

РАСЧЕТНО-АНАЛИТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ НА ОСНОВЕ БАЗОВОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

Эзрохи Ю.А.* , Морзеева Т.А.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
ЦИАМ, Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия

* e-mail: yaezrokhi@ciam.ru

Статья поступила в редакцию 28.10.2019

Рассмотрена одна из наиболее типовых задач создания модернизированных вариантов турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой (ТРДДФ) на основе базового газогенератора. Получены и представлены в форме номограмм расчетные зависимости взлетной тяги, уровня температуры газа перед турбиной, степени двухконтурности, а также суммарного значения степени повышения давления в компрессорах и степени повышения давления в компрессоре высокого давления (КВД) от степени повышения полного давления и расхода воздуха нового вентилятора. Полученные зависимости позволяют оценить возможные характеристики модернизированного двигателя, создаваемого на основе базового газогенератора. Применение полученных зависимостей при анализе тенденций развития зарубежных двигателей позволяет выявить ошибочные данные из большого набора имеющейся в открытой печати противоречивой информации.

Ключевые слова: ТРДДФ, базовый газогенератор, модификация двигателя, тяга двигателя, степень повышения давления в вентиляторе, расход воздуха, степень двухконтурности.

Введение

Анализ развития двигателей для самолетов различного типа, в том числе и обладающих высокой маневренностью, показывает, что все ведущие двигателестроительные фирмы мирового уровня, как отечественные, так и зарубежные постоянно ведут интенсивные разработки модификаций своих двигателей в направлении улучшения их тягово-экономических характеристик, а также показателей ресурса и надежности. Создание таких модификаций продиктовано необходимостью поддерживать эффективность самолета на протяжении всего срока службы, который, как правило, превышает 25 лет и в течение которого его взлетная масса значительно увеличивается. Так, самолеты McDonnell Douglas F-15 «Eagle» и General Dynamics F-16 «Fighting Falcon», использующие ТРДДФ Pratt & Whitney F100 различных модификаций, поступившие в эксплуатацию во второй половине 70-х годов, за первые 15 лет эксплуатации значительно (F-16 — до 25%, F-15 — почти в полтора раза) увеличили свой взлетный вес [1]. Для сохранения и увеличения тяговоору-

женности самолета в условиях старта и полета необходимо соответствующее увеличение тяги двигателя как основное условие сохранения маневренности и скоростных качеств.

Среди зарубежных двигателей четвертого поколения можно выделить, например, серии модификаций ТРДДФ фирмы General Electric F404, F110.

Применение перспективного вентилятора как основа создания модернизированного двигателя

Основная тенденция развития семейств ТРДДФ [2] связана с использованием на базовом газогенераторе новых вентиляторов большей производительности и напорности, созданных (особенно в последнее время) с применением 3D-технологий для снижения потерь и повышения запаса газодинамической устойчивости элементов тракта сжатия. Такой подход, как показывает практика, может значительно (до ~ 20%) повысить тягу модернизированного двигателя с одновременным снижением его удельного веса [3, 4]. Чаще всего подобного рода модернизация неиз-

бежно связана с повышением уровня температуры газа в цикле для выработки турбиной низкого давления дополнительной мощности без снижения (а лучше даже с повышением) давления на выходе из газогенератора, что достигается новыми технологиями охлаждаемых турбин и других элементов, разрабатываемыми в рамках программ научно-технического задела.

Увеличение взлетной тяги модернизированных таким образом ТРДДФ связано с одновременным повышением расхода воздуха через двигатель и удельной тяги за счет роста степени повышения давления в вентиляторе. На рис. 1 представлена аналитически полученная М.М. Цховребовым зависимость взлетной удельной тяги ТРДДФ от степени повышения давления в вентиляторе π_B^* , построенная для различных уровней потерь полного давления в «завентиляторном» проточном

тракте двигателя σ_Σ при условии оптимального соотношения полных давлений на входе в камеру смешения $\frac{p_{II}^*}{p_I^*}$. На полученные расчетным путем линии нанесены маркеры, соответствующие зарубежным ТРДДФ четвертого и пятого поколения.

Из анализа представленного материала следует, что абсолютное большинство маркеров располагается вблизи линии, соответствующей значению $\sigma_\Sigma = 0,8$ и хорошо описываемой следующей зависимостью:

$$R_{уд0Ф} = 1,4242(\pi_B^*)^3 - 19,582(\pi_B^*)^2 + 98,143\pi_B^* - 50,032.$$

Представляет интерес проанализировать общие тенденции изменения основных параметров

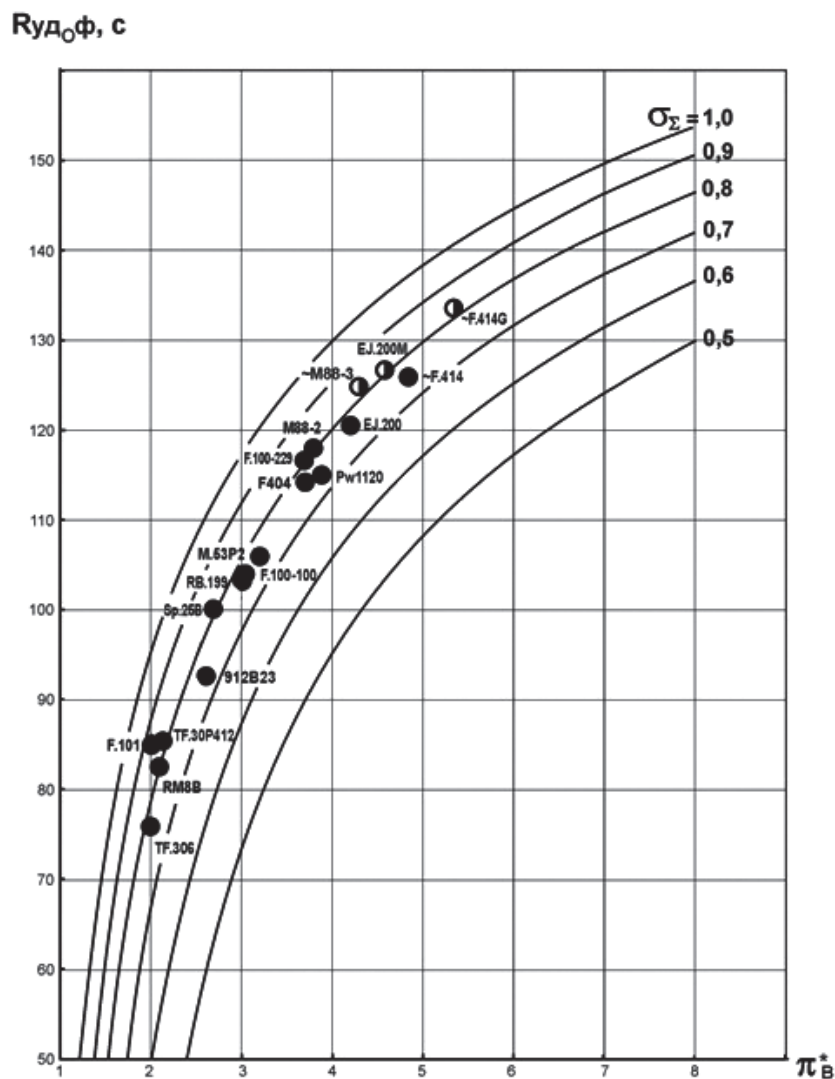


Рис. 1. Зависимость взлетной удельной тяги ТРДДФ от степени повышения давления в вентиляторе

и оценить потенциальные возможности повышения тяги за счет такого рода модернизации, используя параметрическую математическую модель двигателя (ПММД).

