

Разработка и расчетный анализ обликов малоэмиссионных камер сгорания авиационных двигателей с использованием редуцированного кинетического механизма

А.Н. ТАРАСЕНКО
(ЦИАМ им. П.И. Баранова,
Москва; МАИ, Москва),
А.Ю. ВАСИЛЬЕВ,
канд. техн. наук,
Б.И. ЛУХОВИЦКИЙ,
канд. физ.-мат. наук,
А.С. ШАРИПОВ,
канд. физ.-мат. наук
(ЦИАМ им. П.И. Баранова,
Москва),
М.В. СИЛУЯНОВА,
д-р техн. наук
(МАИ, Москва)
dc2mati@yandex.ru

Выполнены разработка и анализ камер сгорания двигателя для трех вариантов силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения. В рамках исследования предварительно разработан редуцированный кинетический механизм и проведена валидация математической модели для оценки эмиссии вредных веществ. На основе полученных расчетных характеристик камер сгорания была выполнена оптимизация трехдвигательной компоновки силовой установки, что позволило обеспечить нормативный запас по эмиссии оксидов азота для двигателей дозвуковых воздушных судов в соответствии с требованиями стандарта CAEP/8. Проведено моделирование теплового состояния жаровой трубы с предложенной системой охлаждения.

Камера сгорания, эмиссия вредных веществ, валидация, компьютерное моделирование, кинетический механизм

Основной недостаток современных методов инженерного анализа и компьютерного моделирования заключается в отсутствии заранее известной достоверности всех получаемых расчетных данных. В частности, при исследовании камер сгорания гражданских авиационных двигателей возникает важная проблема – количественное определение концентраций вредных веществ, образующихся в процессе эксплуатации.

С 2022 г. в Российской Федерации введены Нормы летной годности [1]. Часть 34 Норм летной годности согласована с требованиями ИКАО [2], установлены допустимые значения экологических характеристик авиационных двигателей на национальном уровне.

Несмотря на то что нормы эмиссии вредных веществ для двигателей сверхзвуковых пассажирских самолетов не подвергались изменениям с 1986 г., в связи с растущим интересом к возобновлению эксплуатации данного класса воздушных судов существует вероятность ужесточения этих требований. Это означает, что существует необходимость создания надежных инструментов для проработки конструкций таких двигателей, в частности, созданием методов и моделей для прогнозирования их характеристик. Обеспечить минимальную гарантию качества результатов моделирования сложных процессов возможно валидацией используемой стратегии моделирования.

Цель данной работы – повышение эффективности и достоверности методов разработки и анализа малоэмиссионных камер сгорания, в том числе для двигателей сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения, за счет использования редуцированного кинетического механизма реакции горения совместно с валидированной математической моделью оценки эмиссии вредных веществ.

Применение редуцированных кинетических механизмов – распространенная практика при анализе процессов горения методами компьютерного моделирования [3]. Сокращение количества компонентов обеспечивает, во-первых, уменьшение вычислительной сложности задачи, во-вторых, повышение точности определения ключевых компонентов за счет снижения вероятности ошибки при вычислении концентраций веществ, образующихся в малом количестве.

В данной работе в качестве основы для редуцирования был выбран кинетический механизм CRECK (HT<) [4], содержащий 537 компонентов и 18250 химических реакций. Для процедуры редуцирования кинетического механизма было решено использовать комбинирование методов прямых связей с распространением ошибки [5] и анализа чувствительности [6]. На первом этапе редуцирования, пока количество компонентов кинетической схемы слишком велико, сокращение схемы производится по методу прямых связей с распространением ошибки, далее применяется метод анализа чувствительности.

В качестве тестового набора данных были выбраны эксперименты работы [7], где определялось время индукции смеси суррогата керосина – n -декана (n -C₁₀H₂₂) с воздухом для коэффициентов избытка

воздуха $\alpha = 0,5; 1; 2$ и давлений 13200000 и 5070000 Па в диапазоне температур 800...1300 К за отраженной ударной волной, всего 43 точки. Данные эксперименты моделировались в приближении замкнутого адиабатического реактора постоянного давления.

В ходе редуцирования ошибка в описании тестовых данных определялась определением относительных отклонений времени индукции и индексов эмиссии оксидов азота (EI_{NO_x}), полученных в расчете, от экспериментальных значений.

