

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ХАРАКТЕРИСТИК ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ОБЩЕЙ ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ

Эзрохи Ю.А.* , Фокин Д.Б.** , Нягин П.В.

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

**e-mail: yaezrokhi@ciam.ru*

*** e-mail: NikOf@ciam.ru*

Статья поступила в редакцию 07.02.2020

Рассмотрены методические подходы для математического моделирования рабочего процесса двухконтурных турбореактивных двигателей с общей форсажной камерой (ТРДДФ) и малой степенью двухконтурности (не более 0,5...0,6). Проанализированы возможные особенности рабочего процесса ТРДДФ в форсажной камере без специальных смесительных устройств. Разработана и интегрирована в математическую модель двигателя (ММД) модель двухэтапного подмешивания воздуха второго контура в основной поток рабочего тела, поступающий в форсажную камеру. На примере анализа технического облика типового ТРДДФ 5-го поколения F119-PW-100 продемонстрировано применение усовершенствованной ММД для определения его основных параметров и характеристик. С помощью известных методов расчета летно-технических характеристик (ЛТХ) многорежимного летательного аппарата показано влияние учета особенностей работы форсажной камеры сгорания F119-PW-100 на область возможных полетов F-22A Raptor с этими двигателями.

Ключевые слова: двухконтурный турбореактивный двигатель, математическое моделирование, форсажная камера, высотно-скоростные характеристики, тяга двигателя, летно-технические характеристики.

Введение

Как известно, двухконтурные турбореактивные двигатели с общей форсажной камерой (ТРДДФ) являются основными двигателями, применяемыми в силовых установках (СУ) маневренных летательных аппаратов (ЛА) как в нашей стране, так и за рубежом. В последнее время наибольшее распространение получили ТРДДФ с достаточно низкими значениями степени двухконтурности (не более 0,3...0,5), что накладывает определенный отпечаток на схему организации смешения и горения в форсажной камере сгорания (ФКС) этих двигателей. Так, например, в ряде ТРДДФ, в основном разработанных в фирме Pratt & Whitney (TF30 и F100 всех модификаций, PW1120, PW1129, F119, F135 и других) [1–3], форсажная камера не содержит специального устройства для предварительного смешения потоков рабочего тела, поступающего из первого (внутреннего) и второго (наружного) контура этих двухконтурных двигателей. Это обстоятельство может

привести к тому, что в форсажной камере ТРДДФ даже на режиме полного форсирования определенная часть воздуха второго контура не будет подмешиваться к основному потоку и участвовать в процессе горения, поступая под экран форсажной камеры. Затем этот поток, подмешавшись к газу на выходе из ФКС, выпускается непосредственно в реактивное сопло. В этом случае на выходе из форсажной камеры реализуются интегрально более высокие значения суммарного коэффициента избытка воздуха ($\alpha_{\Sigma} \geq 1,2...1,3$), что в итоге может заметно снизить степень форсирования двигателя на этих режимах. Следует отметить, что в связи с особенностями взаимодействия узлов ТРДДФ в системе двигателя доля не участвовавшего в процессе горения воздуха на различных режимах работы двигателя может изменяться в довольно заметных пределах. Погрешность в оценке этой величины в конечном итоге может привести к ошибкам в определении основ-

ных параметров ТРДДФ — его тяги и удельного расхода топлива.

В настоящее время для расчетной оценки параметров и характеристик авиационных ГТД широко применяются поузловые математические модели двигателя (ММД), условно относящиеся к первому уровню, составные элементы которых представлены на уровне их интегральных характеристик. В этих ММД процесс смешения обычно моделируется идеализированно, предполагая полное перемешивание потоков обоих контуров в условном цилиндрическом канале с учетом сохранения расхода, энергии и импульса, а также равенства статических давлений в сечении смешения, а подвод тепла в форсажной камере сгорания моделируется уравнением теплового баланса с заданными значениями коэффициента избытка воздуха на выходе α_2 и полноты сгорания топлива η_{ϕ} [4].

Использование такого подхода в случае, когда переменная от режима к режиму часть воздуха второго контура не участвует в процессе горения, не позволит адекватно моделировать рабочий процесс в ФКС и тем самым оценивать параметры ТРДДФ с достаточной степенью точности. В связи с этим необходима модернизация ММД с целью включения в нее специально разработанной модели смесительно-форсажной камеры сгорания с поэтапным подмешиванием воздуха второго контура.

Описание модели смесительно-форсажной камеры сгорания с поэтапным смешением потоков

При моделировании смесительно-форсажной камеры принимается следующая схема двухэтап-

ного последовательного подмешивания воздуха второго контура к газу основного (внутреннего) контура (рис. 1). На первом этапе в смешении участвует весь газ внутреннего контура G_I и часть воздуха второго контура G_{II_1} . На втором этапе к газу на выходе из форсажной камеры подмешивается остальной расход воздуха, прошедший по подэкранным каналу G_{II_2} . При этом на каждом из этапов смешения предполагается равенство статических давлений в сечении смешения, а также выполнение условий сохранения массы, энергии и импульса для смешивающихся потоков, характерное для условного полного перемешивания в условном цилиндрическом канале.

Исходными параметрами при расчете смесителя и ФКС являются параметры воздуха на выходе из канала второго контура (расход воздуха G_{II} и параметры торможения: температура T_{II}^* , давление p_{II}^* и энтальпия i_{II}^*), параметры газа на выходе из турбины (расход газа G_I и параметры торможения: температура T_I^* , давление p_I^* и энтальпия i_I^*), а также относительный расход воздуха из канала второго контура, поступающего в смеситель

$$\bar{G}_{II_1} = \frac{G_{II_1}}{G_{II}}$$

Результатом расчета параметров рабочего тела в тракте смесительно-форсажной камеры являются значения расхода рабочего тела (воздуха и газа), его температуры, энтальпии и давления в рассматриваемых сечениях (см. рис. 1).

Основные этапы расчета:

- для заданного значения \bar{G}_{II_1} определяются значения расхода воздуха на входе в смеситель G_{II_1} и в подэкранный канал G_{II_2} :

