух режимах, температура газов перед турбиной, суммарная степень повышения давления в компрессорах [5]. Анализ проводился для этих параметров в обезразмеренной форме.

Результатом анализа характеристик двигателей, приведенных в табл. 1, является выявление основных закономерностей изменения параметров в зависимости от года разработки, по-

зволюющие предсказать характеристики перспективного ТРДДФ [6, 7]. На рис.1–8 представлены обезразмеренные параметры двигате-

лей, отнесенные к максимуму для каждого показателя, в зависимости от года разработки.

Таблица 1

Список анализируемых двигателей

Название	Разработчик	Год разработки	Назначение
НК-144	НТК им. Кузнецова	1961	Ту-144
НК-22 / НК-23	НТК им. Кузнецова	1969	Ту-22М, Ту-144
НК-144А	НТК им. Кузнецова	1971	Ту-144, Ту-22М
РД-33 (изд.88)	ОАО «Климов»	1981	МиГ-29
АЛ-31Ф (изд. 99)	НПО «Сатурн»	1986	Су-27, Су-30, Су-37, Су-33
АЛ-41Ф (изд.20)	НПО «Сатурн»	1989	МФИ (Е-8)
P79ФМ-300 (изд. 79ФМ)	МКБ «Союз»	1989	Як-41М
P119-300 (изд. 179)	МКБ «Союз»	1990	Т-60С (Су)
P145-300 (изд. 34)	МКБ «Союз»	2001	ПАК ФА (Т-50)
АЛ-41Ф1	НПО «Сатурн»	2008	ПАК ФА (Т-50), Су-35
АЛ-41Ф2	НПО «Сатурн»	2012	ПАК ФА (Т-50)
Spray "Спей" 201 (RB.168-25R)	«Rolls-Royce»	1963	«Фантом» 2F-4К и F-4М
TF30-P-1 (JTF10A-20)	«Pratt&Whitney»	1964	F-111А
Spray "Спей" R,Sp 25R	«Rolls-Royce»	1965	F-4К, F-4М
RB.153-61	«Rolls-Royce»/MAN	1966	Истребитель-бомбардировщик VJ101D
F100-PW-100	«Pratt&Whitney»	1967	F-15, F-16
M.53-02	«Sneema»	1967	«Мираж» 2000
M.53-5	«Sneema»	1967	«Мираж» 2000, «Мираж» 4000
RB.199-34R (Mk.101)	«Turbo-Union»	1968	«Торнадо»
RM.8А	VolvoAero	1968	SAAB «Вигген», J-35F, J-35E, J-35XT
F101-GE-100	«GeneralElectric»	1970	B-1А
F101-GE-102	«GeneralElectric»	1970	B-1В
RM.8В	VolvoAero	1970	SAAB JA,37 «Вигген»
TF30-P-7 (JTF10A-27D)	«Pratt&Whitney»	1970	FB-111А
TF30-P-9 (JTF10A-36)	«Pratt&Whitney»	1973	F-111D
F100-PW-220	«Pratt&Whitney»	1976	F-15, F-16
TF30-P-12 (JTF10A-27A)	«Pratt&Whitney»	1976	F-111В
M.53-P2	«Sneema»	1978	«Мираж» 2000, 2000N, 4000
TF30-P-412 (JTF10A-27F)	«Pratt&Whitney»	1978	F-14А
PW1120	«Pratt&Whitney»	1980	«Лави», «Нови Авион», «Фантом», IAI, F-4
J79-GE-119	«GeneralElectric»	1981	F-16/79
RB.199-67R	«Turbo-Union»	1982	P.110
M.85	VolvoAero	1982	типа F-18
XG-40	«Rolls-Royce»	1982	Eurofighter
RB.199-34R (Mk.103)	«Turbo-Union»	1982	«Торнадо»
TF30-P-100 (JTF10A-32C)	«Pratt&Whitney»	1982	F-111F, «Лансер»
YF120-GE-100(GE37)	«GeneralElectric»	1983	АТФ
TF.306	«Sneema»	1984	Истребитель-бомбардировщик
F110-GE-129	«GeneralElectric»	1985	F-15E, F-16C/D
F100-PW-229	«Pratt&Whitney»	1985	F-15, F-16
F404, RM.12 (F404J)	«GeneralElectric»	1987	JAS-39 «Грипен»
EJ200	«EurojetTurbo»	1987	Eurofighter
J101/SF (F127-GE-100)	«GeneralElectric»	1990	IDF «ЧингКуо»
IPE-92	«Pratt&Whitney»	1991	F-15, F-16
F119-PW-100 (PW5000)	«Pratt&Whitney»	1991	F-22
IPE-94	«Pratt&Whitney»	1992	F-15E, F-16C/D
F135	«Pratt&Whitney»	1995	F-35 JSF
M.88-3	«Sneema»	1996	«Рафаль», «Мираж», "Грипен"
JSF119	«Pratt&Whitney»	1997	Самолет КВВП фирм Боинг и Локхид-Мартин
M.88-4	«Sneema»	1997	«Мираж» 2000
F414-GE-400	«GeneralElectric»	1998	F/A-18E/F