Приведем зависимости максимальной и средней ошибки от числа компонентов в кинетической схеме при редуцировании методом прямых связей с распространением ошибки (рис. 1, а) и методом анализа чувствительности (рис. 1, б).

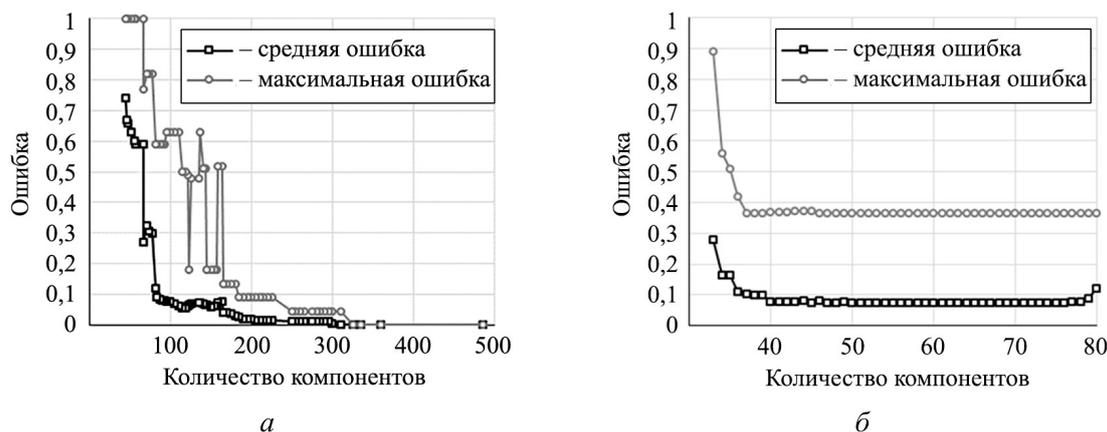


Рис. 1

На первом этапе редуцирования (см. рис. 1, а) резкий рост средней ошибки начинается после сокращения числа компонентов (меньше 81), при этом такое число компонентов в кинетической схеме уже позволяет перейти ко второму этапу и применению более медленного, но в то же время более точного метода анализа чувствительности.

Перед вторым этапом редуцирования набор тестовых задач был дополнен задачей о скорости распространения ламинарного фронта пламени на основе экспериментальных данных [8]. Процесс редуцирования с использованием метода анализа чувствительности был остановлен после сокращения числа компонентов схемы до 45 (см. рис. 1, б).

Для оценки достоверности редуцированного кинетического механизма в условиях, приближенных к реальным условиям работы камеры сгорания, была инициирована процедура дополнительной валидации. Для проведения трехмерного компьютерного моделирования была выбрана противоточная кольцевая камера сгорания с богато-бедной схемой организации горения [9].

Схема рассмотренной модели представлена на рис. 2.

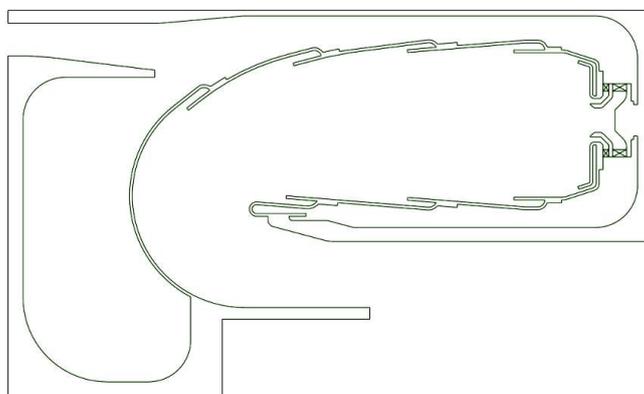


Рис. 2

В качестве геометрической модели был выбран единичный сектор, составляющий 1/12 от полно-размерной камеры сгорания. Для сектора камеры сгорания была построена ограниченная им расчетная область, которая далее была подвергнута дискретизации при помощи смешанной гексагонально-полиэдрической сетки. Итоговый объем сеточной модели составил 6,5 млн ячеек.