Оценка изменения параметров модернизированных ТРДДФ

Для проведения расчетной оценки в качестве основы использована математическая модель ТРДДФ первого уровня, описанная в [5]. В качестве базового рассматривается двухвальный турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой, основные параметры которого типичны для многорежимного двигателя маневренного самолета четвертого поколения. Считалось, что модернизированный двигатель создается на основе базового газогенератора путем постановки нового вентилятора с заданными значениями расхода воздуха G_B и степени повышения давления π_B^* . При этом величина размерности рассматриваемого газогенератора (то есть значение приведенного расхода воздуха на выходе из КВД) предполагалась достаточной, чтобы не оказывать влияния на параметры эффективности его составных узлов.

В процессе проведения расчетных оценок сохранение базового газогенератора моделировалось неизменностью характеристики и геометрических размеров его узлов (КВД, камеры сгорания и турбины высокого давления (ТВД)). Положение рабочей точки на характеристике КВД определялось из условия сохранения на исходном уровне его физической частоты вращения n_k (из соображений обеспечения прочности) и площади критического сечения соплового аппарата ТВД. Значение температуры газа перед турбиной T_r^* выбиралось из условия поддержания на оптимальном уровне соотношения полных давлений на выходе из контуров $\frac{p_{II}^*}{p_I^*}$. Значения расхода воздуха через двигатель G_B и степени повышения давления в вентиляторе π_B^* задавались параметрически (π_B^* — в диапазоне от 0,8 до 1,5, G_B — от 1 до 1,3 от исходной величины)*.

В результате проведенного расчетного исследования в условиях взлета определялось относи-

тельное изменение следующих параметров ТРДДФ:

- тяги двигателя на режиме полного форсажа $R_{\Phi 0}$;
- температуры газа перед турбиной T_r^* ;
- параметра двухконтурности $(m+1)$;
- суммарной степени повышения давления $\pi_{k\Sigma}^*$ в компрессорах;
- степени повышения давления $\pi_{квд}^*$ в КВД.

На рис. 2—6 в форме номограмм показано изменение перечисленных основных параметров от степени повышения давления в вентиляторе π_B^* и расхода воздуха на входе в вентилятор.

Так, при использовании на двигателе четвертого поколения нового вентилятора с увеличенным ~ на 20% значением степени повышения давления в вентиляторе, условно соответствующим поколению 4+, с увеличенным расходом воздуха на 10...15% (за счет роста лобовой производительности вентилятора и/или его габаритного размера), можно ожидать увеличения взлетной тяги двигателя на 18...22%, при этом рост температуры газа перед турбиной составит около 150 К, что потребует либо усовершенствования системы охлаждения турбины, либо применения новых материалов и термобарьерных покрытий на наиболее горячих элементах двигателя. Увеличение суммарной степени повышения давления в компрессорах $\pi_{k\Sigma}^*$ при примерном сохранении степени двухконтурности двигателя должно повысить его топливную экономичность на дозвуковых крейсерских режимах.

Следует иметь в виду, что изменение степени двухконтурности m определяется как изменением приведенного расхода воздуха на выходе из вентилятора $G_{B, пр. вых}$, так и изменением приведенного расхода воздуха на входе в КВД $G_{квд пр}$ за счет смещения рабочей точки вдоль рабочей линии

$$m = \frac{G_{B, пр. вых}}{G_{квд пр}} - 1.$$

Полученные номограммы (рис. 2—6) позволяют оценить ожидаемый уровень параметров

* Уменьшенные по сравнению с исходным двигателем значения степени повышения давления в вентиляторе рассматриваются с целью оценки параметров двигателей для такого рода модификаций (например, ТРДДФ PW-1120 на базе газогенератора F100-PW-100).

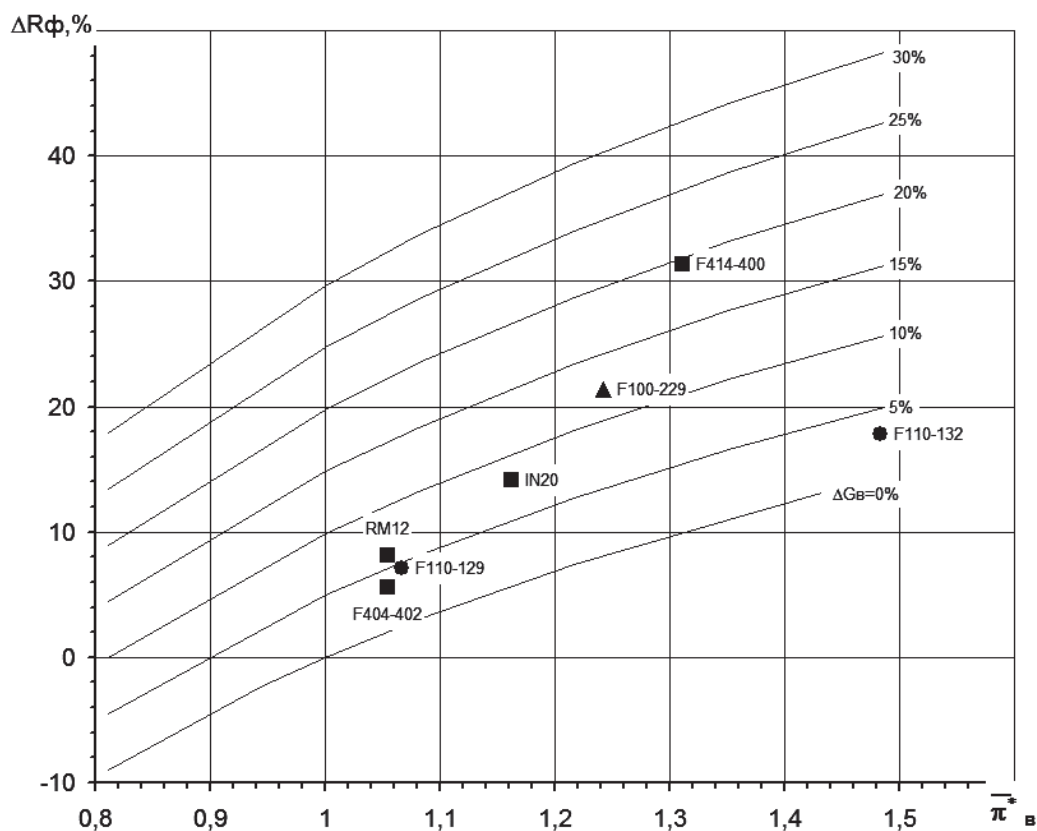


Рис. 2. Зависимость относительного изменения тяги R_ϕ от степени повышения давления и расхода воздуха на входе в вентилятор