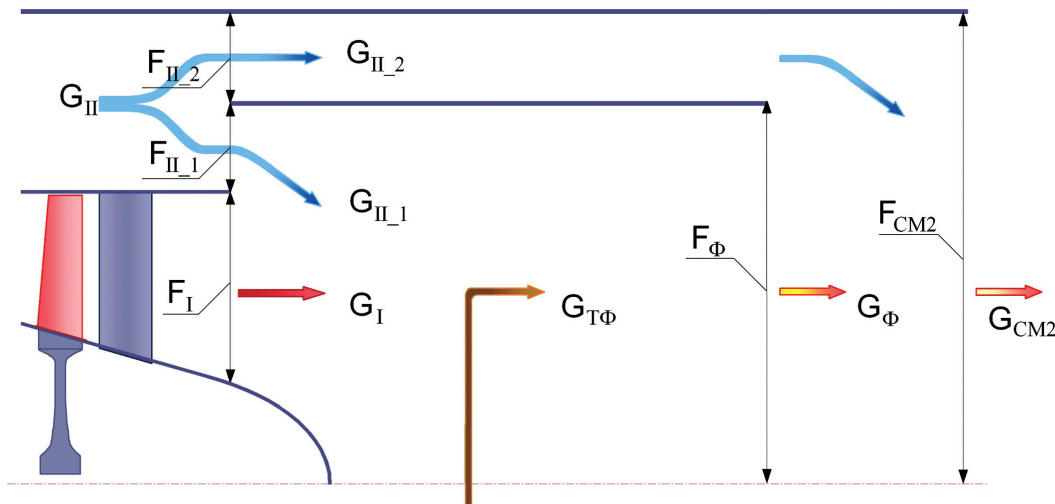


Рис. 1. Расчетная схема рабочего процесса в смесительно-форсажной камере

$$G_{II-1} = \bar{G}_{II-1} \cdot G_{II};$$

$$G_{II-2} = G_{II} - G_{II-1};$$

• из уравнения расхода определяются плотность тока и приведенная скорость в этих сечениях с использованием функции f , обратной газодинамической функции $q(\lambda)$:

$$q(\lambda_{II-1}) = \frac{G_{II-1} \sqrt{R_{II} T_{II}^*}}{m(k_{II}) p_{II}^* F_{II-1}};$$

$$\lambda_{II-1} = f\{q(\lambda_{II-1}), k_{II}\};$$

$$q(\lambda_{II-2}) = \frac{G_{II-2} \sqrt{R_{II} T_{II}^*}}{m(k_{II}) p_{II}^* F_{II-2}};$$

$$\lambda_{II-2} = f\{q(\lambda_{II-2}), k_{II}\},$$

где F_{II-1} и F_{II-2} — площадь соответствующих сечений;

k_{II} — показатель адиабаты воздуха на выходе из канала второго контура;

• из совместного решения уравнений сохранения расхода, энергии и импульса (последнее — через газодинамическую функцию $z(\lambda)$) определяются параметры рабочего тела после первого этапа смешения

$$G_{cm1} = G_{II-1} + G_I;$$

$$i_{cm1}^* = \frac{G_{II-1} i_{II}^* + G_I i_I^*}{G_{cm1}};$$

$$T_{cm1}^* = T(i_{cm1}^*);$$

$$z(\lambda_{cm1}) = \frac{G_{II-1}}{G_{cm1}} \sqrt{\frac{(k_{II} + 1)}{k_{II}} \frac{k_{cm1}}{(k_{cm1} + 1)} \frac{R_{II} T_{II}^*}{R_{cm1} T_{cm1}^*}} z(\lambda_{II-1}) +$$

$$+ \frac{G_I}{G_{cm1}} \sqrt{\frac{(k_I + 1)}{k_I} \frac{k_{cm1}}{(k_{cm1} + 1)} \frac{R_I T_I^*}{R_{cm1} T_{cm1}^*}} z(\lambda_I);$$

$$\lambda_{cm1} = z(\lambda_{cm1}) - \sqrt{[z(\lambda_{cm1})]^2 - 1};$$

$$P_{cm1}^* = \frac{G_{cm1} \sqrt{R_{cm1} T_{cm1}^*}}{m(k_{cm1}) q(\lambda_{cm1}) F_{cm1}};$$

• рассчитываются потери полного давления в форсажной камере без учета «тепловых» потерь по ее гидравлической характеристике $\sigma_{гидр} = f(\lambda_{cm1})$;

• на форсажном режиме работы двигателя из условия сохранения импульса вдоль цилиндрической ФКС определяется полное давление

$$G_{\Phi} = G_{cm1} + G_{тф};$$

$$z(\lambda_{\Phi}) = \frac{G_{cm1}}{G_{\Phi}} \sqrt{\frac{(k_{cm1} + 1)}{k_{cm1}} \frac{k_{\Phi}}{(k_{\Phi} + 1)} \frac{R_{cm1} T_{cm1}^*}{R_{\Phi} T_{\Phi}^*}} z(\lambda_{cm1});$$

$$\lambda_{\Phi} = z(\lambda_{\Phi}) - \sqrt{[z(\lambda_{\Phi})]^2 - 1};$$

$$P_{\Phi}^* = \frac{G_{\Phi} \sqrt{R_{\Phi} T_{\Phi}^*}}{m(k_{\Phi}) q(\lambda_{\Phi}) F_{\Phi}};$$

• рассчитываются потери полного давления в подэкранном канале по его гидравлической характеристике $\sigma_{кан} = f(\lambda_{II-1})$;

• из совместного решения уравнений сохранения расхода, энергии и импульса определяются параметры рабочего тела после второго этапа смешения

$$G_{cm2} = G_{II-2} + G_{\Phi};$$

$$i_{cm2}^* = \frac{G_{II-2} i_{II-2}^* + G_{\Phi} i_{\Phi}^*}{G_{cm2}};$$

$$T_{cm2}^* = T(i_{cm2}^*);$$

$$z(\lambda_{cm2}) = \frac{G_{II-2}}{G_{cm2}} \sqrt{\frac{k_{II-2} + 1}{k_{II-2}} \frac{k_{cm2}}{k_{cm2} + 1} \frac{R_{II-acc} T_{II-2}^*}{R_{cm2} T_{cm2}^*}} z(\lambda_{II-2}) +$$

$$+ \frac{G_{\Phi}}{G_{cm2}} \sqrt{\frac{k_{\Phi} + 1}{k_{\Phi}} \frac{k_{cm2}}{k_{cm2} + 1} \frac{R_{\Phi} T_{\Phi}^*}{R_{cm2} T_{cm2}^*}} z(\lambda_{\Phi});$$

$$\lambda_{cm2} = z(\lambda_{cm2}) - \sqrt{[z(\lambda_{cm2})]^2 - 1};$$

$$P_{cm2}^* = \frac{G_{cm2} \sqrt{R_{cm2} T_{cm2}^*}}{m(k_{cm2}) q(\lambda_{cm2}) F_{cm2}}.$$

Уравнение теплового баланса для форсажной камеры сгорания имеет вид:

$$G_{cm1} i_{cm1}^* + G_{тф} (Hu\eta_{\phi} + i_{т0}) = G_{\phi} i_{\phi}^*,$$

где G_{cm1} — расход газа на входе в ФКС;

i_{cm1}^* — энтальпия газа на входе в ФКС;

$G_{тф}$ — расход топлива в ФКС;

$Hu, i_{т0}$ — низшая теплотворная способность и начальная энтальпия топлива соответственно;

G_{ϕ} — расход газа на выходе из ФКС ($G_{\phi} = G_{cm1} + G_{тф}$);

i_{ϕ}^* — энтальпия газа на выходе из ФКС.