Моделирование течения в секторе камеры сгорания представляет собой решение системы уравнений Навье – Стокса для сжимаемого газа, дополненных моделью турбулентной вязкости $k-\epsilon$ Realizable [10] с масштабированными пристеночными функциями, совместно с уравнениями для моделирования имитации распыла по модели дискретной фазы, учитывающей испарение капель, начальные размеры которых задавались по распределению Розина – Раммлера, и уравнениями для моделирования горения испаренного топлива по модели многообразия тонких фронтов пламени [11] с разработанным редуцированным кинетическим механизмом. Во всех расчетах для описания керосина использовался двухкомпонентный суррогат в массовом соотношении: *n*-декан (85 %) – бензол (15 %) [8].

В качестве глобального алгоритма решения использовался неявный алгоритм установления в стационарном приближении. Выбор схемы расчета предусматривал использование схемы адвекции второго порядка и интерполяцию давления по схеме PRESTO.

Граничное условие на входе в расчетную область представляет собой одномерный массив (вектор) вида (P, T, I_t, d_t) , где P – полное давление воздуха; T – температура воздуха; I_t – интенсивность турбулентности; d_t – гидравлический диаметр; на выходе из расчетной области – массовый расход газа G_t . Для боковых стенок применено условие периодичности, а остальные стенки, ограничивающие расчетную область, считались адиабатическими.

Рассматривались четыре режима работы (100, 90, 80, 5 %) относительно максимальной взлетной тяги двигателя.

На рис. 3 приведены отклонения результатов расчетов от результатов испытаний [12] δ по индексам эмиссии оксидов азота (EI_{NO_x}) и оксида углерода (EI_{CO}), температуре газа на выходе из камеры сгорания T , потерям полного давления в камере сгорания σ и максимальной величине неравномерности температурного поля на выходе из камеры сгорания Θ_{rmax} .

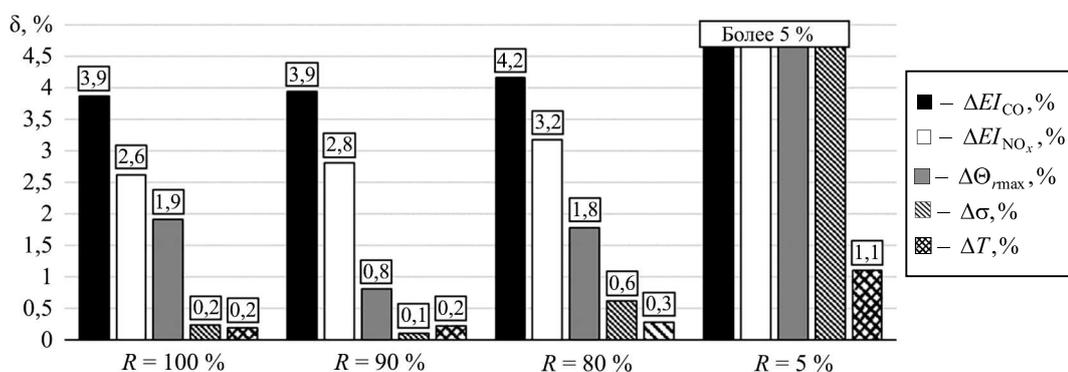


Рис. 3

На режиме малого газа ($R = 5 \%$) получено наибольшее расхождение результатов расчета с данными испытаний: отклонение EI_{NO_x} составило 7,2 %, а EI_{CO} – 6,5 %. Тем не менее предложенная расчетная модель совместно с редуцированным кинетическим механизмом отличается хорошим качеством и может быть использована для определения экологических характеристик камеры сгорания.

Разработка облика камеры сгорания проводилась для трех различных вариантов силовой установки (с двумя, тремя, четырьмя двигателями). Тяга всей силовой установки при этом оставалась неизменной. Выбор таких компоновок был предложен в ЦИАМ (Москва) в ходе исследований [13]. Для конструктивного подбора всех вариантов облика камеры сгорания была выбрана единая конфигурация – кольцевая, двухъярусная, прямоточная, с богато-бедной схемой организации горения.

Камеры сгорания для различных вариантов силовой установки разрабатывались относительно одного и того же предварительно разработанного фронтного устройства, представляющего собой комбинацию топливной форсунки и воздушных завихрителей.

