

Научная статья
УДК 004.492:621.452.322
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182674>

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИКИ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ СМЕСИТЕЛЯ В МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ С УЧЕТОМ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

Юрий Александрович Эзрохи^{1✉}, Сергей Мирославович Каленский²

^{1,2}Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова,
ЦИАМ,
Москва, Россия

Аннотация. В статье проанализированы основные особенности представления смесителя потоков первого и второго контуров в математической модели двухконтурного турбореактивного двигателя с общим соплом (ТРДД_{см}). Показаны недостатки общепринятого подхода к моделированию смесителя, основанного на условии полного перемешивания.

Предложен новый подход к доработке математической модели смесителя выполненного двигателя с привлечением расчетно-экспериментальных данных, соответствующих конкретному рассматриваемому варианту устройства, и описывающий неполное смешение потоков. Статья носит методический характер.

Ключевые слова: математическая модель двигателя, смесительное устройство, смешение потоков газа

Для цитирования: Эзрохи Ю.А., Каленский С.М. Совершенствование методики представления смесителя в математической модели двухконтурного двигателя с учетом дополнительных расчетно-экспериментальных данных // Труды МАИ. 2024. № 138. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182674>

Original article

TECHNIQUE PERFECTION OF THE EXHAUST MIXER REPRESENTATION IN THE TURBOFAN MATHEMATICAL MODEL THE WITH ADDITIONAL COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL DATA USING

Yuri A. Ezrokhi¹, Sergey M. Kalenskii²

^{1,2}Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, CIAM,
Moscow, Russia

¹yaezrokhi@ciam.ru

²30105@ciam.ru

Abstract. In the presented article the basic problems of the exhaust mixer (EM) representation in mathematical models (MM) of turbofan with the common nozzle (TFE_{mix}) are considered. The analysis of the standard approach to modeling the EM which is based on a full mixing assumption are given. Shortcomings of such way representation of mixing process of the core and by-pass flows in EM are shown.

The new approach to formation of the EM mathematical model with additional computational and experimental data using is offered.

Perfection of the mixer MM is offered to execute in three directions:

the «gas-dynamic» areas of the core and by-pass contours exit F_{II} and F_I should be

-amended;

-additional total pressure losses of the "mixed" stream σ_{add} should be introduced;

-"incompleteness" of the streams mixing on the EM should be estimated.

In the first direction of EM mathematical model perfection the ratio of the exit areas on F_{II}/F_I similar to the real engine is set. From the equation of the consumption the total area on an input in mixing device F_{sum} is determined. Then each of the areas on an input in the mixer on known F_{sum} and F_{II}/F_I is determined.

For realization of the second direction of MM EM perfection it is necessary to make computational and experimental researches to determine "additional" full pressure losses of the "mixed" stream σ_{add} on various modes. Value of these losses should be presented in the form of the attitude to the reduced velocity λ_{mix} on an exit from the mixer $\sigma_{add} = f(\lambda_{mix})$. On value of "additional" losses σ_{add} it is necessary to correct for value of full pressure p^*_{mix} received as a result of calculation of "ideal" mixing.

In the third direction of the MM EM perfection it is used systems of the equations of streams, describing incomplete mixing. For maintenance of conformity between quantity of the equations and required values it is required to determine two parameters in addition. These parameters are shares of consumptions of streams participating in mixing from

acted on input EM. Values of the given parameters can be received computational by on more complex 3D to models of the mixing device.

It is in summary noted, that application of the offered approaches to calculation EM will allow to reflect more precisely working process and to receive with the TFE_{mix} parameters.