Исходя из этого соотношения, а также принимая во внимание, что $\frac{G_{cm1} - G_{т}}{G_{тф} + G_{т}} = \alpha_{\Sigma} L_0$, откуда

$G_{тф} = \frac{G_{cm1} - G_{т}}{\alpha_{\Sigma} L_0} - G_{т}$, определяется энтальпия и температура газа на выходе из форсажной камеры:

$$i_{\phi}^* = \frac{\alpha_{\Sigma} L_0 G_{cm1} i_{cm1}^* + [G_{cm1} - (\alpha_{\Sigma} L_0 + 1)G_{т}](Hu\eta_{\phi} + i_{т0})}{G_{cm1} - G_{т}};$$

$$T_{\phi}^* = T(i_{\phi}^*),$$

где L_0 — стехиометрическое отношение;

α_{Σ} — суммарное значение коэффициента избытка воздуха на выходе из ФКС;

$G_{т}$ — расход топлива в основной камере сгорания;

η_{ϕ} — полнота сгорания топлива в ФКС.

Применение ММД для оценки параметров ТРДДФ Pratt & Whitney F119-PW-100

Анализ основных параметров и характеристик наиболее передовых образцов иностранной авиационной техники является актуальной задачей, позволяет отслеживать применяемые новые перспективные технические решения [5], а также проводить сравнительную оценку как отечественных разработок, так и разработок зарубежных авиационных компаний [6–8].

Одним из таких примеров является двухконтурный турбореактивный двигатель без специального смесительного устройства на входе в форсажную камеру F119-PW-100 (рис. 2) [9], устанавливаемый на многорежимный ЛА F-22A Raptor.

К особенностям его конструкции можно отнести [5]:

- применение технологии «блиск» в компрессорах высокого и низкого давления;
- противовращение роторов, позволяющее значительно уменьшить газодинамические потери в узле турбины и повысить ее КПД за счет снижения поворота потока между ступенями турбины;
- щеточные уплотнения;
- плоское интегрированное с планером самолета реактивное сопло с отклонением вектора тяги;
- САУ FADEC с двойным резервированием, интегрированная с системой управления самолета.

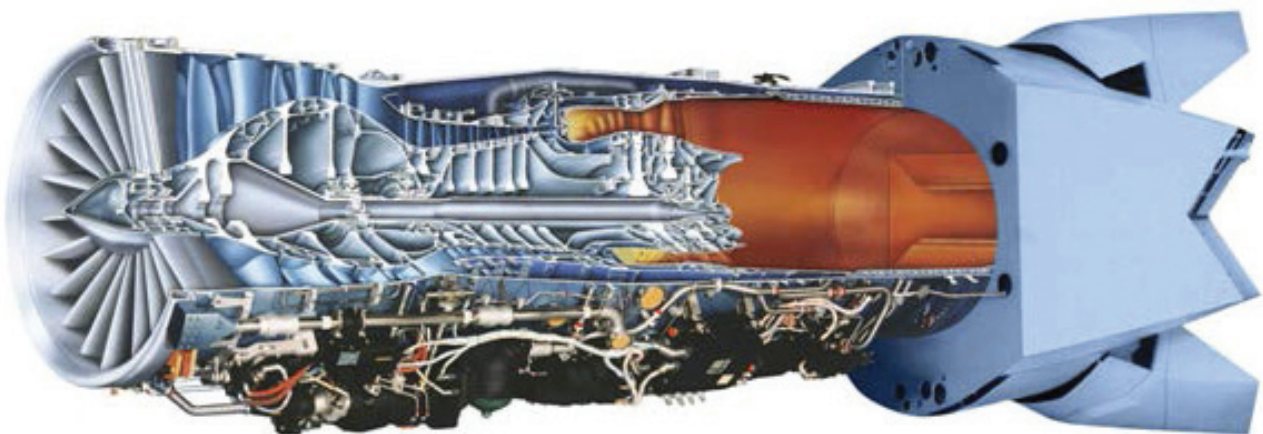


Рис. 2. ТРДДФ Pratt & Whitney F119-PW-100

Большинство публикуемых сообщений об этом двигателе в открытых источниках в основном ограничиваются заявлениями общего характера о применяемых в его конструкции новых технологиях. Немногочисленные технические характеристики, содержащиеся в публикациях, зачастую несогласованны и противоречивы.

Рассмотрение опубликованных данных по ТРДДФ Pratt & Whitney F119-PW-100 [1, 10–18] показывает достаточно широкий диапазон вариации основных параметров на режимах полного форсирования в земных условиях. Так, тяга двигателя на этом режиме составляет 35000...40000 фунтов (15875...18140 кгс), степень двухконтурности $m = 0,2...0,45$, степень повышения давления в компрессорах $\pi_{к\Sigma}^* = 28...35$ (табл. 1). С другой стороны, значения ряда параметров в различных источниках достаточно стабильны. Так, практически во всех источниках максимальный уровень температуры газа перед турбиной (а точнее, перед рабочим колесом турбины высокого давления) T_r^* определен как 3000 °F (1922 К), а тяга двигателя в условиях взлета на максимальном режиме (без включения форсажной камеры) ~ 25500...26000 фунтов (11520...11790 кгс).

Предварительный анализ имеющегося разброса параметров рассматриваемого F119-PW-100 (в первую очередь, по величине взлетной тяги) дает основание предполагать, что эти параметры могут относиться к различным режимам работы двигателя, причем как по турбокомпрессорной час-

ти, так и по форсажному контуру. Рассмотрим по отдельности каждый из этих возможных вариантов.

Снижение режима работы двигателя за счет дросселирования его турбокомпрессора

Ниже описаны подходы к анализу возможных параметров и характеристик ТРДДФ F119-PW-100, предложенные М.М. Цховребовым [8] и сводящиеся к следующему.

Предполагалось, что наибольшее значение тяги двигателя в условиях взлета 40000 фунтов (18140 кгс) соответствует некоторому максимально форсированному режиму работы турбокомпрессора, который определяется потенциальным уровнем параметров ТРДДФ 5-го поколения (значением удельной тяги $R_{уд\phi}$ на уровне 130 кгс/(кг/с), степени повышения давления в вентиляторе π_v^* не менее 4,8, температуры газа перед турбиной T_r^* не менее 1850 К, а с учетом «температурной раскрутки» в полете — 1950 К). При этом также предполагалось, что рабочий процесс в ФКС соответствует сгоранию однородного полностью перемешенного потока обоих контуров при значении коэффициента избытка воздуха $\alpha_\Sigma = 1,12$. Возможное снижение режима турбокомпрессора при сохранении полного форсирования в форсажном контуре может быть объяснено желанием реализовать некий «шадящий» взлетный режим с целью сбережения ресурса при условии, что сниженно-

Таблица 1

Параметры ТРДДФ F119-PW-100, отмеченные в открытой печати

Параметры	Источник информации									
	[9]	[10]	[11]	[12]	[13]	[14]	[15]	[16]	[17]	[18]
$R_{\phi \max}$, тс	15,9... 17	17,14	18,16	18,16		15,88	17,14	15,88	15,88	17,13
$C_{R\phi}$, кг/кгсч	1,943			1,943						
R_{\max} , тс		11,52	11,79	11,79			11,52			11,52
$\pi_{к\Sigma}^*$	~32	~35			26		35		35	
$T_{r \max}^*$, К					1922					
m	~0,45	~0,3	0,2	0,5			0,3		0,45	
$D_{дв}$, м	~0,9 ^{*)}								1,143	
$M_{дв}$, кг	~1600				1770				1360	
Длина, м				4,8					4,826	
*) - диаметр вентилятора.										