С использованием методики проектирования центробежных форсунок [14], адаптированной к условиям разрабатываемой камеры сгорания, были определены ее облик и основные технические характеристики, включая среднезаулеровский диаметр капель, что позволяет точнее задавать начальные размеры капель на разных режимах работы камеры сгорания.

Проработка воздушных завихрителей была проведена при помощи комбинированного подхода, включающего получение предварительных расчетных данных по полуэмпирическим зависимостям, проверку при помощи компьютерного моделирования и с учетом накопленного опыта ЦИАМ.

Приведем трехмерные чертежи форсунки (рис. 4, а), завихрителя (рис. 4, б) и фронтного устройства (рис. 4, в).

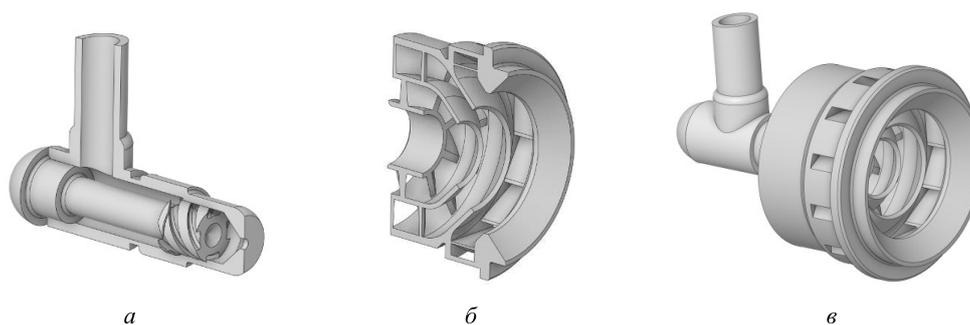


Рис. 4

В табл. 1 представлены параметры режимов работы камеры сгорания, полученные по одномерной термогазодинамической методике [15], при различных тягах для трех вариантов силовой установки, где режимы № 1, 2, 5, 7 соответствуют режимам дозвукового взлетно-полетного цикла, а режимы № 1, 3, 4, 6, 8 – режимам сверхзвукового взлетно-полетного цикла.

Таблица 1

| Параметр | Режим | | | | | | | |
|--------------------------------|--------------------------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 |
| | $R, \%$ | | | | | | | |
| | 100 | 80 | 65 | 34 | 30 | 15 | 7 | 5,8 |
| | Силовая установка (два двигателя) | | | | | | | |
| $G_{КС}, \text{кг/с}$ | 146, 1 | 125, 1 | 108, 9 | 75, 7 | 70, 1 | 49 | 32, 4 | 29, 4 |
| $T_{КС}, \text{К}$ | 742, 9 | 698, 8 | 663, 0 | 584, 3 | 570, 0 | 504, 2 | 440, 4 | 428, 3 |
| $P_{КС} \cdot 10^6, \text{Па}$ | 2, 13 | 1, 75 | 1, 46 | 0, 93 | 0, 84 | 0, 55 | 0, 35 | 0, 3 |
| $\alpha_{ЖТ}$ | 2, 75 | 3, 23 | 3, 50 | 4, 62 | 4, 96 | 6, 12 | 6, 70 | 6, 78 |
| | Силовая установка (три двигателя) | | | | | | | |
| $G_{КС}, \text{кг/с}$ | 68, 6 | 58, 8 | 51, 1 | 35, 6 | 32, 9 | 23 | 15, 2 | 13, 8 |
| $T_{КС}, \text{К}$ | 743, 0 | 699, 0 | 663, 1 | 584, 5 | 570, 2 | 504, 4 | 440, 6 | 428, 5 |
| $P_{КС} \cdot 10^6, \text{Па}$ | 2, 14 | 1, 75 | 1, 47 | 0, 93 | 0, 85 | 0, 55 | 0, 34 | 0, 31 |
| $\alpha_{ЖТ}$ | 2, 76 | 3, 24 | 3, 51 | 4, 63 | 4, 97 | 6, 13 | 6, 71 | 6, 79 |
| | Силовая установка (четыре двигателя) | | | | | | | |
| $G_{КС}, \text{кг/с}$ | 47, 4 | 42, 3 | 35, 3 | 24, 4 | 22, 5 | 15, 7 | 10, 3 | 9, 4 |
| $T_{КС}, \text{К}$ | 748, 7 | 715, 4 | 667, 2 | 586, 5 | 571, 7 | 504, 5 | 440, 0 | 427, 9 |
| $P_{КС} \cdot 10^6, \text{Па}$ | 2, 18 | 1, 88 | 1, 5 | 0, 94 | 0, 85 | 0, 55 | 0, 34 | 0, 31 |
| $\alpha_{ЖТ}$ | 2, 71 | 3, 08 | 3, 43 | 4, 53 | 4, 86 | 6, 04 | 6, 66 | 6, 75 |