Keywords: mathematical model of the engine, mixing device, mixing of gas streams

For citation: Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M. Technique perfection of the exhaust mixer representation in the turbofan mathematical model the with additional computational and experimental data using. *Trudy MAI*, 2024, no. 138. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182674>

Введение

Как известно, двухконтурные турбореактивные двигатели со смешением потоков и общим соплом (ТРДД_{см}) являются одними из основных двигателей, применяемых в силовых установках (СУ) летательных аппаратов (ЛА) различного назначения как в нашей стране, так и за рубежом. В последнее время наибольшее распространение в СУ для многорежимных маневренных ЛА получили двухконтурные двигатели со смешением потоков и общей форсажной камерой (ТРДДФ) с достаточно низкими значениями степени двухконтурности (на уровне 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 фирмой Pratt & Whitney (TF30

и F100 всех модификаций, PW1120, PW1129, F119, F135 и других) [1, 2, 3], не содержится специального устройства для 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 в ФКС, поступая под ее экран. В этом случае на выходе из форсажной камеры реализуются интегрально более высокие значения суммарного коэффициента избытка воздуха, что в итоге может заметно снизить степень форсирования двигателя на этих режимах. Погрешность в оценке этой величины в конечном итоге может привести к ошибкам в определении основных параметров ТРДДФ - его тяги и удельного расхода топлива [4].

Вместе с тем, для целого ряда двигателей может применяться достаточно сложная схема организации смешения потоков внутреннего и наружного контура ТРДД_{см}, предназначенная кроме всего прочего и для обеспечения маскирующих свойств двигателя в задней полусфере, например [5, 6]. При этом не всегда возможно точно выделить сечение на выходе из каждого контура выполненного двигателя, тем более определить его «газодинамическую» площадь, что затрудняет оценку расхода и скорости течения рабочего тела на входе в смесительное устройство (СМУ).

В математической модели (ММ) ТРДД_{см} с общим реактивным соплом для определения параметров за СМУ обычно применяются подходы, основанные на

предположении о полном перемешивании двух потоков (потока наружного и внутреннего контура) в условном цилиндрическом канале с учетом сохранения расхода, энергии и импульса [7, 8].

Для ТРДД с умеренным ($m \sim 1$) и средним значением степени двухконтурности ($m \sim 2 \dots 3$), имеющим общее реактивное сопло, полное перемешивание потоков в СМУ вследствие реальных конструктивных ограничений практически невозможно. В связи с этим оценка тягово-экономических параметров двигателя в этом идеализированном предположении может дать слишком оптимистичные результаты.

Таким образом, исходя из вышеизложенного следует, что в большинстве случаев применение идеальной модели смешения [7] не вполне корректно, в связи с чем задача моделирования рабочего процесса в смесительном устройстве сложной формы приобретает особую актуальность.

Здесь необходимо отметить, что СМУ, работающее в системе ТРДД_{см}, существенным образом влияет и на режим работы других узлов двигателя (в первую очередь, вентилятора), которые в значительной степени определяют основные параметры ТРДД (расход воздуха через двигатель, степень двухконтурности, запас газодинамической устойчивости и т.д.) [9-10]. Это обстоятельство в еще большей степени повышает актуальность задачи корректного моделирования рабочего процесса в СМУ.

Моделирование смесителя при условии полного перемешивания потоков

В классическом (идеализированном) варианте математическая модель камеры смешения ТРДД представляет собой расчетный блок, в котором по известным параметрам потоков (расходу, давлению, температуре и энтальпии) воздуха на выходе из канала наружного контура (G_{II} , p_{II}^* , T_{II}^* , i_{II}^*) и газа на выходе из узла турбины (G_I , p_I^* , T_I^* , i_I^*) при известной геометрии (площади на выходе из контуров F_{II} и F_I , соответственно) в предположении о равенстве значений статического давления в контурах $p_{II}=p_I$ определяются параметры перемешанного потока, поступающего либо на вход в форсажную камеру (для ТРДДФ), либо в реактивное сопло (для ТРДД_{см}).

$$G_{см} = G_I + G_{II},$$

$$G_{см} i_{см}^* = G_I i_I^* + G_{II} i_{II}^*,$$

$$G_{см} z(\lambda_{см}) \sqrt{\frac{2(k_{см} + 1)}{k_{см}} R(q_{см}) T_{см}^*} = G_I z(\lambda_I) \sqrt{\frac{2(k_I + 1)}{k_I} R(q_I) T_I^*} + G_{II} z(\lambda_{II}) \sqrt{\frac{2(k_{II} + 1)}{k_{II}} R(q_{II}) T_{II}^*},$$

где: k – показатель адиабаты,

R – газовая постоянная,

q_I , q_{II} , $q_{см}$ – относительное содержание топлива для потока газа на выходе из каждого канала и смесителя,

$z(\lambda)$ – газодинамическая функция приведенного полного импульса от приведенной скорости потока (λ_I , λ_{II} , $\lambda_{см}$).