го уровня тяги будет вполне достаточно для осуществления нормального взлета самолета.

В качестве параметров «завязки» на взлетном режиме при полном форсировании ($M = 0$, $H = 0$, $\sigma_{вх} = 1$) может быть принят условно «максимальный» режим работы двигателя, соответствующий тяге на бесфорсажном режиме $R_0 = 11,79$ тс [11, 12], а другие режимы работы двигателя («форсированный» режим, соответствующий тяге $R_{\phi 0} = 18,16$ тс, и «пониженный» — с $R_{\phi 0} = 15,9$ тс) могут быть получены за счет изменения подачи топлива в основную камеру сгорания (ОКС) при сохранении полного форсирования в ФКС ($\alpha_{\Sigma} = 1,12$). В табл. 2 представлены результаты соответствующих расчетных оценок, проведенных с помощью ММД, основные подходы к разработке которой описаны в [4]. Значения показателей совершенства узлов и систем двигателя приняты на уровне, характерном для ТРДДФ 5-го поколения.

Из данных таблицы следует, что описанный выше подход позволяет охватить практически весь диапазон параметров, опубликованных в рассматриваемых источниках (см. табл. 1). Так, при диапазоне изменения взлетной тяги от $R_{\phi 0} = 15,9$ тс до $R_{\phi 0} = 18,1$ тс суммарное значение степени повышения давления в компрессорах $\pi_{к\Sigma}^* = 28...33,2$, степень двухконтурности $m = 0,27...0,32$, степень повышения давления в вентиляторе $\pi_{в}^* = 4,3...4,8$.

Снижение режима работы двигателя за счет уменьшения степени его форсирования

В табл. 3 представлены возможные параметры рассматриваемого двигателя при различных значениях доли воздуха второго контура, которая в обход ФКС поступает в реактивное сопло, $\Delta G_{II_2\phi/\phi}$ от 0 до 100%, при неизменном режиме работы турбокомпрессора, соответствующем «максимальному» режиму по табл. 2, на бесфорсажном режиме и режиме полного форсажа при значении коэффициента избытка воздуха в зоне горения ФКС $\alpha_{\phi к} = 1,12$.

Из анализа данных табл. 3 видно, что по мере увеличения доли расхода воздуха второго контура, который не участвует в процессе горения в форсажной камере $\Delta G_{II_2\phi}$, величина тяги двигателя R_{ϕ} постоянно снижается и соответствует отмечаемому в зарубежных источниках [10–18] диапазону.

Анализ особенностей конструкции затурбинной проточной части ТРДДФ F119-PW-100 показал, что во взлетных условиях ($M = 0$, $H = 0$) при выключенной ФКС доля расхода воздуха второго контура, которая не подмешивается к основному потоку первого контура, а поступает в подэкранный пространство с характерным уровнем скоростей на входе $\lambda_{вх II_2} = 0,1...0,12$, может составить ~30%. При включенной форсажной камере

Таблица 2

Параметры рассматриваемого двигателя в условиях взлета на режимах полного форсирования при $\alpha_{\Sigma} = 1,12$

Параметры	Режимы (условно)		
	«Форсированный»	«Максимальный»	«Пониженный»
R_{ϕ} , тс	18,14	17,26	15,9
$C_{г \phi}$, кг/(кгс·ч)	1,669	1,699	1,753
$R_{ул \phi}$, кгс/(кг/с)	129,0	126,7	122,9
R_0 , тс	12,53	11,79	10,65
$\Delta n_{пр в}$, %	+2,0	0	-3,1
$G_{в}$, кг/с	143,5	136,2	129,5
$\Delta n_{пр квд}$, %	+0,4	0	-0,6
$\pi_{в}^*$	4,82	4,62	4,31
$\pi_{к\Sigma}^*$	33,2	31,6	28,8
m	0,274	0,29	0,315
$T_{г}^*$, К	1865	1825	1763

Таблица 3

Изменение параметров рассматриваемого двигателя при различных перепусках воздуха из второго контура за ФКС

Параметры	Относительный расход воздуха, перепускаемого из второго контура						
	0	20	30	40	60	80	100
$\Delta G_{II,2}, \%$	0	20	30	40	60	80	100
$\Delta G_{II,2\Phi}, \%$	0	25,5	37,8	49,8	73,1	94,4	100
$\alpha_{инт}$	1,12	1,172	1,2	1,230	1,293	1,363	1,441
$R_{\Phi}, тс$	17,26	16,98	16,83	16,68	16,38	16,07	15,75
$C_{R\Phi}, кг/(кгс\cdot ч)$	1,699	1,651	1,626	1,601	1,551	1,50	1,447
$R_{уд\Phi}, кгс/(кг/с)$	126,7	124,6	123,6	122,5	120,3	118,0	115,6
$R_0, тс$	11,79						
$G_B, кг/с$	136,2						
π_B^*	4,62						
$\pi_{к\sigma}^*$	31,6						
m	0,29						
$T_{\Gamma}^*, К$	1825						

ре на данном режиме вследствие перераспределения давлений в затурбинном тракте двигателя эта величина возрастает до $\sim 38\%$, что (при значении коэффициента избытка воздуха в зоне горения основного потока ФКС $\alpha_{\Phi КС} = 1,12$) соответствует интегральному значению коэффициента избыт-

ка воздуха $\alpha_{\Sigma} = 1,224$. В табл. 4 представлены возможные параметры рассматриваемого двигателя при этом значении коэффициента избытка воздуха в ФКС и различной степени дросселирования турбокомпрессора.

Таблица 4

Параметры рассматриваемого двигателя в условиях взлета на режимах полного форсирования при $\alpha_{\Sigma} = 1,224$

Параметры	Режимы			
	1,224			
$R_{\Phi}, тс$	15,89	16,71	17,52	18,14
$C_{R\Phi}, кг/кгс\cdot ч$	1,637	1,606	1,578	1,556
$R_{уд\Phi}, кгс/(кг/с)$	120,4	122,7	124,9	126,6
$R_0, тс$	11,07	11,79	12,53	13,13
$\Delta n_{пр\ B}, \%$	-2,0	0	+2,0	+3,7
$G_B, кг/с$	132,0	136,2	140,3	143,5
$\Delta n_{пр\ к\ в\ л}, \%$	-0,4	0	+0,4	+0,7
π_B^*	4,42	4,62	4,82	4,98
$\pi_{к\sigma}^*$	29,8	31,6	33,2	34,7
m	0,305	0,29	0,274	0,261
$T_{\Gamma}^*, К$	1786	1825	1865	1898

Из таблицы видно, что диапазон значений тяги F119-PW-100 в условиях взлета $R_{\text{ф}} \approx 15,89 \dots 18,14$ тс, приведенный в [10–18], может быть получен при изменении режима работы турбокомпрессорной части этого двигателя при значениях температуры газа перед турбиной от 1786 до 1898 К.