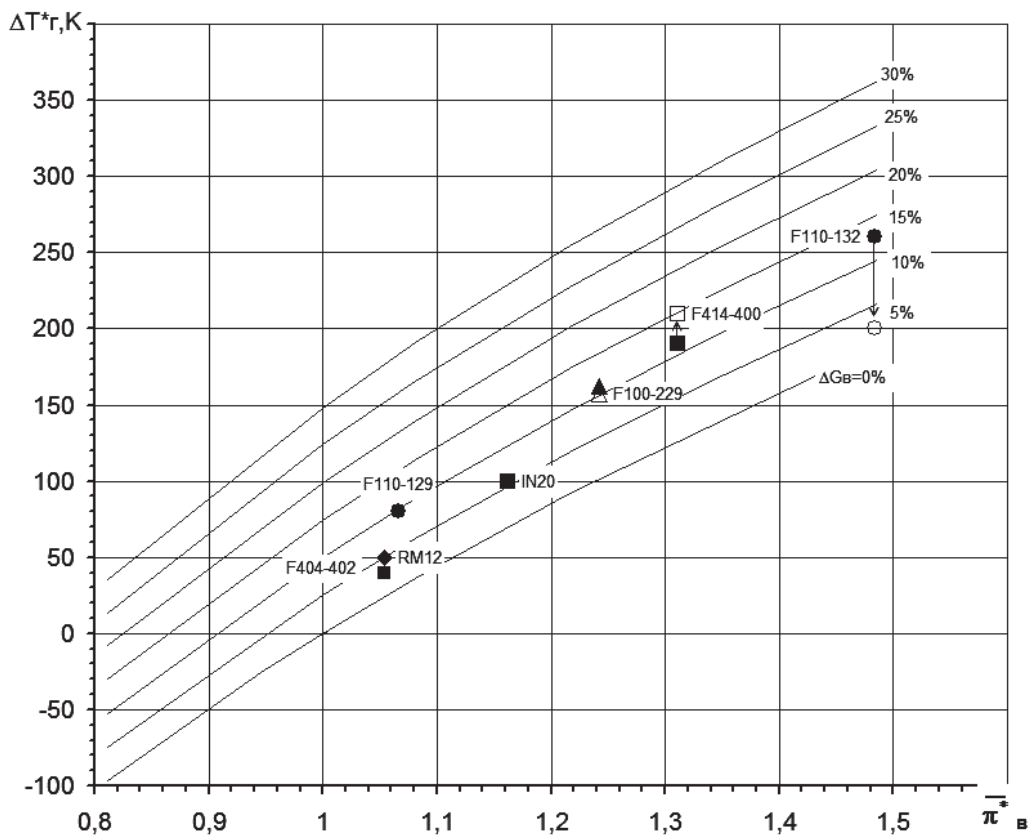


Рис. 3. Зависимость изменения температуры газа перед турбиной от степени повышения давления и расхода воздуха на входе в вентилятор

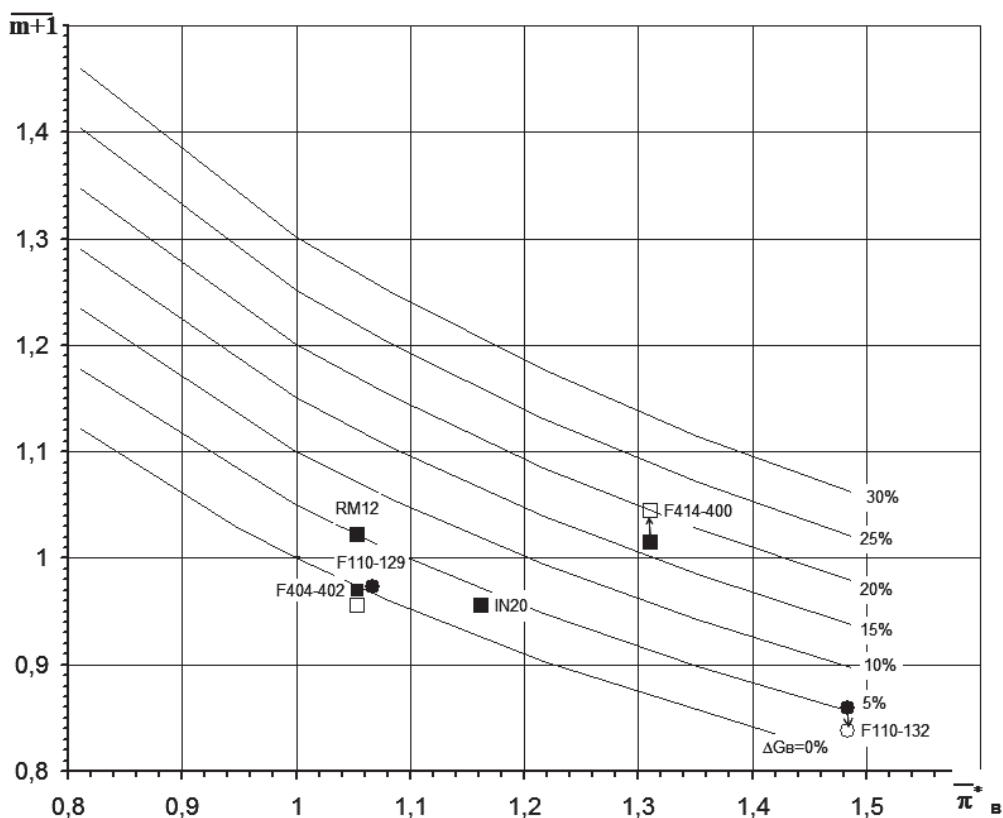


Рис. 4. Относительное изменение параметра двухконтурности при изменении степени повышения давления и расхода воздуха на входе в вентилятор