Решая эту систему уравнений, получаем:

– энтальпию смешанного потока

$$i_{\text{см}}^* = \frac{G_I i_I^* + G_{II} i_{II}^*}{G_{\text{см}}},$$

– условный состав рабочего тела (относительное содержание топлива)

$$q_{\text{см}} = \frac{G_T}{G_{\text{см}} - G_T},$$

– температуру смешанного потока (по термодинамической функции Ti [11] в зависимости от энтальпии смешанного потока):

$$T_{\text{см}}^* = Ti(i_{\text{см}}^*, q_{\text{см}})$$

– значение приведенной скорости смешанного потока

$$z(\lambda_{\text{см}}) = \frac{G_I}{G_{\text{см}}} z(\lambda_I) \sqrt{\frac{k_{\text{см}}(k_I + 1)R(q_I)T_I^*}{k_I(k_{\text{см}} + 1)R(q_{\text{см}})T_{\text{см}}^*}} + \frac{G_{II}}{G_{\text{см}}} z(\lambda_{II}) \sqrt{\frac{k_{\text{см}}(k_{II} + 1)R(q_{II})T_{II}^*}{k_{II}(k_{\text{см}} + 1)R(q_{\text{см}})T_{\text{см}}^*}},$$

$$\lambda_{\text{см}} = z(\lambda_{\text{см}}) - \sqrt{\{z(\lambda_{\text{см}})\}^2 - 1},$$

– полное давление смешанного потока (из уравнения расхода)

$$p_{\text{см}}^* = \frac{G_{\text{см}} \sqrt{R(q_{\text{см}})T_{\text{см}}^*}}{m_{\text{кр}}(k_{\text{см}})q(\lambda_{\text{см}}, k_{\text{см}})(F_I + F_{II})}.$$

Как следует из вышеотмеченного, «идеальное» смешение на практике чаще всего не реализуется по нескольким причинам:

- ограничение в осевом направлении размеров смесительного устройства, не позволяющее организовать полное перемешивание двух потоков с разным уровнем параметров, которые просто «не успевают» полностью перемешаться;
- «неопределенность» значений площади на выходе из контуров F_{II} и F_I , которые определяют пропускную способность каждого из этих

выходных сечений, например, вследствие не осевого направления потока первого (внутреннего) контура из-за наличия его затурбинной закрутки. Сложность самой конструкции СмУ также может привести к тому, что выделить конкретное сечение, определяющее его расходную характеристику, не всегда представляется возможным;

- существенное различие на ряде режимов между параметрами поступающих в СмУ потоков может привести к дополнительным (по сравнению с «идеальным» смешением) потерям полного давления условно смешанного потока, смоделировать которые априори также затруднительно.

Эти и другие обстоятельства приводят к необходимости доработки ММ СмУ с привлечением расчетно-экспериментальных данных, соответствующих конкретному рассматриваемому варианту СмУ [12, 13].

Совершенствование представления смесителя с учетом дополнительных расчетно-экспериментальных данных

Для уточнения ММ процесса смешения в реально выполненном двигателе следует привлечь дополнительные данные, получить которые можно путем экспериментальных продувок СмУ (определение потерь полного давления) и проведения 3D расчетов (определение параметра интенсивности перемешивания по длине проточной части) на основных характерных режимах работы двигателя [14 - 18].

Совершенствование ММ СМУ предлагается выполнить в трех направлениях:

- уточнение «газодинамической» площади характерных сечений на выходе из контуров F_{II} и F_I ;
- введение «дополнительных» потерь полного давления перемешанного потока ($\sigma_{доп}$);
- оценка «неполноты» смешения потоков на выходе из СМУ.