Примечание: $G_{КС}$ – расход воздуха на входе в камеру сгорания; $T_{КС}$ – температура воздуха на входе в камеру сгорания; $P_{КС}$ – полное давление потока воздуха на входе в камеру сгорания; $\alpha_{ЖТ}$ – коэффициент избытка воздуха.

Проектирование проводилось применительно к максимальному режиму, соответствующему режиму № 1 (см. табл. 1) в соответствии с одномерной методикой проектирования камеры сгорания [16]. На основе этих данных, включающих геометрические характеристики элементов камеры сгорания с учетом распределения воздуха между ними, создавались трехмерные модели.

Приведем трехмерные чертежи секторов обליков камеры сгорания для силовой установки с двумя (рис. 5, *a*), тремя (рис. 5, *б*) и четырьмя (рис. 5, *в*) двигателями.

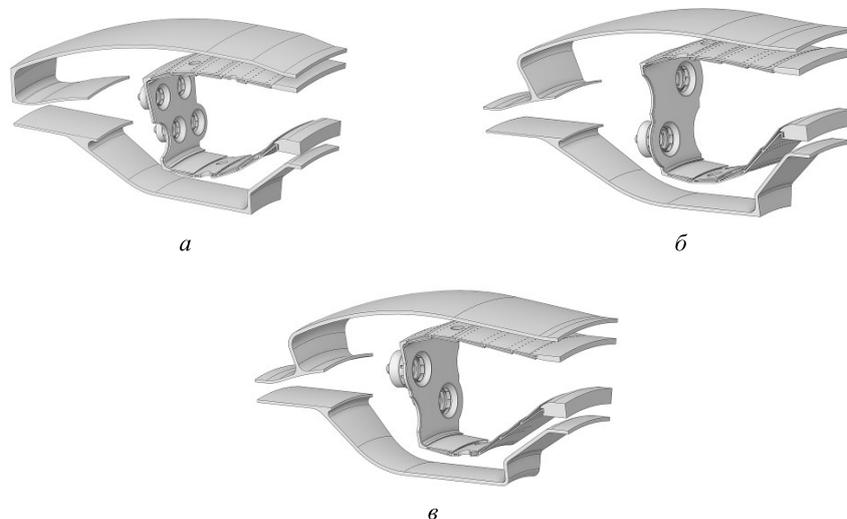


Рис. 5

Анализ проводился для всех режимов (см. табл. 1). В процессе расчетов, методика проведения которых идентична той, что была использована при валидации, определялись параметры потока и оценивались основные и экологические характеристик камеры сгорания.

На рис. 6 представлены поля температуры газа в продольном сечении камеры сгорания для силовой установки с двумя (рис. 5, *a*), тремя (рис. 5, *б*) и четырьмя (рис. 5, *в*) двигателями.