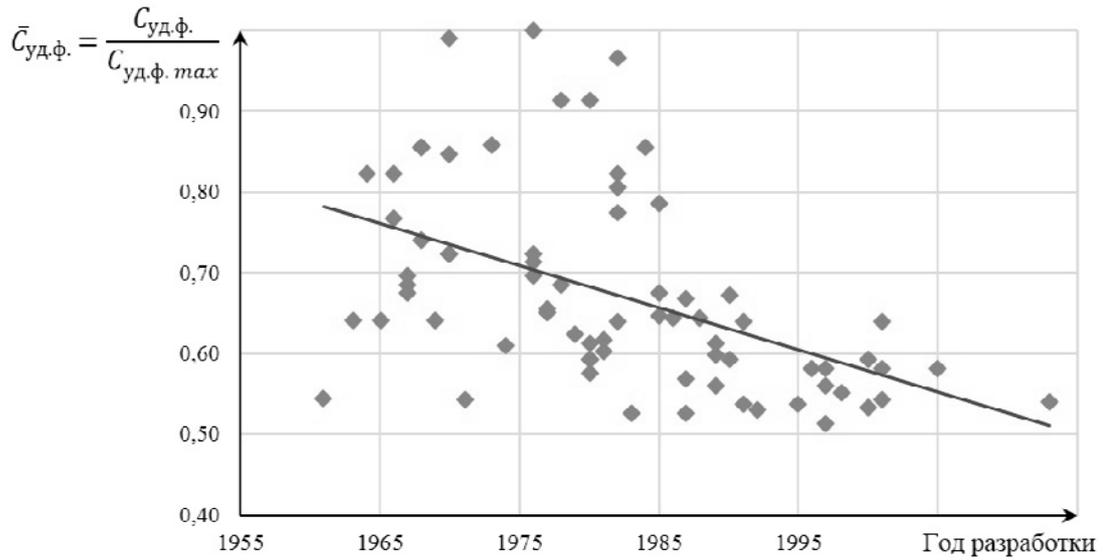


Рис. 1. Изменение удельного расхода топлива на форсированном режиме в зависимости от года разработки