Рассмотрим каждое из перечисленных направлений по отдельности.

По первому направлению следует отметить, что при расчете реально выполненного двигателя значения «газодинамической» площади сечений на выходе из контуров F_{II} и F_I , определяющей расходные характеристики этих сечений, и часто не совпадающие с «железными» геометрическими размерами этих же сечений проточного тракта, можно определить на одном из основных режимов работы двигателя (на котором большинство параметров двигателя считается известными). При этом условие равенства значений статического давления в обоих потоков в сечениях выхода из контуров ограничивает степень свободы в определении значений площади F_{II} и F_I до одной. Из этого следует, что, задаваясь соотношением значений площади $(\frac{F_{II}}{F_I})_{зди}$ (которое при прочих равных в значительной степени определяется степенью двухконтурности двигателя), из уравнения расхода можно определить сначала суммарное значение площади на входе в смеситель $F_{сум} = (F_{II} + F_I)$, а затем уже и каждое значение площади по отдельности:

$$F_I = \frac{F_{сум}}{\left[\left(\frac{F_{II}}{F_I} \right)_{зди} + 1 \right]}$$

$$F_{II} = F_{\text{сум}} - F_I.$$

Второе направление уточнения ММ смесителя обусловлено тем, что в связи с конструктивными особенностями реально выполненного проточного тракта СМУ значение полного давления на выходе $p_{\text{см}}^*$ может быть заметно меньше, чем эта же величина, полученная из условия «идеального» смешения. Это связано с потерями полного давления как из-за не осевого выхода потока внутреннего контура («затурбинная» закрутка потока), так и вследствие обтекания потоком рабочего тела элементов проточного тракта «неправильной» формы, предназначенных, например, для повышения маскирующих свойств всего двигателя. В этом случае необходимо проведение расчетно-экспериментальных работ для определения «дополнительных» потерь на основных режимах работы двигателя с последующим их обобщением в виде аппроксимационных зависимостей от приведенной скорости на выходе $\sigma_{\text{доп}}=f(\lambda_{\text{см}})$, на которые необходимо будет поправить полученное в результате расчета «идеального» смешения значение полного давления $p_{\text{см}}^*$.

По третьему направлению совершенствования ММ смесителя для оценки «неполноты» смешения потоков в СМУ предлагается следующая модернизированная модель смешения воздуха второго (наружного) контура и газа первого (внутреннего) контура.

1. В условном сечении на входе в СМУ считаются известными параметры воздуха со стороны второго контура (G_{II0} , T_{II0}^* , i_{II0}^* , p_{II0}^* , λ_{II0}) и газа со стороны первого контура (G_{I0} , T_{I0}^* , i_{I0}^* , p_{I0}^* , λ_{I0} , q_{I0}), а также значение площади на выходе из соответствующих контуров F_{II0} и F_{I0} .

2. В условном сечении на выходе из смешительного устройства поток представляет собой совокупность трех потоков (рисунок 1): потока воздуха с параметрами G_{II} , T_{II}^* , i_{II}^* , p_{II}^* , λ_{II} , поток газа с параметрами G_I , T_I^* , i_I^* , p_I^* , λ_I , q_I и «идеально» смешанный поток с параметрами $G_{см}$, $T_{см}^*$, $i_{см}^*$, $p_{см}^*$, $\lambda_{см}$, $q_{см}$, при этом площади этих потоков F_{II} , F_I и $F_{см}$, соответственно.