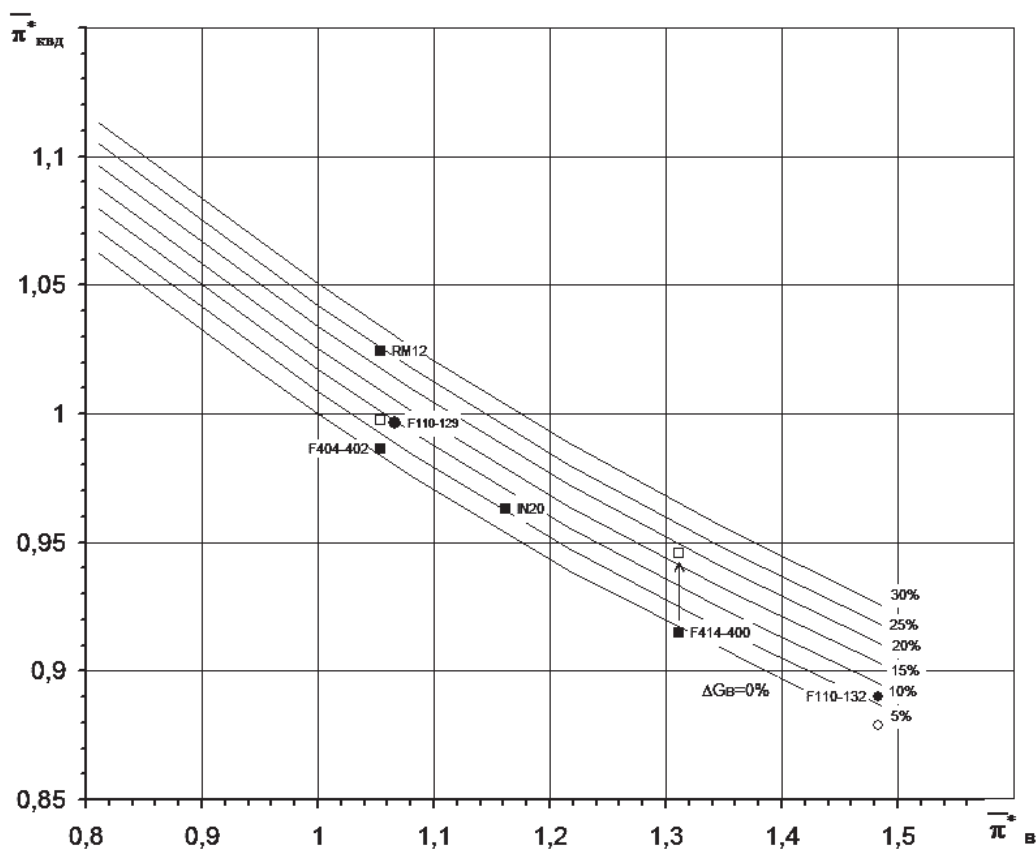


Рис. 5. Зависимость степени повышения давления в КВД от степени повышения давления и расхода воздуха на входе в вентилятор

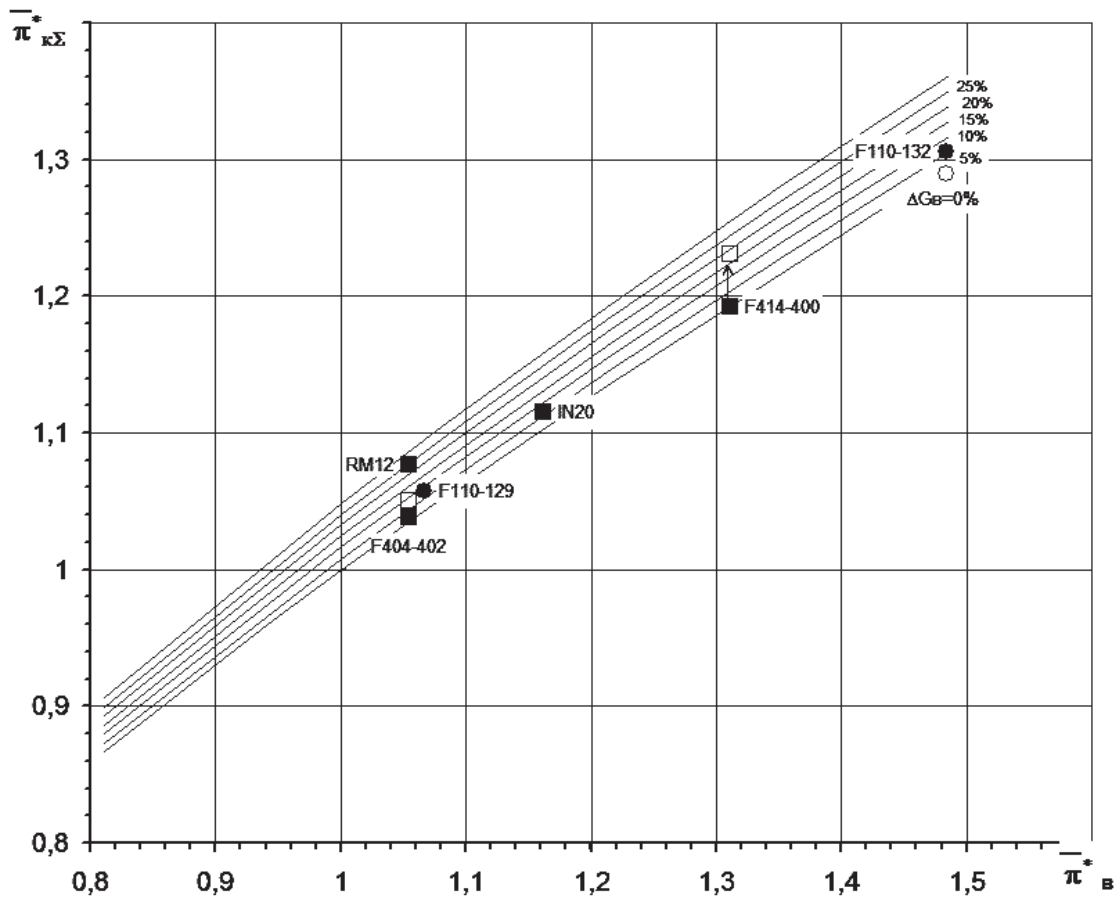


Рис. 6. Зависимость изменения суммарной степени повышения давления от степени повышения давления и расхода воздуха на входе в вентилятор

ТРДДФ, создаваемых на основе базового газогенератора, по известным значениям параметров предполагаемого для использования перспективного вентилятора.

Вместе с тем в ряде случаев при модернизации ТРДДФ бывает необходимо решить обратную задачу — определить параметры нового вентилятора, который следует установить на исходный базовый газогенератор для получения заданного значения взлетной тяги модернизированного двигателя, а также необходимое для обеспечения его работы увеличение уровня температуры газа перед турбиной.

На рис. 7 показана взаимосвязь изменения параметров нового вентилятора (расхода воздуха ΔG_b и степени повышения давления π_b^*), взлетной тяги ТРДДФ ΔR_ϕ и температуры газа перед турбиной ΔT_r^* . Так, из анализа представленной номограммы видно, что для повышения тяги на 10% при невозможности увеличения расхода воздуха через двигатель (например, вследствие огра-

ничения со стороны воздухозаборника) рост степени повышения давления в вентиляторе должен составить $\sim 30\%$, при этом необходимое повышение температуры газа перед турбиной — не менее 120...130 К. Однако, если резерв по пропускной способности воздухозаборника, который можно использовать, составит хотя бы 5%, аналогичное значение R_ϕ может быть получено при существенно меньшем увеличении напорности вентилятора ($\Delta \pi_b^* \approx 14\%$) и температуры газа перед турбиной (ΔT_r^* не более 85 К).