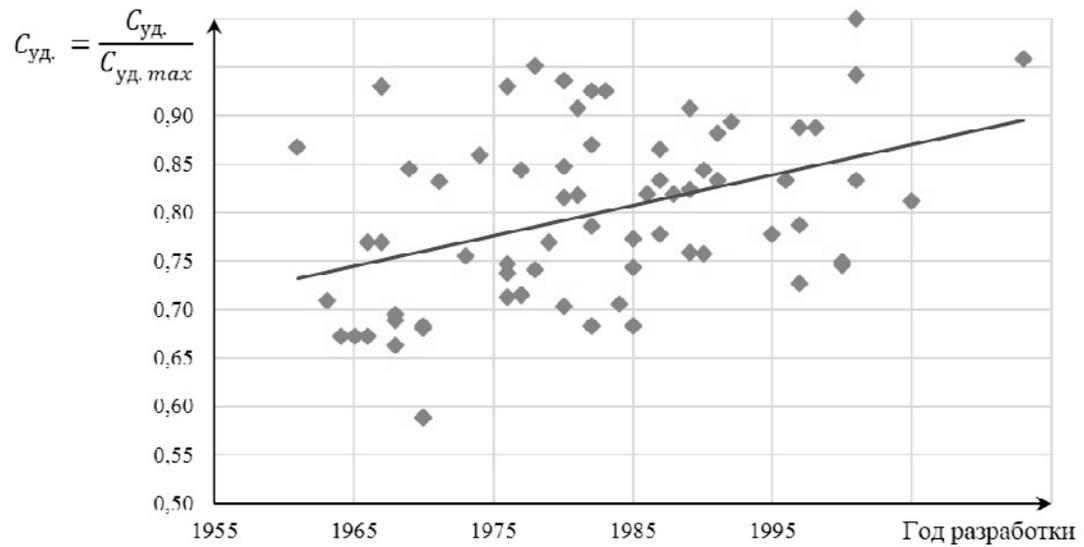


Рис. 2. Изменение удельного расхода топлива на максимальном режиме в зависимости от года разработки

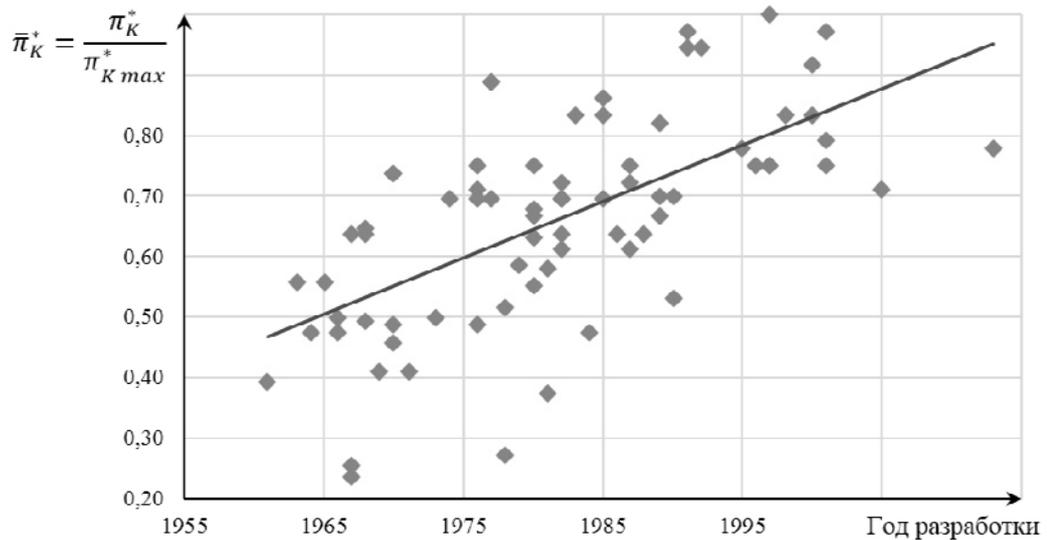


Рис. 3. Изменение суммарной степени повышения давления компрессоров в зависимости от года разработки