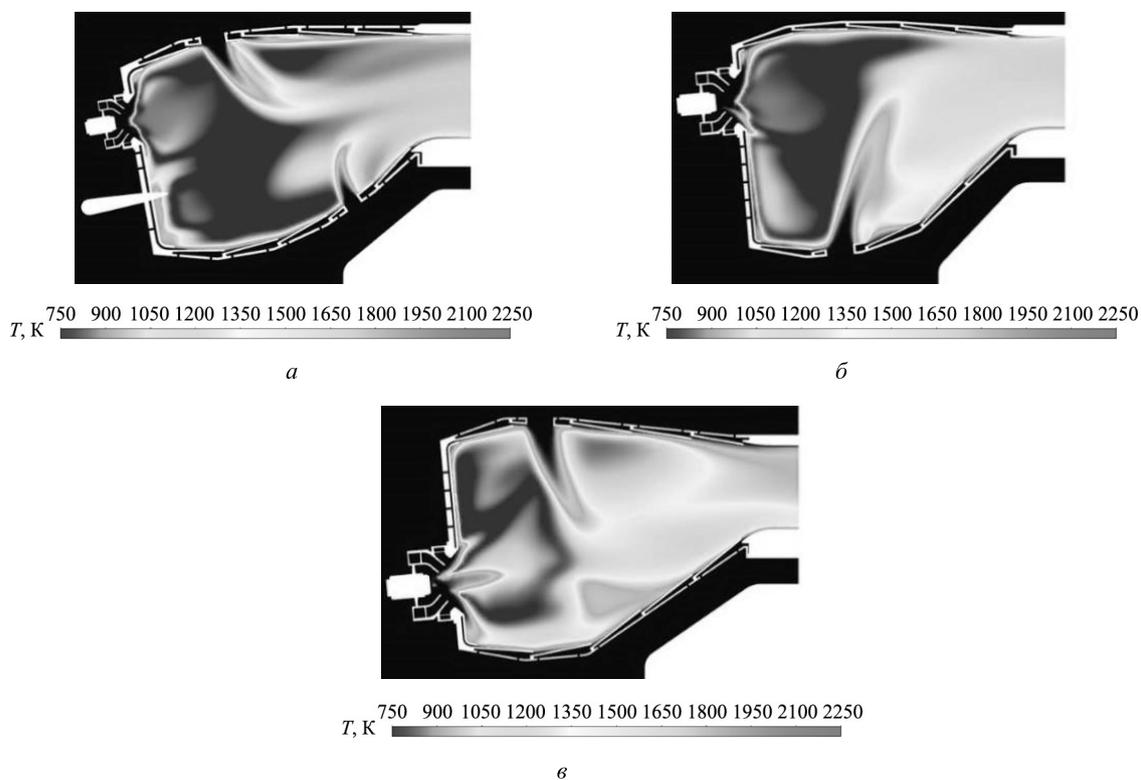


Рис. 6

Результаты анализа основных и экологических характеристик камеры сгорания на режимах малого газа (режим № 7 для дозвукового взлетно-полетного цикла и режим № 8 для сверхзвукового взлетно-полетного цикла) и на максимальном режиме (режим № 1 одинаков для дозвукового взлетно-полетного цикла и сверхзвукового взлетно-полетного цикла) сведены в табл. 2. Также приведены обобщенные данные для сертификационного базиса.

Таблица 2

| Параметры | Сверхзвуковой взлетно-полетный цикл | | | Дозвуковой взлетно-полетный цикл | | |
|--|-------------------------------------|------|------|----------------------------------|-------|-------|
| | СУ 2 | СУ 3 | СУ 4 | СУ 2 | СУ 3 | СУ 4 |
| Максимальный режим | | | | | | |
| η , % | 99,9 | 99,9 | 99,9 | 99,9 | 99,9 | 99,9 |
| $\Theta_{r\max}$ | 1,17 | 1,16 | 1,14 | 1,17 | 1,16 | 1,14 |
| EI_{NO_x} , г/кг | 25,8 | 24,2 | 23,2 | 25,8 | 24,2 | 23,2 |
| EI_{CO} , г/кг | 0,54 | 0,64 | 0,78 | 0,54 | 0,64 | 0,78 |
| Режим малого газа | | | | | | |
| η , % | 95,2 | 96,8 | 96,9 | 96,1 | 97,2 | 97,4 |
| $\Theta_{r\max}$ | 1,26 | 1,21 | 1,19 | 1,25 | 1,21 | 1,2 |
| EI_{NO_x} , г/кг | 5,12 | 4,73 | 4,42 | 4,94 | 4,86 | 4,32 |
| EI_{CO} , г/кг | 28,2 | 26,7 | 24,6 | 26,1 | 25,4 | 23,2 |
| Сертификационный базис | | | | | | |
| D_{NO_x}/F_{00} , г/кН | 48,2 | 44,6 | 44,7 | 53,3 | 49,5 | 49,5 |
| D_{CO}/F_{00} , г/кН | 46,1 | 48,2 | 51,4 | 52,6 | 54,4 | 57,9 |
| Запас по эмиссии оксидов азота (САЕР/8), % | 44,7 | 48,8 | 49,3 | -41,9 | -31,6 | -13,0 |
| Запас по эмиссии выбросов оксида углерода, % | 76,6 | 75,5 | 73,3 | 55,4 | 53,9 | 50,9 |