Однако такого рода подход к оценке влияния неполного подмешивания воздуха второго контура в основной поток газа достаточно условный и не учитывает изменения доли воздуха второго контура, не участвующего в процессе горения в ФКС, в зависимости от режима работы двигателя.

Для более точной оценки этого эффекта была использована описанная выше ММД со специально разработанным блоком оценки поэтапного подмешивания воздуха второго контура в затурбинный тракт ТРДДФ.

Возможный технический облик ТРДДФ F119-PW-100

Из проведенного выше анализа следует возможный технический облик рассматриваемого двигателя, который сводится к следующему.

Основные проектные параметры ТРДДФ F119-PW-100 определяются на максимальном

тов двигателя выбраны на уровне, соответствующем пятому поколению ТРДДФ.

В табл. 5 представлены возможные значения параметров двигателя на взлетном режиме ($M = 0, H = 0, \sigma_{\text{вх}} = 1$).

Доля расхода воздуха второго контура $(\bar{G}_{\text{II}_-1})_{\text{взл}}$, подмешиваемого к основному потоку на максимальном бесфорсажном режиме в условиях взлета ($M = 0, H = 0$), принята равной 70%. Эта величина не является постоянной, а изменяется как при включении форсажной камеры $((\bar{G}_{\text{II}_-1})_{\text{взл}}$ уменьшается до 62%), так и при изменении температуры набегающего потока воздуха $T_{\text{н}}^*$.

На рис. 3 показано относительное изменение величины расхода воздуха второго контура (относено к значению на взлетном режиме), не подмешенного к основному потоку перед ФКС,

$$\frac{\Delta \bar{G}_{\text{отн}}}{\bar{G}_{\text{отн}}} = \frac{1 - \bar{G}_{\text{II}_-1}}{(1 - \bar{G}_{\text{II}_-1})_{\text{взл}}} \text{ в зависимости от } T_{\text{н}}^* \text{ для}$$

Таблица 5

Возможные значения параметров двигателя на взлетном режиме

Параметры двигателя	$R_{\text{ф}}$, тс	$C_{R \text{ ф}}$, кг/(кгс·ч)	$R_{\text{уд ф}}$, кгс/(кг/с)	R_0 , т	$G_{\text{в}}$, кг/с	$T_{\text{г}}^*$, К	$\pi_{\text{в}}^*$	$\pi_{\text{кэ}}^*$	m	$\alpha_{\text{фк}}$
Значения	16,71	1,606	122,7	11,79	136,2	1825	4,62	31,6	0,29	1,12

бесфорсажном режиме (при $M = 0, H = 0, \sigma_{\text{вх}} = 1$), исходя из наиболее часто встречающегося значения тяги двигателя 11790 кгс (~26 000 фунтов), отмеченного в большинстве источников [10–12, 15, 18]. Уровень температуры газа перед турбиной на взлетном режиме выбирается $T_{\text{г}}^* = 1825$ К, что с учетом возможной «температурной» раскрутки в полете $\Delta T_{\text{г}}^* = 125$ К, обеспечивающей возможность совершения бесфорсажного сверхзвукового крейсерского полета [6, 19] на максимальном режиме работы двигателя при $M > 1,5$, соответствует значению $T_{\text{макс}}^* = 1922$ К в сечении перед рабочим колесом турбины высокого давления [1, 13]. Значения показателей совершенства узлов и расхода воздуха для охлаждения горячих элемен-

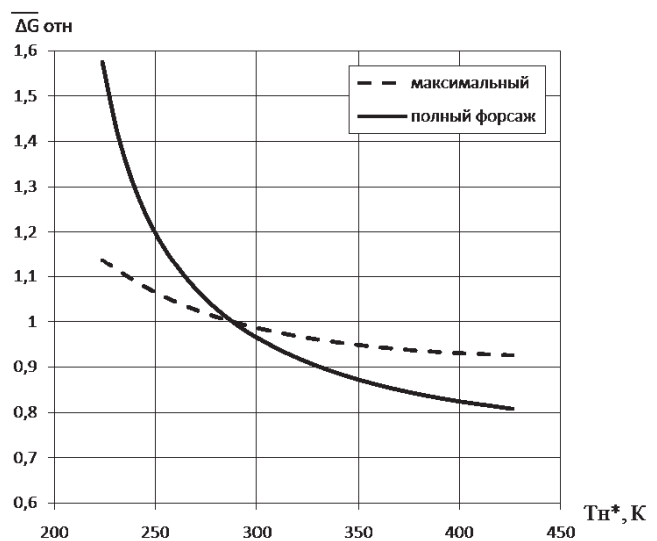


Рис. 3. Зависимость относительного изменения расхода воздуха второго контура, не подмешенного к основному потоку перед форсажной камерой

максимального бесфорсажного режима и режима полного форсажа.

Из представленного рисунка видно, что в наибольшей степени $\overline{\Delta G}_{\text{отн}}$ изменяется для режима полного форсажа (почти в два раза), что, по всей видимости, и должно влиять на изменение степени форсирования двигателя по скорости полета, а для бесфорсажного режима — в пределах 20%, что практически не влияет на протекание тягово-экономических характеристик.

Следует отметить, что выбранное значение доли расхода воздуха второго контура, поступающего в подэкранный пространство на бесфорсажном режиме $(\overline{G}_{II-2})_{\text{взл}} = 1 - (\overline{G}_{II-1})_{\text{взл}}$, оценено приближенно исходя из соотношения геометрических размеров соответствующих сечений и принятого уровня скорости потока на входе $\lambda_{\text{вх}II-2} = 0,12$. В связи с этим интересно рассмотреть изменение $(\overline{G}_{II-2})_{\text{взл}}$, например, в пределах 0,3...0,7, сравнительно определив для каждого из значений этого параметра набор высотно-скоростных и дроссельных характеристик двигателя для последующей оценки в системе силовой установки летательного аппарата.

Сравнительный анализ характеристик возможных вариантов ТРДДФ F119-PW-100 в составе силовой установки самолета F-22A Raptor

Силовая установка является одним из главных элементов технической системы более высокого уровня — самолета, а совершенство двигателя в составе СУ необходимо оценивать с точки зрения эффективности ее использования на ЛА. При этом заметное улучшение или ухудшение отдельных характеристик двигателя не всегда приводит к столь же существенному изменению летных данных самолета, являющихся одним из основных критериев, определяющих потенциальные возможности самолета.