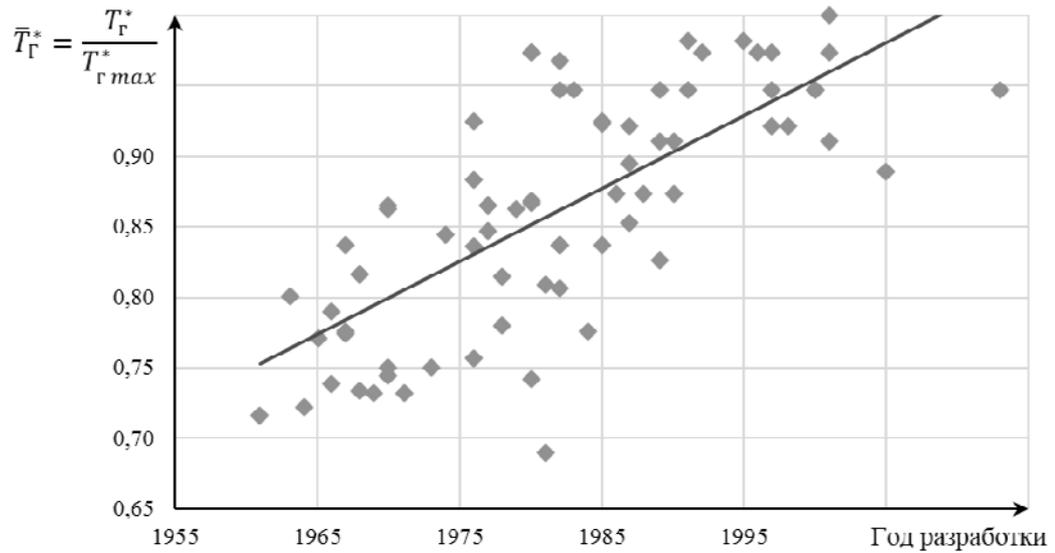


Рис. 4. Изменение температуры газов перед турбиной в зависимости от года разработки



Рис. 5. Изменение удельной тяги на форсированном режиме в зависимости от года разработки

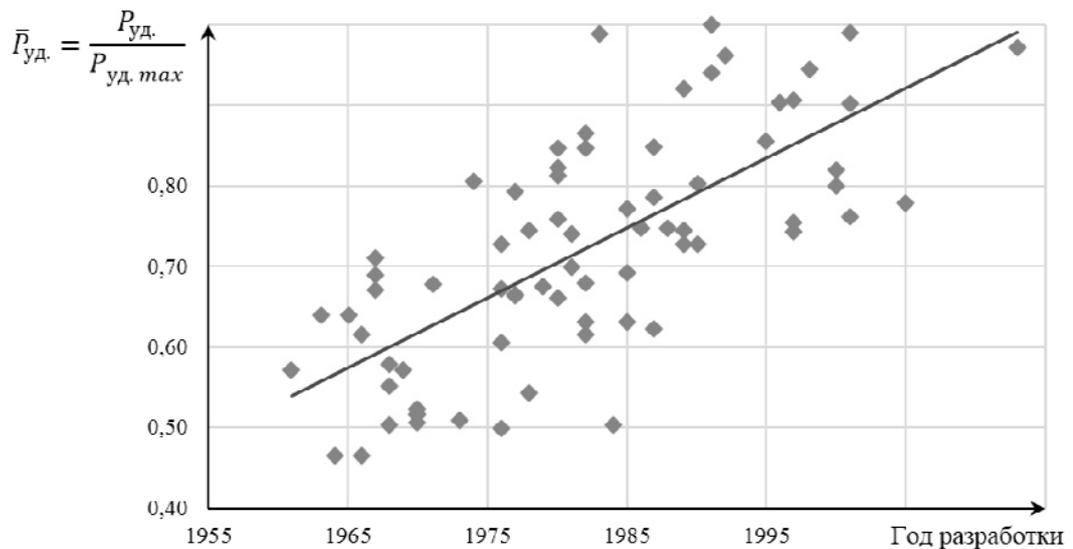


Рис. 6. Изменение удельной тяги на максимальном режиме в зависимости от года разработки