Применение полученных результатов для анализа параметров зарубежных ТРДДФ

На построенные по результатам параметрических расчетов зависимости (рис. 2—6) нанесены точки, соответствующие параметрам ряда зарубежных ТРДДФ, относящихся к линейке двигателей фирмы General Electric на базе F-404-GE-400 (обозначены квадратными маркерами), а также к некоторым вариантам ТРДДФ на базе F100-PW-100/200 фирмы Pratt & Whitney (треугольный

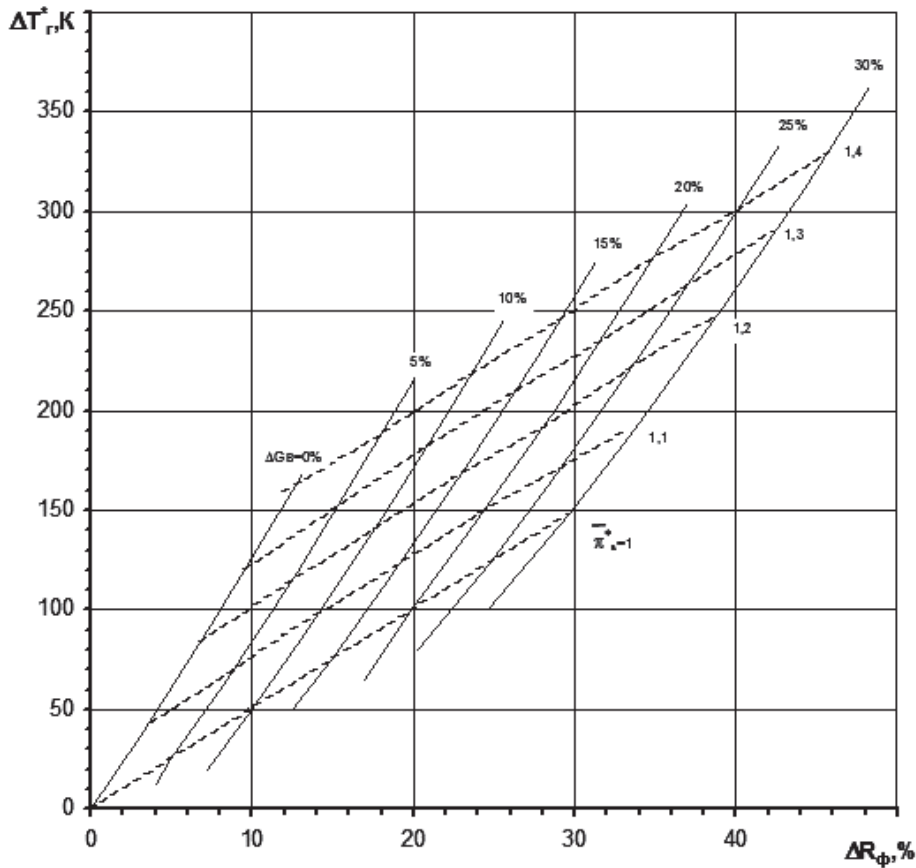


Рис. 7. Взаимосвязь изменения расхода воздуха ΔG_B и степени повышения давления в вентиляторе π_B^* , взлетной тяги ΔR_ϕ и температуры газа перед турбиной ΔT_r^*

маркер) и F110 General Electric (круглые маркеры)*.

Расположение точек на рис. 2 показывает вполне удовлетворительное совпадение известных данных ТРДДФ по основному параметру двигателя — его взлетной тяге $R_{\phi 0}$ — с полученными по приближенной оценке, что свидетельствует о возможности использования полученных зависимостей для оценки тяговых характеристик модернизированных двигателей, создаваемых на основе базового газогенератора.

Полученные по параметрической оценке значения повышения температуры газа (см. рис. 3), необходимого для «увязки» более мощного вентилятора с исходным газогенератором, а также значение параметра двухконтурности $m+1$ (см. рис. 4) вполне удовлетворительно согласуются с известными данными для всей линейки двигателей фирмы на базе F-404-GE-400.

Для демонстрации возможностей использования полученных номограмм (см. рис. 2—6) с целью анализа имеющейся в открытой печати ин-

формации по зарубежным двигателям представляет интерес более подробно рассмотреть линейку двигателей фирмы General Electric, созданных на базе ТРДДФ F-404-GE-400 (рис. 8).

Как сообщается в [13], при создании этого двигателя сразу планировалась дальнейшая разработка серии либо более мощных модификаций, либо модификаций с увеличенным ресурсом; именно поэтому сам двигатель изначально был выполнен несколько «переразмеренным» по входу (лобовая производительность G_F — не более 165 кг/с/м^2), вероятно для того, чтобы дальнейшие его модификации имели близкие габаритные размеры, что позволило бы обеспечить их взаимозаменяемость без изменения размеров «посадочного места» под двигатель на летательном аппарате.

В таблице приведены параметры рассматриваемых двигателей на взлетном режиме, полученные из различных открытых источников (ссылки даются в квадратных скобках рядом со значением параметра), а также — в круглых скобках — зна-

* Используемая информация по параметрам отмеченных двигателей взята из открытых источников [6-22].