Поэтому эффективность применения рассмотренного подхода к моделированию ТРДДФ, более точно отражающего особенности рабочего процесса в форсажной камере, целесообразно оценивать на основе анализа изменения интегральных параметров всей силовой установки ЛА в целом.

Рассмотрим влияние учета особенностей работы форсажной камеры сгорания без предварительного перемешивания потоков в специальном устройстве ТРДДФ F119-PW-100 на комплекс летных данных F-22A Raptor, в качестве которых

были рассмотрены основные критерии, в наибольшей степени характеризующие боевые свойства истребителя:

— перегрузки установившегося виража ($H = 5$ км, $M = 0,9$ и $H = 11$ км, $M = 1,5$) на форсажном режиме работы двигателя;

— максимальная энергетическая скороподъемность у земли $V_{y\text{max}}^* = n_x \cdot V$;

— время разгона на форсажном режиме ($H = 1$ км, $V = 600...1100$ км/ч и $H = 1$ км, $V = 1100...1300$ км/ч);

— область возможных режимов полета на форсированном режиме работы двигателей.

Перечисленные ЛТХ определялись по математической модели ЛА [20, 21], исходными данными для которой являлись:

— высотно-скоростные характеристики на форсажном режиме работы двигателя, полученные по вышеописанной ММД (так называемые *внутренние* характеристики двигателя);

— потери в воздухозаборнике (ВЗ) и сопле [6];

— аэродинамические характеристики и весовой баланс F-22A Raptor [6].

Для определения летных данных самолета необходимо использовать *эффективные* характеристики СУ, которые учитывают дополнительное сопротивление, создаваемое избыточным давлением по «жидкому контуру» воздуха, попадающему в ВЗ [22], а также потери в выходном устройстве, связанные с сопротивлением кормовой части и недорасширением потока газа при выходе из сопла.

Эффективные характеристики двигателя для наиболее вероятного значения отбора воздуха в подэкранный пространство ($\Delta G_{II-2 \text{ взл}} = 0,3$) в сравнении с характеристиками, полученными по ММД с условно присутствующим смесительным устройством ($\Delta G_{II-2} = 0$), представлены на рис. 4. Здесь же для наглядности закрашенными кружками отмечены ВСХ, соответствующие постоянно-му на всех режимах значению $\alpha_{\Sigma} = 1,224$, а линиями с квадратными маркерами — практически граничному значению $\Delta G_{II-2 \text{ взл}} = 0,7$.

Достаточно близкое протекание эффективных характеристик для $\Delta G_{II-2 \text{ взл}} = 0,3$ и постоянно-го значения суммарного коэффициента избытка воздуха $\alpha_{\Sigma} = 1,224$ объясняется одновременным уменьшением относительного значения расхода

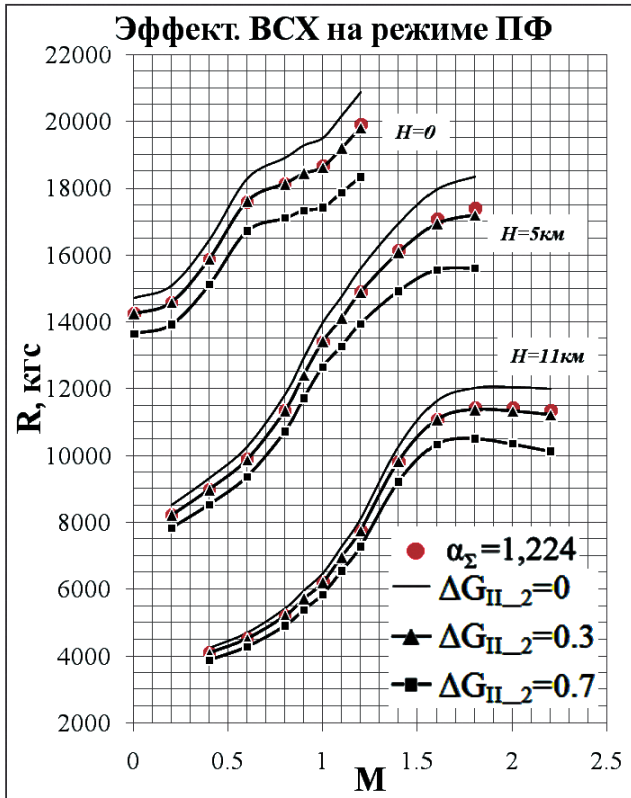


Рис. 4. Эффективные ВСХ F119-PW-100 на форсажном режиме работы двигателя

подмешиваемого за ФКС воздуха по скорости полета (см. рис. 3) и увеличением величины сте-

пени двухконтурности. Результатом такого взаимно противоположного влияния отмеченных факторов является очень слабое изменение интегрального значения суммарного коэффициента избытка воздуха (разброс значений α_{Σ} составляет не более 2%), а следовательно, и степени форсирования двигателя по скорости полета.

С использованием эффективных характеристик двигателя были определены области возможного полета ЛА на форсированном режиме (рис. 5,а), а также проведена сравнительная оценка комплекса рассматриваемых ЛТХ F-22A Raptor, который представлен на рис. 5,б.

Сопоставление летных данных самолета показывает, что учет некоторого количества воздуха, не участвующего в горении, приводит к уточнению (снижению) маневренных и разгонных характеристик F-22A Raptor. Так, при наиболее вероятной величине отбора $\Delta G_{II_2} = 0,3$ ухудшение значений времени разгона, перегрузок установившегося виража и энергетической скороподъемности относительно самолета с двигателем, смоделированным по ММД, не учитывающей конструктивную особенность отсутствия смесителя, составит 2...8%. При этом наблюдается некоторое сужение области допустимых режимов полета на форсажном режиме работы ТРДДФ F119-PW-100.