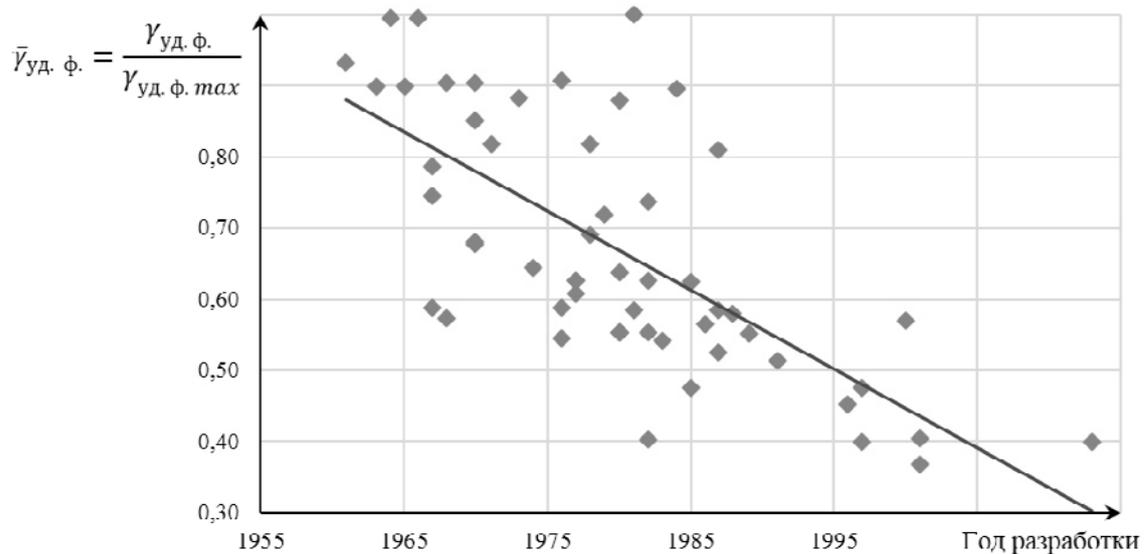


Рис. 7. Изменение удельного веса на форсированном режиме в зависимости от года разработки

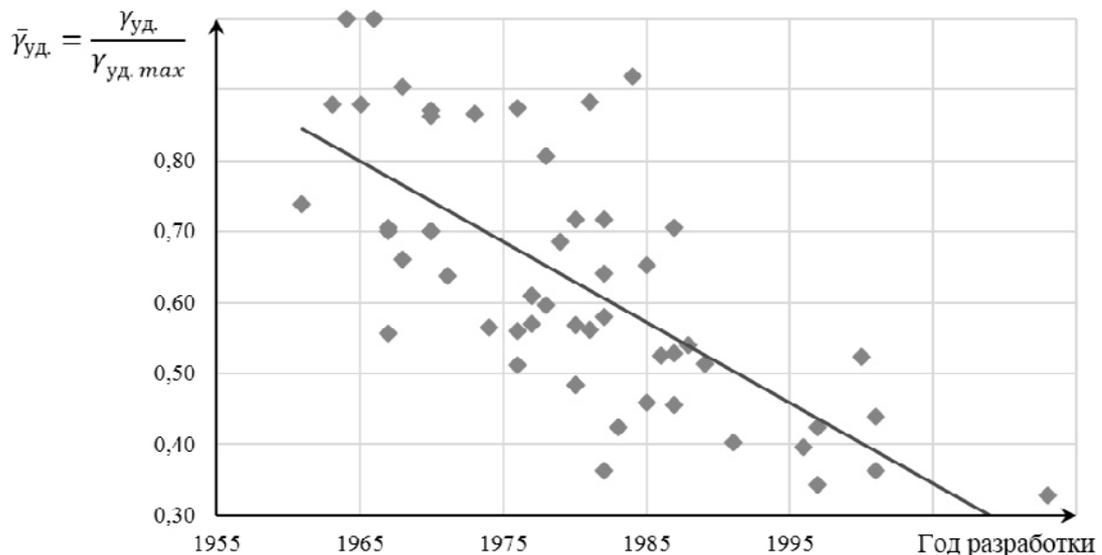


Рис. 8. Изменение удельного веса на максимальном режиме в зависимости от года разработки

На каждом из графиков построена аппроксимирующая зависимость соответствующих параметров двигателя.

Согласно проведенному исследованию, явно прослеживается корреляция между рассмотренными характеристиками двигателя и годом его разработки. Для каждой из аппроксимирующих зависимостей был вычислен коэффициент корреляции [8]

$$r_{\tau Y} = \frac{\sum (\tau - \bar{\tau})(Y - \bar{Y})}{\sqrt{\sum (\tau - \bar{\tau})^2 (Y - \bar{Y})^2}}, \quad (1)$$

где $\bar{\tau} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \tau_i$ и $\bar{Y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Y_i$ – средние значения выборок года разработки τ и параметра двигателя Y .