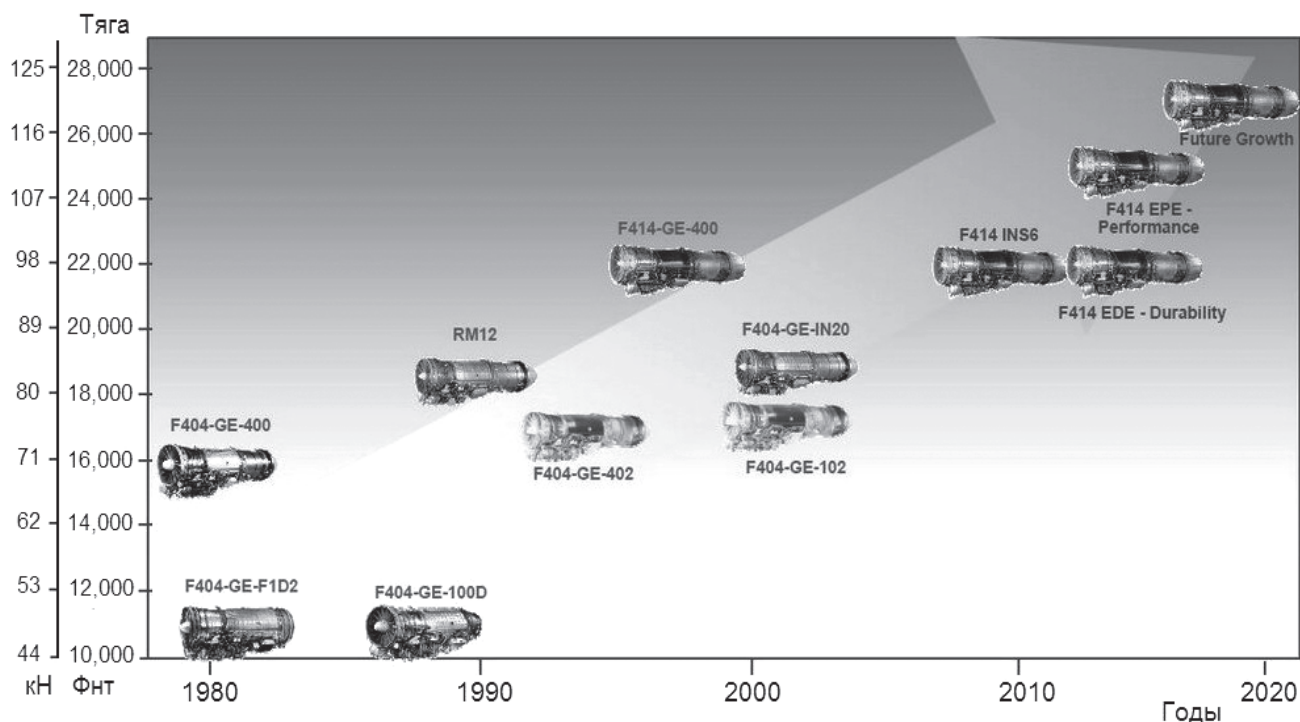


Рис. 8. Развитие двигателей семейства F404/414 фирмы General Electric

Параметры рассматриваемых двигателей на взлетном режиме, полученные из различных источников

Параметры	F404-GE-400	F404-GE -402; F404-GE -102	RM-12	IN20	F414-GE-400
$R_{взл,ф}, Т$	7,26 [7]	8,02 [21]	8,22 [7]	8,7[21]	9,98 [9]
$R_{взл,б/ф}, Т$	4,85 [7]	5,41 [21]	5,51 [21]		6,7 [9]
Год начала эксплуатации	1979		1996		1998
$\pi_{к\sigma 0}^*$	25 [7]	26 [21] (25,95)	26 [22]...27 [7] (26,07)	27[21]...28[7] (27,75)	30 [9] (30,88)
$T_{г0}^*, К$	1560	~1600 [7] (1595)	1700 [7] (1612)	1660[22] (1655)	1700...1750[22] (1770)
m_0	0,34 [7]	0,3 [21] (0,3)	0,28[16]...0,37[7] (0,38)	0,28 [7] (0,35)	0,4 [9] (0,355)
$D_{вх}, М$	0,790	0,790	0,790	0,790	~0,777 _{вент}
$G_{в0}, кг/с$	64,2 [7]	66 [21]	68[16]...69[22]	70 [21]	77,1 [7]
$\pi_{в0}^*$	3,7	3,9	4,05	4,2...4,3	4,85
$G_{в. пр. вых}, кг/с$	21,58	21,2	21,88	21,17	20,68
$Z_{в}+Z_{к}+Z_{ТВД}+Z_{ТНД}$	3+7÷1+1	3+7÷1+1	3+7÷1+1	3+7÷1+1	3+7÷1+1
$\gamma_{дв0}$	0,137	0,129	0,128	0,1236	~0,112
$R_{уд,ф0}, кг/(кг/с)$	113	121,5	121	124	129.4
Самолет	F/A-18	F/A-18C/D; Т-50/A-50 (Корея)	Gripen (Швеция)	LCA (Индия)	F/A-18E/F Super Hornet

чения взлетной тяги $R_{\text{ф}0}$, температуры газа перед турбиной $T_{\text{г}0}^*$, степени двухконтурности m_0 и суммарное значение степени повышения давления в компрессорах $\pi_{\text{к}\Sigma 0}^*$, полученные с использованием номограмм (рис. 2—6). Кроме того, в таблице представлены приведенные значения расхода воздуха на выходе из вентилятора $G_{\text{в. пр. вых}}$, характеризующие степень двухконтурности и габаритные размеры «завентиляторной» проточной части двигателя.

Из таблицы следует, что в результате почти двадцатилетней модернизации исходного двигателя F404-GE-400 удалось увеличить его тягу на ~35% за счет постановки значительно более мощного по степени повышения давления ($\delta\pi_{\text{в}}^* = 30\%$)

и производительности ($\delta G_{\text{в}} = 20\%$) вентилятора, соответствующего следующему, пятому, поколению двигателей, при практически неизменной газогенераторной части исходного двигателя.

При этом с ростом степени повышения давления в вентиляторе возросла и температура воздуха на входе в КВД (на ~8...9%), что при имеющихся прочностных ограничениях на частоту вращения ротора высокого давления неизбежно привело к снижению положения точки на характеристике КВД вдоль рабочей линии вниз ($\delta n_{\text{пр}} \approx -4\%$).

Это обстоятельство, в свою очередь, привело к снижению значения приведенного расхода воздуха на входе в КВД, некоторому росту степени двухконтурности (до 0,36...0,38) и дополнительному увеличению уровня температуры газа перед турбиной. Суммарно для рассмотренного случая повышение уровня температуры газа перед турбиной составило не менее 150 К, что, безусловно, потребовало коррекции системы охлаждения турбины и/или частичной замены материалов наиболее горячих ее частей.

В связи с незначительностью изменения от модификации к модификации величины приведенного расхода воздуха на выходе из вентилятора $G_{\text{в. пр. вых}}$ (рост составлял не более 1,5%) была возможность сохранить без существенных изменений размеры «завентиляторного» проточного тракта (канал наружного контура, камеру смешения, форсажную камеру, основные сечения реактивно-

го сопла). Это обстоятельство наряду с некоторой предварительной «переразмеренностью» по входу исходного двигателя F404-GE-400 позволило использовать эти модификации без существенного изменения размеров двигательного отсека на летательном аппарате.

На примере таблицы, составленной по данным открытых источников, видно, что целый ряд значений параметров двигателя имеет достаточно заметный разброс, что свидетельствует об определенных неточностях в тех или иных используемых материалах. Так, в качестве значения степени двухконтурности на взлетном режиме для двигателя RM-12 указывается достаточно большой диапазон значений от $m_0 = 0,28$ (например, [16]) до $m_0 = 0,37$ [7], причем меньшее значение упоминается чаще.

Применение представленной на рис. 4 номограммы показывает, что степень двухконтурности этого двигателя (в предположении о неизменности характеристики КВД) должна быть на уровне 0,38. Отмеченное в [16] значение $m_0 = 0,28$ одновременно с расходом воздуха через двигатель $G_{\text{в}} = 68$ кг/с предполагало бы значение степени повышения давления в вентиляторе $\pi_{\text{в}}^*$ не менее 4,4. Это соответствовало бы суммарному значению степени повышения давления не менее $\pi_{\text{к}\Sigma}^* = 30$ и примерно на 7% большему значению тяги двигателя, чем приведенное в том же источнике. С другой стороны, при более реальном значении степени повышения давления в вентиляторе $\pi_{\text{в}}^* = 3,9$ для обеспечения степени двухконтурности $m_0 = 0,28$ суммарный расход воздуха должен быть менее $G_{\text{в}} = 63$ кг/с, что соответствует рекордному для того времени значению удельной тяги $R_{\text{удф}0} = 130$ кг/(кг/с) и — согласно рис. 1 — полному отсутствию потерь в проточном тракте двигателя $\sigma_{\Sigma} = 1$.