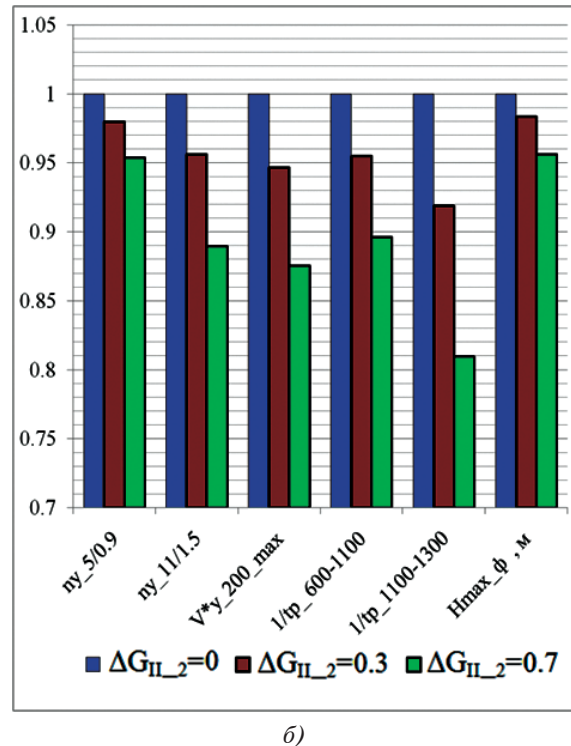
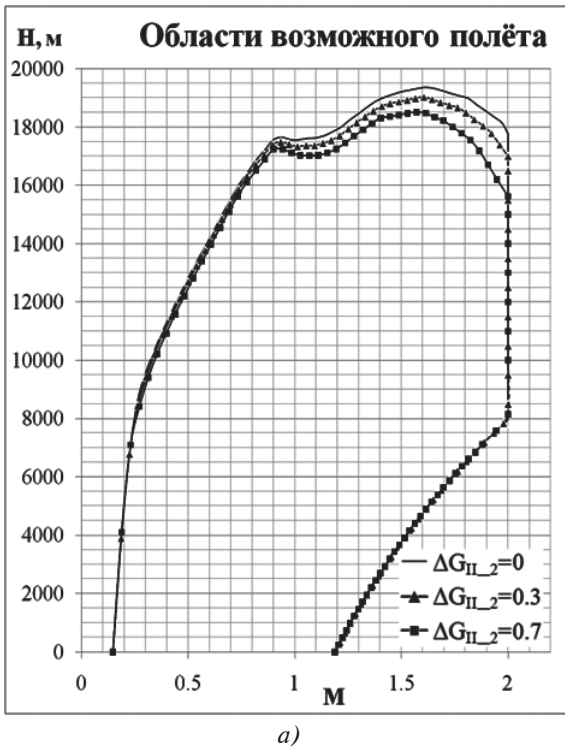


Рис. 5. Области возможных режимов полёта (а) и сравнительная гистограмма ЛТХ (б) самолёта F-22A Raptor с двигателем F119-PW-100 для различных значений отбора воздуха в подэкранное пространство ΔG_{II_2}

Выводы

Широко применяемые в настоящее время математические модели авиационных ГТД обычно носят достаточно универсальный характер и не всегда учитывают те или иные особенности конструкции, а следовательно, и организации рабочего процесса в конкретном двигателе.

Представленный метод математического моделирования позволяет трансформировать типовую математическую модель ТРДДФ «традиционной» для отечественного двигателестроения схемы с предварительным смещением потоков перед ФКС для оценки параметров и характеристик зарубежных двигателей без смесительной камеры, разрабатываемых в основном фирмой Pratt & Whitney.

Проведенная на примере анализа технического облика ТРДДФ 5-го поколения Pratt & Whitney F119-PW-100 оценка его высотно-скоростных и дроссельных характеристик, в том числе и в составе силовой установки самолета F-22A Raptor, показала заметное влияние рассмотренного фактора как на эффективные параметры ТРДДФ (снижение тяги до 5% и более), так и на маневренные и разгонные характеристики летательного аппарата (до 8%).

Авторы выражают благодарность к.т.н. С.М. Каленскому, а также сотрудникам ОКБ Сухого А.Ю. Боброву и Б.В. Ковальчуку за ряд ценных замечаний, высказанных в процессе обсуждения данной статьи.

Библиографический список

1. Скибин В.А., Солонин В.И. (ред.) Иностранные авиационные двигатели: Справочник. — М.: Авиамир, 2005. — 592 с.
2. Raw Power // AIR International. 2014. Special “F-35 Lightning II: An Air Warfare Revolution”, pp. 32-39.
3. Oates G.C. (ed.) Aerothermodynamics of Aircraft Engine Components. — American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. Education Series. 1985, pp. 47-50. DOI: 10.2514/4.861338
4. 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.
5. 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.
6. Федосов Е.А. (ред.) Истребители 5-го поколения F-22A США и J-20 КНР в борьбе за воздушное превосходство на Тихоокеанском ТВД: аналитический обзор по материалам зарубежных информационных источников. — М.: НИЦ ГосНИИАС, 2019. — 226 с.
7. Эрохи Ю.А., Морзеева Т.А. Расчетно-аналитическое исследование возможности создания двухконтурных турбореактивных двигателей с форсажной камерой на основе базового газогенератора // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 1. С. 152-163. DOI: 10.34759/vst-2020-1-152-163
8. Белкин В.Н., Кулясов В.М., Чабанов В.А. и др. Оценка обликовых характеристик истребителей США F-22A «Рэптор» и КНР J-20 — боевых платформ воздушного противоборства // Труды ГосНИИАС. Сер. Вопросы авионики. 2018. № 6(39). С. 11-31.
9. Шустов И.Г. (ред.) Авиационные двигатели: Справочник. — М.: Атмосфера, 2007. — 319 с.
10. IHS Jane's All the World's Aircraft in Service: 2012-2013. — 20th edition. — IHS Global Inc, 2012. — 553 p.
11. Norris G. Thunder in the Desert // A Flight International Supplement. 05-11 September 2000, pp. 32-35.
12. Norris G. Powerful Changes // Flight International. 14-20 November 2000. Vol. 158. No. 4755, pp. 51-66.
13. Younossi O., Arena M.V., Moore R.M. et al. Military Jet Engine Acquisition: Technology basics and cost-estimating methodology. Series: Monograph Reports. RAND Corporation, 2003. -167 p.
14. World Power Systems Briefing: Aero Gas Turbines. — Teal Group Corporation, 2014. — 1036 p. URL: <https://shop.tealgroup.com/products/world-power-systems-briefing-aero-gas-turbines>
15. Fighter-Antriebe profitieren von zivilen Turbofans // FLUG REVUE, Ausgabe 10/2013. URL: www.flugrevue.de/flugzeugbau/high-tech-senkt-betriebskosten-fighter-antriebe-profitieren-von-zivilen-turbofans/
16. Younossi O., Stem D.E., Lorell M.A., Lussier F.M. Lessons Learned from the F/A-22 and F/A-18 E/F Development Programs. — RAND Corporation, Project Air Force, 2003. — 100 p. URL: <https://www.rand.org/pubs/monographs/MG276.html>
17. Pratt & Whitney F119 // Forecast International. 2012. URL: https://www.forecastinternational.com/archive/disp_pdf.cfm?DACH_RECNO=901
18. Daly M. Jane's Aero Engines 2015-2016: Yearbook. — 2nd Revised edition. — IHS Global Inc, 2015, pp. 352-355.
19. Левицкий С.В. Анализ летных характеристик и оценка боевых возможностей истребителя пятого поколения F-22A // Научное обозрение. 2009. Т. 10. № 2. С.10-18.
20. Фокин Д.Б., Исянов А.М. Исследования по формированию оптимального облика силовой установки перспективного ударного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 4. С. 132-143.
21. Фокин Д.Б., Селиванов О.Д., Эрохи Ю.А. Исследования по формированию оптимального облика турбопрямоточного двигателя в составе силовой уста-

новки высокоскоростного самолёта // Вестник
Московского авиационного института. 2018. Т. 25.
№ 3. С. 82-96.

22. Югов О.К., Селиванов О.Д. Основы интеграции
самолета и двигателя. – М.: Машиностроение, 1989.
– 304 с.