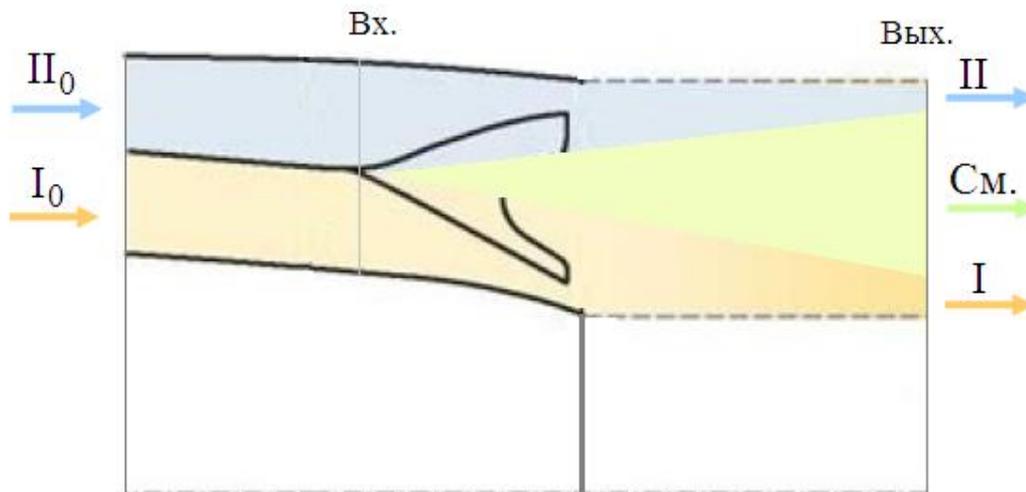


Рисунок 1 – Условная схема смешения потоков первого и второго контуров

3. Считается, что полные параметры потоков воздуха и газа (давление, температура и энтальпия), а также термодинамические свойства рабочего тела и его состав k_{II} , R_{II} , k_I , R_I , q_I от входного сечения до выходного сохраняются неизменными, то есть

$$\begin{aligned}
 p_{II}^* &= p_{II0}^*, & p_I^* &= p_{I0}^*, \\
 T_{II}^* &= T_{II0}^*, & T_I^* &= T_{I0}^*, \\
 i_{II}^* &= i_{II0}^*, & i_I^* &= i_{I0}^*, \\
 q_I &= q_{I0}.
 \end{aligned}$$

4. Предполагается, что суммарный расход рабочего тела, а также его энергия и импульс от входного сечения до выходного сохраняются неизменными, то есть

$$G_{II} + G_I + G_{CM} = G_{II0} + G_{I0},$$

$$G_{II} i_{II}^* + G_I i_I^* + G_{CM} i_{CM}^* = G_{II0} i_{II0}^* + G_{I0} i_{I0}^*,$$

$$G_{II} z(\lambda_{II}) \sqrt{\frac{2(k_{II} + 1)}{k_{II}}} R(q_{II}) T_{II}^* + G_I z(\lambda_I) \sqrt{\frac{2(k_I + 1)}{k_I}} R(q_I) T_I^* + G_{CM} z(\lambda_{CM}) \sqrt{\frac{2(k_{CM} + 1)}{k_{CM}}} R(q_{CM}) T_{CM}^* = \\ G_{II0} z(\lambda_{II0}) \sqrt{\frac{2(k_{II} + 1)}{k_{II}}} R(q_{II}) T_{II0}^* + G_{I0} z(\lambda_{I0}) \sqrt{\frac{2(k_I + 1)}{k_I}} R(q_I) T_{I0}^*,$$

5. Значение статического давления потоков в сечении на входе и в сечении на выходе из смешительного устройства считаются одинаковыми, то есть

$$p_{II0} = p_{I0},$$

$$p_{II} = p_I = p_{CM}.$$

Таким образом, все выше отмеченные допущения и условия записываются в виде уравнений (1) - (11), которые добавляются в общую систему уравнений двигателя [7] и решаются методом Ньютона-Раффсона [19, 20].