Примечание: СУ2, СУ3, СУ4 – варианты силовой установки с двумя, тремя и четырьмя двигателями; η – полнота сгорания топлива на выходе из камеры сгорания; D_{NO_x}/F_{00} , D_{CO}/F_{00} – показатели эмиссии оксидов азота и оксида углерода, определенные согласно Нормам летной годности [1].

Сформированный конструктивный облик камеры сгорания характеризуется допустимыми значениями основных параметров и соответствует действующим требованиям ИКАО к уровню выбросов для сверхзвуковых пассажирских самолетов. Тем не менее не удалось обеспечить выполнение соответствующих экологических норм по САЕР/8 для дозвукового взлетно-полетного цикла. В связи с этим вариант облика камеры сгорания для трехдвигательной силовой установки, как компромиссный вариант, был дополнительно подвергнут доводке варьированием расстояния между фронтowymi устройствами и оптимизацией параметров системы основных отверстий и системы охлаждения жаровой трубы.

Сравнение экологических характеристик исходного и доработанного вариантов камеры сгорания для трехдвигательной силовой установки представлено на рис. 7.

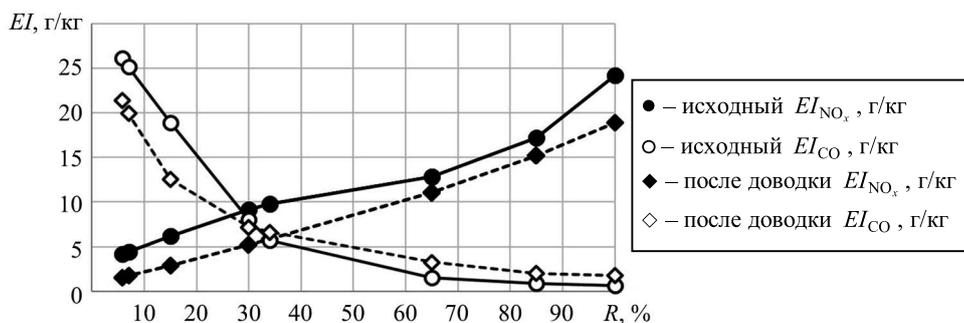


Рис. 7

В результате доводки удалось добиться увеличения запаса по оксидам азота до 78,3 % для сверхзвукового взлетно-полетного цикла и до 3,2 % для дозвукового взлетно-полетного цикла за счет несущественного снижения запасов эмиссии оксида углерода.

Доработка предварительного облика камеры сгорания трехдвигательной силовой установки была направлена на формирование модели со спецификой натурального объекта, что необходимо в том числе для определения теплового состояния жаровой трубы. Ключевой идеей являлось сохранение характеристик, которые были получены с помощью предварительной модели и которые могут измениться вследствие доработки системы охлаждения жаровой трубы [17]. В результате работы была получена уточненная модель камеры сгорания.

Приведем трехмерные чертежи облика камеры сгорания (рис. 8, а), а также элемента жаровой трубы с теплозащитными экранами (рис. 8, б).