Чем ближе значение величины коэффициента корреляции к единице, тем более достоверной считается аппроксимация зависимости переменных линейной функцией. От знака коэффициента корреляции зависит угол наклона аппроксимирующей прямой к оси абсцисс (год разработки).

Для каждой из аппроксимирующих зависимостей была оценена максимальная (ε_{\max}) и средняя ($\bar{\varepsilon}$) относительные погрешности (табл. 2) между действительными и теоретическими значениями

$$\varepsilon = \frac{Y_i - Y_{i\text{теор}}}{Y} \cdot 100\%, \quad (2)$$

где Y и $Y_{\text{теор}}$ – действительное и теоретическое (полученное с помощью аппроксимирующей зависимости) значения соответствующего параметра двигателя.

Таблица 2

Аппроксимирующие зависимости и прогнозируемые значения основных параметров ТРДДФ

Аппроксимирующая зависимость	Коэффициент корреляции $r_{\tau\gamma}$	Прогнозируемое значение	Максимальная относительная погрешность $\varepsilon_{\max}, \%$	Средняя погрешность $\bar{\varepsilon}, \%$
$\bar{C}_{\text{уд.ф.}} = -0,0052\tau + 11,004$	-0,495	0,163 кг/(Н·ч)	47,75	12,98
$\bar{C}_{\text{уд.}} = 0,0031\tau - 5,4234$	0,384	0,0785 кг/(Н·ч)	27,49	10,58
$\bar{\pi}_{\text{к}}^* = 0,0093\tau - 17,796$	0,622	34	120,2	18,37
$\bar{T}_{\text{Г}}^* = 0,0052\tau - 9,3846$	0,730	1845К	32,84	8,29
$\bar{P}_{\text{уд.ф.}} = 0,0072\tau - 13,534$	0,712	1,377 кН·с/кг	30,32	9,58
$\bar{P}_{\text{уд.}} = 0,0087\tau - 16,461$	0,709	0,983 кН·с/кг	58,37	14,90
$\bar{\gamma}_{\text{уд.ф.}} = -0,0111\tau + 22,672$	-0,705	6,760 кг/кН	66,84	16,63
$\bar{\gamma}_{\text{уд.}} = -0,0114\tau + 23,125$	-0,714	5,821 кг/кН	46,74	16,63

Можно считать, что полученные погрешности аппроксимирующих зависимостей ε_{\max} и $\bar{\varepsilon}$ справедливы и для прогнозных значений основных параметров перспективного ТРДДФ.

Значения рассчитанных коэффициентов корреляции, аппроксимирующие зависимости, прогнозные значения параметров (для $\tau = 2014$ г.), средняя и максимальная относительные погрешности приведены в табл. 2.

ВЫВОДЫ

В результате исследования был выполнен обзор параметров отечественных и зарубежных ТРДДФ с их последующим анализом, целью которого являлось установление взаимосвязи между параметрами двигателя и годом его разработки. Выявлены аппроксимирующие зависимости, описывающие изменение основных параметров двигателей в зависимости от года их разработки, представляющие собой линейные зависимости. Для установления достоверности аппроксимации зависимостей при помощи линейной функцией были определены коэффициенты корреляции. Установлено, что зависимость удельного расхода топлива на максимальном и форсированном режимах линейной зависимостью описывается плохо ($r_{\tau\gamma} = 0,384$ и $-0,495$ соответственно), для всех остальных параметров коэффициент корреляции лежит в пределах от 0,622 до 0,730, что позволяет считать полученные зависимости в достаточной степени достоверными.

Погрешность прогнозных значений основных параметров перспективного ТРДДФ косвенно оценивалась величинами максимальной и

средней относительной погрешностей. Средняя относительная погрешность основных параметров перспективного ТРДДФ находится в диапазоне от 8 до 17%, максимальная – от 27 до 120% (для степени повышения давления компрессоров).