$$F_{CM} + F_I + F_{II} = F_{ВЫХ}, \quad (1)$$

$$G_{CM} + G_I + G_{II} = G_{I0} + G_{II0}, \quad (2)$$

$$\pi(\lambda_I) = \frac{P_{6ВЫХ}^*}{P_I}, \quad (3)$$

$$\pi(\lambda_{II}) = \frac{P_{6ВЫХ}^*}{P_{II}}, \quad (4)$$

$$\pi(\lambda_{CM}) = \frac{P_{6ВЫХ}^*}{P_{CM}}, \quad (5)$$

$$G_I = \frac{m_{kp}(k_I) \times q(\lambda_I) \times p_I^* \times F_I}{\sqrt{R_I \times T_I^*}}, \quad (6)$$

$$G_{II} = \frac{m_{kp}(k_{II}) \times q(\lambda_{II}) \times p_{II}^* \times F_{II}}{\sqrt{R_{II} \times T_{II}^*}}, \quad (7)$$

$$G_{CM} = \frac{m_{kp}(k_{CM}) \times q(\lambda_{CM}) \times p_{CM}^* \times F_{CM}}{\sqrt{R_{CM} \times T_{CM}^*}}, \quad (8)$$

$$i_{CM}^* = \frac{(G_{I0} - G_I) \times i_I^* + (G_{II0} - G_{II}) \times i_{II}^*}{G_{CM}}, \quad (9)$$

$$T_{CM}^* = Ti(i_{CM}^*, q_{CM}), \quad (10)$$

$$G_{II} z(\lambda_{II}) \sqrt{\frac{2(k_{II} + 1)}{k_{II}} R(q_{II}) T_{II}^*} + G_I z(\lambda_I) \sqrt{\frac{2(k_I + 1)}{k_I} R(q_I) T_I^*} + G_{CM} z(\lambda_{CM}) \sqrt{\frac{2(k_{CM} + 1)}{k_{CM}} R(q_{CM}) T_{CM}^*} = \\ G_{II0} z(\lambda_{II0}) \sqrt{\frac{2(k_{II} + 1)}{k_{II}} R(q_{II}) T_{II0}^*} + G_{I0} z(\lambda_{I0}) \sqrt{\frac{2(k_I + 1)}{k_I} R(q_I) T_{I0}^*}. \quad (11)$$

В процессе решения этих уравнений определяются значения параметров потоков в выходном сечении смесительного устройства:

- статическое давление $p_{\text{вых}}$;
- расход G_{II} , приведенная скорость λ_{II} и площадь несмешанной части потока второго контура F_{II} ;
- расход G_I , приведенная скорость λ_I и площадь несмешанной части потока первого контура F_I ;
- расход G_{CM} , энтальпия i_{CM}^* , температура T_{CM}^* , давление p_{CM}^* , приведенная скорость λ_{CM} и площадь F_{CM} смешанной части потока.

Как следует из сравнения количества уравнений (11 штук) и неизвестных параметров в выходном сечении смесительного устройства (13 штук), для

«замыкания» системы уравнений необходимо задание еще двух условий [21], определяющих процесс смешения.

Как известно, в математической модели авиационного ГТД I уровня все элементы и узлы (в том числе и смесительное устройство) представляются на уровне «черных ящиков» с определенными параметрами только на входе и выходе [7]. С другой стороны, интенсивность перемешивания в смесительном устройстве потоков второго и первого контура в значительной степени зависит от линейного (вдоль оси двигателя) размера СмУ и конкретной его конструкции (наличия специальных «интенсификаторов» смешения, например, лепестков). В связи с этим в нашем случае дополнительно должно быть задано значение параметра, определяющего эту интенсивность. В качестве такого параметра можно использовать для обоих смешивающихся потоков долю расхода (от поступившего на вход СмУ), участвовавшего в смешении $\overline{G}_{II_{см}}$ и $\overline{G}_{I_{см}}$, соответственно. На практике значения этих параметров могут быть получены, например, расчетным путем по более сложным 3D моделям СмУ.

Таким образом, в описанную выше систему уравнений добавляются условия (12) и (13), определяющие расход потоков второго ($G_{II_0} - G_{II}$) и первого ($G_{I_0} - G_I$) контура, поступивших в смешанный поток и «замыкающие» систему уравнений (1) - (11):

$$G_{II_0} - G_{II} = \overline{G}_{II_{см}} \times G_{II_0}, \quad (12)$$

$$G_{I_0} - G_I = \overline{G}_{I_{см}} \times G_{I_0}. \quad (13)$$

При определении параметров рабочего тела в последующих за СМУ узлах и элементах (форсажная камера и/или реактивное сопло) условно считается слоистое течение, состоящее из трех отдельных потоков с условно «жидкими» стенками.