MATHEMATICAL MODELLING APPLICATION FOR CHARACTERISTICS ESTIMATION OF BYPASS TURBOJET WITH COMMON AFTERBURNER

Ezrokhi Yu.A.* , Fokin D.B.** , Nyagin P.V.

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

* e-mail: yaezrokhi@ciam.ru

** e-mail: NikOf@ciam.ru

Abstract

Turbofan engines (TFE) with common afterburning chamber are the basic ones applied in power plants of maneuverable aircraft both in our and foreign countries. Recently, the TFE with low bypass ratio (no more than 0.3 ... 0.5) that has a certain feature in the scheme of mixing and burning processes in the afterburning chamber are most widely spread.

The absence of special mixing devices at the afterburning chamber inlet in a number of TFEs structures may lead to the situation when a certain air portion of the second duct would not admix to the main flow and participate in combustion process even at the full speed-up.

In this case, rather high values of total excess air factor ($\alpha_2 \geq 1,2 \dots 1,3$) realize at the afterburning chamber outlet, which may eventually reduce the engine speed-up degree at these modes.

With a view to the specifics of TFE interaction units in the engine system, the share of the air not participating in the air burning process at various operating modes may change in a rather wide range.

The estimation inaccuracy of this value can eventually lead to essential errors in determining the main TFE parameters such as its thrust and specific fuel consumption.

A specially developed model of the stage-by-stage air of the bypass duct admixing to the main flow at the afterburning chamber inlet was integrated into the general mathematical model of the engine and allowed refine both working process in the TFE and its characteristics at the speed-up modes.

The following scheme of the afterburning chamber of the two-stage successive air admixing of the bypass duct air to the main loop flow is assumed while mixing-afterburning chamber modelling. At the first stage, the entire gas of the internal loop and a fraction of air of the second loop participate in mixing. At the second stage, the remaining airflow, being flown through the subscreen duct, is being admixed to the gas at the afterburning chamber outlet.

Equality of static pressures herewith is assumed in the mixing section, as well as fulfillment of conditions of conservation of mass, energy and impulse for the mixing flows, peculiar to the conditionally full mixing in the conditional cylindrical duct.

Estimation, performed on the example of technical appearance analysis of the fifth generation Pratt & Whitney F119-PW-100 TFE analysis was performed. Its altitude-speed and throttle performances, among all, as a part of the F-22A Raptor aircraft power plant, revealed telling impact of the factor under consideration on both TFE characteristics and the aircraft as a whole.

Keywords: turbofan engine, mathematical modelling, afterburning chamber, altitude-speed performances, engine trust, aircraft performance.

References

1. Skibin V.A., Solonin V.I. (eds.) *Inostrannye aviatsionnye dvigateli* (Foreign aircraft engines), Moscow, Aviamir, 2005, 592 p.
2. Raw Power. *AIR International*. 2014. Special "F-35 Lightning II: An Air Warfare Revolution", pp. 32-39
3. Oates G.C. (ed.) *Aerothermodynamics of Aircraft Engine Components*. American Institute of Aeronautics and

- Astronautics, Inc. Education Series. 1985, pp. 47-50. DOI: 10.2514/4.861338
4. Mashinostroenie. Entsiklopediya. T. IV-21. Samolety i vertolety. Kn. 3. Aviatsionnye dvigateli (Engineering. Encyclopedia. Vol. IV-21. Planes and helicopters. Book 3. Aircraft engine). Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 341-353.
 5. 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.
 6. Fedosov E.A. (ed.) *Istrebiteli 5-go pokoleniya F-22A SShA i J-20 KNR v bor'be za vozdušnoe prevoskhodstvo na Tikhookeanskom TVD: analiticheskii obzor po materialam zarubezhnykh informatsionnykh istochnikov* (5th-generation f-22A Fighters of the USA and j-20 of the PRC in the struggle for air superiority in the Pacific theater: an analytical review based on materials from foreign information sources), Moscow, NITs GosNIIAS, 2019, 226 p.
 7. Ezrokhi Yu.A., Morzeeva T.A. Estimated and analytical study of the possibility to develop a bypass turboprop with afterburning chamber based on baseline gas generator. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 152-163. DOI: 10.34759/vst-2020-1-152-163
 8. Belkin V.N., Kulyasov V.M., Chabanov V.A. et al. *Trudy GosNIIAS. Ser. Voprosy avioniki*, 2018, no. 6(39), pp. 11-31.
 9. Shustov I.G. (ed.) *Aviatsionnye dvigateli* (Aircraft engines), Moscow, Aerosfera, 2007, 319 p.
 10. *IHS Jane's All the World's Aircraft in Service: 2012-2013*. 20th edition. IHS Global Inc, 2012, 553 p.
 11. Norris G. Thunder in the Desert. *A Flight International Supplement*, 05-11 September 2000, pp. 32-35.
 12. Norris G. Powerful Changes. *Flight International*, 14-20 November 2000, vol. 158, no. 4755, pp. 51-66.
 13. Younossi O., Arena M.V., Moore R.M. et al. *Military Jet Engine Acquisition: Technology basics and cost-estimating methodology*. Series "Monograph Reports". RAND Corporation, 2003, 167 p.
 14. *World Power Systems Briefing: Aero Gas Turbines*. Teal Group Corporation, 2014, 1036 p. URL: <https://shop.tealgroup.com/products/world-power-systems-briefing-aero-gas-turbines>
 15. Fighter-Antriebe profitieren von zivilen Turbofans. *FLUG REVUE*, Ausgabe 10/2013. URL: www.flugrevue.de/flugzeugbau/high-tech-senkt-betriebskosten-fighter-antriebe-profitieren-von-zivilen-turbofans/
 16. Younossi O., Stem D.E., Lorell M.A., Lussier F.M. *Lessons Learned from the F/A-22 and F/A-18 E/F Development Programs*. RAND Corporation, Project Air Force, 2003, 100 p. URL: <https://www.rand.org/pubs/monographs/MG276.html>
 17. Pratt & Whitney F119. *Forecast International*, 2012. URL: https://www.forecastinternational.com/archive/dispatch.cfm?DACH_RECNO=901
 18. Daly M. *Jane's Aero Engines 2015-2016: Yearbook*. 2nd Revised ed. edition, IHS Global Inc, 2015, pp. 352-355.
 19. Levitskii S.V. *Naukoemkie tekhnologii*, 2009, vol. 10, no. 2, pp. 10-18.
 20. Fokin D.B., Isyanov A.M. Optimal shape of power plant for perspective attack unmanned aerial vehicle. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 132-143.
 21. Fokin D.B., Selivanov O.D., Ezrokhi Yu.A. The studies on optimal shape forming of a turbo-ramjet engine as a part of a high-speed aircraft power plant. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 82-96.
 22. Yugov O.K., Selivanov O.D. *Osnovy integratsii samoleta i dvigatelya* (Fundamentals of aircraft and engine integration), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 304 p.