На основании выявленных закономерностей даны прогнозные значения основных параметров перспективного авиационного ТРДДФ: удельный расход топлива на максимальном и форсированном взлетном режимах ($C_{\text{уд.}} = 0,0785$ кг/(Н·ч) и $C_{\text{уд.ф.}} = 0,163$ кг/(Н·ч), соответственно), удельный вес ($\gamma_{\text{уд.}} = 5,821$ кг/кН и $\gamma_{\text{уд.ф.}} = 6,760$ кг/кН), удельная тяга ($P_{\text{уд.}} = 0,983$ кН·с/кг и $P_{\text{уд.ф.}} = 1,377$ кН·с/кг), температура газов перед турбиной ($T_{\text{Г}}^* = 1845$ К), суммарная степень повышения давления в компрессорах ($\pi_{\Sigma}^* = 34$).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Скибин В. А., Солонин В. И. Иностранные авиационные двигатели: справочник ЦИАМ. М.: Авиамир, 2005. 592 с. [[V. A. Skibin, V. I. Solonin, *Foreign aircraft engines: dictionary CIAM*, (in Russian). Moscow: Aviamir publ., 2005.]]
2. Сорокин Л. И. Иностранные авиационные двигатели: справочник ЦИАМ. М.: ЦИАМ, 1987. 320 с. [[L. I. Sorokin, *Foreign aircraft engines: dictionary CIAM*, (in Russian). Moscow: CIAM publ., 1987.]]
3. F135 ENGINE [Электронный ресурс]. URL: http://www.pw.utc.com/F135_Engine (дата обращения 15.08.14) [[(2014, Aug. 15). *F135 ENGINE* [Online]. Available: http://www.pw.utc.com/F135_Engine]]
4. General Electric F101 [Электронный ресурс]. URL: http://en.wikipedia.org/wiki/General_Electric_F101 (дата обращения 15.08.14) [[(2014, Aug. 15). *GeneralElectric F101* [Online]. Available: http://en.wikipedia.org/wiki/General_Electric_F101]]

5. **Бакулев В. И., Голубев В. А., Крыло Б. А. и др.** Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: МАИ-САТУРН, 2003. 688 с. [[V. I. Bakulev, V. A. Golubev, B. A. Krylo, *Theory, calculation and designing of aviation engine and energy installations*, (in Russian). Moscow: MAI-Saturn publ., 2003.]]

6. **Самигуллин А. А., Кишалов А. Е.** Анализ характеристик авиационных ГТД Упоколения // Молодежный Вестник УГАТУ. 2012. №2 (11). С. 47–54. [[A. A. Samigullin, A. E. Kishalov, "Analysis of characteristics of aviation gas turbine engine of V generation," (in Russian), in *Molodeznyi Vestnik UGATU*, no. 2, pp. 47-54, 2012.]]

7. **Кишалов А. Е., Ахмедзянов Д. А., Шабельник Ю. А., Маркина К. В., Полежаев Н. И.** Обзор и анализ параметров потока в основных узлах авиационных двигателей // Молодежный Вестник УГАТУ. 2012. №4 (5). С. 25–36. [[A. E. Kishalov, D. A. Akhmedzaynov, J. A. Shabelnik, K. V. Markina, N. I. Polezhaev, "Review and analysis of parameters of flow in main nodes of aviation engines," (in Russian), in *Molodeznyi Vestnik UGATU*, no. 4, pp. 25-36, 2012.]]

8. **Гмурман В. Е.** Теория вероятностей и математическая статистика: учеб. пособие для вузов. М.: Высш. шк., 2003. 479 с. [[V. E. Gmurman, *Probability theory and mathematical statistics*, (in Russian). Moscow: High school publ, 2003.]]

ОБ АВТОРАХ

ЖЕРНАКОВ Владимир Сергеевич, проф., зав. каф. сопротивления материалов. Дипл. инж.-мех. по авиац. двиг. (УАИ, 1967). Д-р техн. наук по тепл. двиг. ЛА (УГАТУ, 1992). Иссл. в обл. мех. деформируемых тел и конструкций.

КРИВОШЕЕВ Игорь Александрович, проф. каф. авиац. двиг. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1976). Д-р техн. наук по тепл. двиг. ЛА (СГАУ, 2000). Иссл. в обл. инф. технол. в двигателестроении.