В заключение необходимо отметить, что, как показано в [22], применение идеализированных подходов [7] к моделированию процесса смешения в ТРДД_{см} может приводить к значительному расхождению расчетных параметров двигателя с результатами как 3D расчетного, так и натурного эксперимента (на некоторых режимах - до 10% по значению полного давления на выходе из СМУ), а с учетом коэффициентов влияния этого параметра на тягово-экономические характеристики ТРДД_{см} - до 5,5...6 % по тяге на максимальных режимах, и до 4,5...5% по удельному расходу топлива на крейсерских режимах полета.

Применение предложенных подходов к расчету СМУ ТРДД позволит более точно отразить рабочий процесс в этом узле и получить параметры ТРДД со смешением потоков и общим реактивным соплом.

Список источников

1. Скибин В.А., Солонин В.И. 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](https://doi.org/10.2514/4.861338)
4. Эзрохи Ю.А., Фокин Д.Б., Нягин Н.В. Применение методов математического моделирования для оценки характеристик двухконтурного турбореактивного двигателя с общей форсажной камерой // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 2. С. 99-111. DOI: [10.34759/vst-2020-2-99-111](https://doi.org/10.34759/vst-2020-2-99-111)
5. Посадов В.В., Кикоть Н.В., Посадов В.В., Шумихина О.В. Лепестковый смеситель двухконтурного турбореактивного двигателя. Патент на полезную модель. RU 210512U1. Оpubл. 18.04.2022. Бюл. № 11.
6. Долгомиров Б.А., Лазарев С.В., Сладков М.К. Турбореактивный двигатель. Патент на изобретение RU 2480604 C1. Оpubл. 27.04.2013. Бюл. № 12.
7. Эзрохи 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.
8. Дружинин Л.Н., Швец Л.И., Ланшин А.И. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей // Труды ЦИАМ. 1979. № 832. 44 с.
9. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 1.: Учебник для ВУЗов ВВС. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. – 366 с.

10. Котовский В.Н., Вовк М.Ю. Математическое моделирование рабочего процесса и характеристик ГТД прямой реакции. – М.: Изд-во «Перо». 2018. – 309 с.
11. Двигатели авиационные газотурбинные. Метод и подпрограммы расчета термодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив. Руководящий технический материал авиационной техники. РТМ 1677-83. – 68 с. URL: <http://www.1bm.ru/techdocs/kgs/ost/244/info/47340/>
12. Андреев С.П., Дружинин Л.Н. Математическая модель ТРДД большой степени двухконтурности с частичным смешением потоков в общем сопле // Труды ЦИАМ. 1987. № 1238. С. 37-55.
13. Дружинин Л.Н., Ланшин А.И. Схематизация смесительных устройств в математических моделях ТРДДФ // Труды ЦИАМ. 1987. № 1238. С. 55-63.
14. Эзрохи Ю.А., Каленский С.М. Идентификация математической модели ГТД по результатам испытаний // Труды МАИ. 2022. № 122. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=164276>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-19](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-19)
15. Гольберг Ф.Д., Гуревич О.С., Петухов А.А. Математическая модель двигателя в САУ ГТД для повышения надежности и качества управления // Труды МАИ. 2012. № 58. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=33278>
16. Кузьмичев В.С., Крупенич И.Н., Рыбаков В.Н. и др. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в САЕ системе «АСТРА» // Труды МАИ. 2013. № 67. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=41518>

17. Костюков В.М., Капырин Н.И. Модель газотурбинного двигателя и его системы управления для особых значений углов атаки и метеорологических условий // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=28075>
18. Вовк М.Ю., Кулалаев В.В. Критерии нормальности при обработке экспериментальных исследований параметров газотурбинных двигателей на базе методов прикладной математической статистики // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=96932>
19. Мицель А.А., Шелестов А.А., Романенко В.В. Методы оптимизации. Ч.1 - Томск: Изд-во Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники, 2020. – 350 с.
20. Самарский А.А. Введение в численные методы. Учебное пособие для ВУЗов. – СПб.: Изд-во Лань, 2005. – 288 с.
21. Корн Г.А., Корн Т.М. Справочник по математике (для научных работников и инженеров). - М.: Наука, 1973. – 832 с.
22. Карев О.Д. Введение в задачу расчёта параметров камеры смешения турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20. № 3. С. 57-64.