Однако в связи с отмечаемым во многих источниках (например, в [7]) высоким запасом газодинамической устойчивости КВД исходного двигателя F404-GE-400 вполне возможно, что при создании на его основе модернизированного варианта RM12 были изменены углы установки направляющих аппаратов компрессора высокого

* Следует иметь в виду, что значения степени повышения давления в вентиляторе и температуры газа перед турбиной чаще всего в открытых источниках отсутствуют. В этом случае $\pi_{\text{в}0}^*$ можно определить по значению удельной тяги двигателя, например, используя зависимость на рис. 1, а значение $T_{\text{г}}^*$ определить исходя из предварительной увязки двигателя либо экспертно.

давления, что позволило несколько увеличить расход через газогенератор (по оценке, не более чем на 3...4%) без дополнительной раскрутки роторов двигателя. Это обстоятельство могло бы привести к некоторому уменьшению значения степени двухконтурности до $m_0 = 0,33...0,34$, однако температура газа перед турбиной была бы на ~40...50°K выше.

Выводы

Основная тенденция развития семейств ТРДДФ, в первую очередь, с целью повышения его тяговых характеристик связана с использованием на базовом газогенераторе перспективных вентиляторных модулей большей производительности и напорности. В связи с этим представляет значительный интерес оценка ожидаемых характеристик этих двигателей на самых ранних стадиях его рассмотрения.

Полученные в форме номограмм расчетные зависимости взлетной тяги, уровня температуры газа перед турбиной, степени двухконтурности, а также суммарного значения степени повышения давления в компрессорах и степени повышения давления в КВД от параметров нового вентилятора позволяют, с одной стороны, предварительно оценить возможные характеристики модернизированного двигателя, создаваемого на основе базового газогенератора, а с другой, при анализе тенденций развития зарубежных двигателей выявить ошибочные данные из большого набора имеющейся в открытой печати противоречивой информации.

Авторы благодарят к.т.н. С.М. Каленского и к.т.н. А.С. Дрыгина за ряд ценных советов и рекомендаций, высказанных при подготовке статьи.

Библиографический список

1. *Koff B.L.* F100-PW-229 Higher Thrust in Same Frame Size // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 1989. Vol. 111. No. 2, pp. 187-192. DOI: 10.1115/1.3240235
2. *Цховребов М.М.* Методология создания семейства ГТД на основе газогенератора базового двигателя // Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн.3. Авиационные двигатели. — М.: Машиностроение, 2010. С. 192-200.
3. *Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Кизеев И.С.* Оценка массовых показателей турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой на начальной стадии его проектирования // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 26-37.
4. *Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А.* Работы ведущих авиастроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор): Монография. — М.: Изд-во ЦИАМ, 2010. — 676 с.
5. *Эрохи Ю.А.* Моделирование двигателя и его узлов // Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн.3. Авиационные двигатели. — М.: Машиностроение, 2010. С. 341-353.
6. *Шустов И.Г.* (ред.). Авиационные двигатели: Справочник. — М.: Аэросфера, 2007. — 319 с.
7. *Соркин Л.И.* (ред.). Иностранные авиационные двигатели (по данным иностранной печати). — 11-е изд. — М.: ЦИАМ, 1987. — 320 с.
8. *Чикина К.Н.* Дополнение к справочнику «Иностранные авиационные двигатели» выпуска 1992 / Под ред. Л.И. Соркина. — М.: ЦИАМ, 1997. — 127 с.
9. *Соркин Л.И.* (ред.). Иностранные авиационные двигатели (по данным иностранной печати): Справочник — 13-е изд. — М.: Авиамир, 2000. — 534 с.
10. *Скибин В.А., Солонин В.И.* (ред.). Иностранные авиационные двигатели: Справочник. — М.: Авиамир, 2005. — 592 с.
11. *Клименко Л.А.* и др. Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные установки (по материалам зарубежных публикаций): Справочник. Вып. 15 / Отв. ред. Л.И. Соркин, В.К. Ведешкин, А.Н. Князев. — М.: ЦИАМ, 2010. — 413 с.
12. *FRAeS P.J.* IHS Jane's All the World's Aircraft: Development & Production 2012-2013. — Coulsdon, United Kingdom: IHS, 2012. — 1032 p.
13. F404 Turbofan Engines // GE Aviation. URL: <https://www.geaviation.com/military/engines/f404-engine>
14. *Bolin G.W., Field J., Kevin J.B., et al.* F414 today and growth potential for 21st century fighter mission challenges // Symposium on Air Breathing Engines, 1999. ISABE 99-7113.
15. *Daub W.J.* F404/RM12 — a key step in the F404 growth plans // AIAA/SAE/ASME 21st Joint Propulsion Conference (8-10 July 1985, Monterey, California). AIAA-85-1461. DOI: 10.2514/6.1985-1461
16. The RM12 Turbofan Engine. Volvo Flygmotor AB. 1985.
17. *Hosking E., Kenny D.P., McCormick R.I., Moustapha S.H., Sampath P., Smailys A.A.* The PW100 Engine: 20 Years of Gas Turbine Technology Evolution // RTO AVT Symposium on “Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines” (11-15 May 1998, Toulouse, France), pp. 4-5.
18. World Power Systems Briefing. Aero Gas Turbines. — Teal Group Corporation. 2015, 1042 p. URL: <https://shop.tealgroup.com/products/world-power-systems-briefing-aero-gas-turbines>
19. *Wadia A.R., James F.D.* F110-GE-129 EFE — Enhanced Power Through Low Risk Derivative Technology // ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air (8-11 May 2000, Munich, Germany). DOI: 10.1115/2000-GT-0578

20. Kandebo S.W. GE Developing Longer-Life F110 // Aviation Week and Space Technology. 1996, pp. 42-43.
21. Roux E. Turbofan and Turbojet Engines. Database Handbook. — France: Elodie ROUX, 2007. — 594 p.
22. Younossi O., Arena M.V., Moore R.M., Lorell M., Mason J., Graser J.C. Military Jet Engine Acquisition. Technology Basis and Cost-Estimating Methodology. — Rand Project Air Force, 2002. — 176 p.

ESTIMATED AND ANALYTICAL STUDY OF THE POSSIBILITY TO DEVELOP A BYPASS TURBOPROP WITH AFTERBURNING CHAMBER BASED ON BASELINE GAS GENERATOR

Ezrokhi Yu.A. *, Morzeeva T.A.

Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov,
CIAM, 2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia

* e-mail: yaezrokhi@ciam.ru

Abstract

Analysis of development of engines for any type of aircraft, including those with high maneuverability, reveals that all engine-building enterprises of a world level both domestic and foreign permanently perform intensive development of their engines modifications directed to improving their thrust and economic characteristics, as well as service life and reliability. The exigency for such modifications development is dictated by the necessity to support the aircraft efficiency during its life span. The main tendency for the BTAC family development is associated with employing on the basic gas generator new fans of higher productivity and pressure rate. As practice shows, such an approach may allow drastic thrust increase (more than 20%) of the upgraded engine with concurrent reduction of its specific weight. To perform evaluation, a bypass turbofan with afterburning chamber, which basic parameters are typical to multimode engine of a fourth generation maneuverable aircraft. It was believed that the upgraded engine was developed based on the basic gas generator by installing a new fan with the specified values of air consumption G_a and pressure ratio π_a^* .

The dependencies of the takeoff thrust, gas temperature level in front of the turbine, bypass ratio, as well as total value of pressure ratio in compressors and HPC on the new fan parameters were obtained by the results generalization of parametric computational studies. They allowed evaluate probable characteristics of the upgraded engine, being developed based on basic gas generator and a fan of

higher pressure rate and productivity. Representation of the obtained dependencies in the form of nomograms allow elucidate the most probable data while analyzing information available in the open press on parameters and characteristics of foreign engines, discarding erroneous values.

The results obtained in article allow also solving the problem often occurring while the engine modernization, i.e. define parameters of the new fan, which should be installed on the original basic gas generator to obtain a preset value of takeoff thrust of the upgraded engine, as well as temperature level increase at the turbine inlet necessary for its operation ensuring.

It was demonstrated in particular that for the thrust increase by 10% under impossibility to increase air consumption through the engine (for example due to the restriction from the air intake side) the pressure rate growth in the fan should be about 30%. The required temperature rise herewith should be no less than 120–130 K. However, if the throughput margin of the air intake, which can be employed, will be at least 5%, the similar engine thrust value can be obtained at significantly lower fan pressure ratio (of about 14%) and gas turbine inlet temperature (of no more than 85 K).

The capabilities of the obtained nomograms allowing revealing a set of data discrepancies on engines available in publicly-accessible information are demonstrated on the example of the afterburning turbofan parameters and characteristics analysis of General Electric engines family, developed on the basis of the F-404-GE-400 core.

Keywords: bypass turboprop with afterburning chamber (BTAC), baseline gas generator, engine modification, engine thrust, fan pressure ratio, air consumption, bypass ratio.

References

1. Koff B.L. F100-PW-229 Higher Thrust in Same Frame Size. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1989, vol. 111, no. 2, pp. 187-192. DOI: 10.1115/1.3240235
2. Tskhovrebov M.M. *Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. IV-21. Samolety i vertolety. Kn.3. Aviatsionnye dvigateli* (Mechanical engineering. Encyclopedia. Vol. IV-21. Planes and helicopters. Book 3. Aircraft engine), Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 192-200.
3. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Kizeev I.S. Double-flow turboprop with afterburner weight indices estimation at the initial stage of its design. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 26-37.
4. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushchikh aviastroitel'nykh kompanii v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigatelei <analiticheskii obzor>* (Works of leading aircraft companies on ensuring development of advanced aircraft engines <analytical review>), Moscow, TsIAM, 2010, 676 p.
5. Ezrokhi Yu.A. *Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. IV-21. Samolety i vertolety. Kn.3. Aviatsionnye dvigateli* (Mechanical engineering. Encyclopedia. Vol. IV-21. Planes and helicopters. Book 3. Aircraft engine), Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 341-353.
6. Shustov I.G. *Aviatsionnye dvigateli* (Aircraft engines), Moscow, Aerosfera, 2007, 319 p.
7. Sorkin L.I. (ed.). *Inostrannye aviatsionnye dvigateli <po dannym inostrannoi pechati>* (Foreign aircraft engines <according to foreign press>). 11th ed. Moscow, TsIAM, 1987, 320 p.
8. Chikina K.N. *Dopolnenie k spravochniku "Inostrannye aviatsionnye dvigateli" vypuska 1992* (Supplement to the Handbook "Foreign aircraft engines" extract 1992), Moscow, TsIAM, 1997, 127 p.
9. Sorkin L.I. (ed.). *Inostrannye aviatsionnye dvigateli <Po dannym inostrannoi pechati>* (Foreign aircraft engines <according to foreign press>), 13th ed. Moscow, Aviamir, 2000, 534 p.
10. Skibin V.A., Solonin V.I. (ed.). *Inostrannye aviatsionnye dvigateli* (Foreign aircraft engines), Moscow, Aviamir, 2005, 592 p.
11. Klimenko L.A. et al. *Inostrannye aviatsionnye dvigateli i gazoturbinnye ustanovki <po materialam zarubezhnykh publikatsii>* (Foreign aircraft engines and gas turbine plants <based on foreign publications>). Moscow, TsIAM, 2010, issue 15, 413 p.
12. FRAeS P.J. *IHS Jane's All the World's Aircraft: Development & Production 2012-2013*. Coulsdon, United Kingdom, IHS, 2012, 1032 p.
13. F404 Turbofan Engines. *GE Aviation*. URL: <https://www.geaviation.com/military/engines/f404-engine>
14. Bolin G.W., Field J., Kevin J.B., et al. F414 today and growth potential for 21st century fighter mission challenges. *Symposium on Air Breathing Engines*, 1999. ISABE 99-7113.
15. Daub W.J. F404/RM12 – a key step in the F404 growth plans. *AIAA/SAE/ASME 21st Joint Propulsion Conference (8-10 July 1985, Monterey, California)*. AIAA-85-1461. DOI: 10.2514/6.1985-1461
16. *The RM12 Turbofan Engine. Volvo Flygmotor AB*. 1985.
17. Hosking E., Kenny D.P., McCormick R.I., Moustapha S.H., Sampath P., Smailys A.A. The PW100 Engine: 20 Years of Gas Turbine Technology Evolution. *RTO AVT Symposium on "Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines" (11-15 May 1998, Toulouse, France)*, pp. 4-5.
18. *World Power Systems Briefing. Aero Gas Turbines*. Teal Group Corporation. 2015, 1042 p. URL: <https://shop.tealgroup.com/products/world-power-systems-briefing-aero-gas-turbines>
19. Wadia A.R., James F.D. F110-GE-129 EFE – Enhanced Power Through Low Risk Derivative Technology. *ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air (8-11 May 2000, Munich, Germany)*. DOI: 10.1115/2000-GT-0578
20. Kandebo S.W. GE Developing Longer-Life F110. *Aviation Week and Space Technology*, 1996, pp. 42-43.
21. Roux E. *Turbofan and Turbojet Engines. Database Handbook*. France, Elodie ROUX, 2007, 594 p.
22. Younossi O., Arena M.V., Moore R.M., Lorell M., Mason J., Graser J.C. *Military Jet Engine Acquisition. Technology Basis and Cost-Estimating Methodology*. Rand Project Air Force, 2002, 176 p.