АХМЕДЗЯНОВ Дмитрий Альбертович, проф. каф. авиац. двигателей, декан. Дипл. инж. по авиац. двиг. и энерг. установкам (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепл., э/ракетн. двиг. и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. раб. процессов в авиац. ГТД, САПР авиац. ГТД, мат. моделей сл. техн. объектов.

КИШАЛОВ Александр Евгеньевич, доц. каф. авиац. теплотехники и теплоэнергетики. Дипл. инж.-мех. (УГАТУ, 2006). Канд. техн. наук по тепл., э/ракетн. двиг. и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. моделир. сл. техн. объектов.

МАРКИНА Ксения Васильевна, асп. каф. авиац. двиг., мл. науч. сотр. НИЛ САПР-Д. Дипл. инж. по авиац. и рак.-косм. теплотехники (УГАТУ, 2012). Готовит дис. в обл. процессов в проточной части авиац. ГТД с исп. 3D-CAD/CAE-моделир.

ЛИПАТОВ Вадим Дмитриевич, студ. каф. авиац. теплотехники и теплоэнергетики.

METADATA

Title: prognosis of primary characteristics of two spool mixed flow turbofan for perspective aviation complexes.

Authors: V. S. Zhernakov, I. A. Krivosheev, D. A. Akhmedzaynov, A. E. Kishalov, K. V. Markina, V. D. Lipatov.

Affiliation:

Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: zhvs@rb.ru, krivosheev@sci.ugatu.ac.ru, ada@ugatu.ac.ru, kishalov@ufanet.ru, markina_kseniya@mail.ru, lipatvadam@gmail.com.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU, vol. 19, no. 2 (68), pp. 56-62, 2015. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article shows the review results of parameters and characteristics of afterburning turbofans, which have been produced in our country and abroad since 1960. The regularities of changes in the parameters of afterburning turbofans, depending on years of development are disclosed, approximating dependences describing the variation of the basic parameters and characteristics of the afterburning turbofan are chosen. The analysis results and prognosis values of perspective aircraft engine parameters and characteristics are shown.

Keywords: aircraft engines; gas turbine engine; basic parameters of gas turbine engine; prognostication of gas turbine engine parameters; two spool mixed flow turbofan.

About authors:

JERNAKOV, Vladimir Sergeevich, professor, head of the department of strength of materials of USATU. Dipl. engineer-mechanic, specialty aviation engines (UAI, 1967). Dr. sci. tech., specialty heat engines of aircraft (USATU, 1992). Area of research: mechanics of deformable bodies and structures.

KRIVOSHEEV, Igor Aleksandrovich, professor of the department of aviation engines. Dipl. engineer-mechanic (UAI, 1967). Dr. sci. tech., specialty heat engines of aircraft (SSAU, 2000). Area of research: IT in engine building.

AKHMEDZAYANOV, Dmitriy Albertovich, professor of the department of aviation engines, dean of FAEET. Dipl. engineer, specialty aviation engines and energy installations (USATU, 1997). Dr. sci. tech., specialty heat, electro rocket engines and energy installations of aircraft (USATU, 2007). Area of research: work processes of aviation gas turbine engine, development of mathematical models of complex technical objects, CAD of aviation gas turbine engines.

KISHALOV, Aleksandr Evgenyevich, associate professor of department of aviation thermal engineering and thermal power. Dipl. engineer-mechanic (USATU, 2006). Candidate of technical science, specialty heat, electro rocket engines and energy installations of aircraft (USATU, 2010). Area of research: modeling of complex technical objects.

MARKINA, Kseniya Vasilevna, postgraduate student of department of aviation engines, junior research of research laboratory CAD-D. Dipl. engineer-mechanic, specialty aviation and rocket-space thermal engineering (USATU, 2012). Area of research: research processes occurring in flowing part of aviation gas turbine engines using 3D-CAD/CAE modeling.

LIPATOV, Vadim Dmitrievich, student of department of aviation thermal engineering and thermal power. Area of research: numerical three-dimensional thermal gas-dynamic modeling of complex technical objects.