References

1. Skibin V.A., Solonin V.I. *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](https://doi.org/10.2514/4.861338)
4. Ezrokhi Yu.A., Fokin D.B., Nyagin N.V. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 2, pp. 99-111. DOI: [10.34759/vst-2020-2-99-111](https://doi.org/10.34759/vst-2020-2-99-111)
5. Posadov V.V., Kikot' N.V., Posadov V.V., Shumikhina O.V. *Patent na poleznuyu model' RU 210512U1*, 18.04.2022. Byul. no. 11.
6. Dolgomirov B.A., Lazarev S.V., Sladkov M.K. *Patent na izobretenie RU 2480604 C1*, 27.04.2013. Byul. no. 12.
7. *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.
8. Druzhinin L.N., Shvets L.I., Lanshin A.I. *Trudy TsIAM*, 1979, no. 832, 44 p.
9. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskii V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigatelei. Ch.1* (Jet engines theory), Moscow, Izd-vo VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2006, 366 p.
10. Kotovskii V.N., Vovk M.Yu. *Matematicheskoe modelirovanie rabocheho protsessa i kharakteristik GTD pryamoj reaksii* (Mathematical modeling of the direct reaction GTE operation and performances), Moscow, Izd-vo «Pero», 2018, 309 p.

11. *Dvigateli aviatsionnye gazoturbinye. Metod i podprogrammy rascheta termodinamicheskikh parametrov vozdukha i produktov sgoraniya uglevodorodnykh topliv. Rukovodyashchii tekhnicheskii material aviatsionnoi tekhniki. RTM 1677-83*, 68 p. URL: <http://www.1bm.ru/techdocs/kgs/ost/244/info/47340/>
12. Andreev S.P., Druzhinin L.N. *Trudy TsIAM*, 1987, no. 1238, pp. 37-55.
13. Druzhinin L.N., Lanshin A.I. *Trudy TsIAM*, 1987, no. 1238, pp. 55-63.
14. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M. *Trudy MAI*, 2022, no. 122. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=164276>. DOI: [10.34759/trd-2022-122-19](https://doi.org/10.34759/trd-2022-122-19)
15. Gol'berg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 58. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=33278>
16. Kuz'michev V.S., Krupenich I.N., Rybakov V.N. et al. *Trudy MAI*, 2013, no. 67. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=41518>
17. Kostyukov V.M., Kapyrin N.I. *Trudy MAI*, 2011, no. 49. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=28075>
18. Vovk M.Yu., Kulalaev V.V. *Trudy MAI*, 2018, no. 101. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=96932>
19. Mitsel' A.A., Shelestov A.A., Romanenko V.V. *Metody optimizatsii. Ch.1* (Optimization methods. Part 1), Tomsk, Izd-vo Tomskogo gosudarstvennogo universiteta sistem upravleniya i radioelektroniki, 2020, 350 p.
20. Samarskii A.A. *Vvedenie v chislennye metody* (Introduction to numerical methods), Saint Petersburg, Izd-vo Lan', 2005, 288 p.

21. Korn G.A., Korn T.M. *Spravochnik po matematike* (Handbook of Mathematics), Moscow, Nauka, 1973, 832 p.

22. Karev O.D. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*. 2021, vol. 20, no. 3, pp. 57-64.

Статья поступила в редакцию 12.08.2024

Одобрена после рецензирования 15.08.2024

Принята к публикации 25.10.2024

The article was submitted on 12.08.2024; approved after reviewing on 15.08.2024; accepted for publication on 25.10.2024