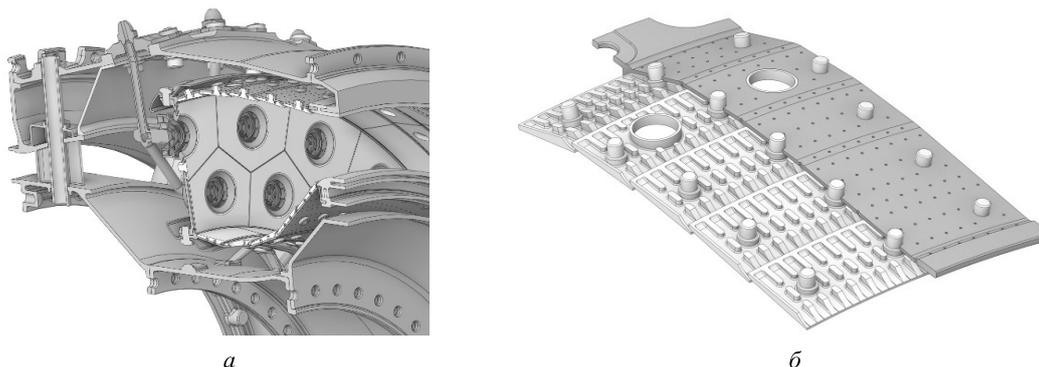


Рис. 8

С применением того же подхода, что и при анализе предварительных обликов, был проведен расчет для взлетного режима. Анализ результатов не выявил значительных изменений в основных и экологических характеристиках, за исключением увеличения потерь полного давления от исходных 5,3 до 5,8 %.

Результаты анализа теплового состояния жаровой трубы с разработанными для нее теплозащитными экранами представлены в табл. 3.

Таблица 3

| Параметр | Объект | |
|--|---------------|----------------------|
| | Жаровая труба | Теплозащитные экраны |
| Материал | ВЖ98 [18] | ВКНА-1В [19] |
| Предельная температура для длительной эксплуатации, °С | примерно 1000 | примерно 1800 |
| Максимальная температура (расчет), °С | 914 | 1554 |
| Средняя по объему температура (расчет), °С | 778 | 1087 |
| Средняя по площади температура (расчет), °С | 837 | 1336 |
| Запас по максимальной температуре, % | 8,6 | 13,7 |

Таким образом, применяемый подход к охлаждению жаровой трубы позволяет остаться в рамках рабочих температур используемых материалов с запасами по максимальной температуре 8,6 и 13,7 % для жаровой трубы и теплозащитных экранов.

Выполнен комплекс работ по разработке и созданию обликов камеры сгорания для трех вариантов силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета. Для этого был разработан редуцированный кинетический механизм горения керосина и проведена его валидация совместно с используемой математической моделью оценки эмиссии вредных веществ. На основе методик, разработанных ЦИАМ, был предложен предварительный облик камеры сгорания, который в дальнейшем анализировался с использованием методов компьютерного моделирования. Вариант камеры сгорания, предназначенный для силовой установки с тремя двигателями, также подвергся доработке с целью улучшения ее экологических

характеристик, оценки теплового состояния камеры сгорания и учета влияния элементов, не проработанных в предварительном облике.

Разработанные камеры сгорания характеризуются приемлемыми основными параметрами и удовлетворяют текущим требованиям ИКАО, а также Нормам летной годности [1], регламентирующим уровни выбросов двигателей сверхзвукового пассажирского самолета. При этом для силовой установки с двумя, тремя и четырьмя двигателями обеспечен запас по эмиссии оксидов азота в размере 44,7; 48,8; 49,3 %, а также запас по выбросам оксида углерода – 76,6; 75,5; 73,3 % относительно установленных норм. Также в результате расчетной доводки камеры сгорания для варианта силовой установки с тремя двигателями достигнуто снижение выбросов оксидов азота при незначительном увеличении эмиссии оксида углерода, что позволило обеспечить запас по эмиссии оксидов азота, установленный для двигателей дозвуковых самолетов. Оценка разработанного метода охлаждения жаровой трубы камеры сгорания подтвердила его эффективность в обеспечении требуемого теплового состояния изделия.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра международного уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 гг. при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (соглашение от 24 июня 2021 г. № 075-15-2021-605).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Нормы летной годности. Охрана окружающей среды. Эмиссия загрязняющих веществ авиационными двигателями. Нормы и испытания НЛГ 34. № 928-П. 2022. 8 с.
2. Охрана окружающей среды: прил. 16 к Конвенции о Международной гражданской авиации. ИКАО, 2017. Т. 2. Эмиссия авиационных двигателей. 190 с.
3. Заев И.А. и др. Моделирование эмиссии токсичных веществ из камеры сгорания стационарной газотурбинной установки // Изв. вузов. Авиационная техника. 2014. № 3. С. 49–54.
4. Ranzi E. et al. Hierarchical and Comparative Kinetic Modeling of Laminar Flame Speeds of Hydrocarbon and Oxygenated Fuels // Progress in Energy and Combustion Science. 2012. Vol. 38. Iss. 4. P. 468–501.
5. Zheng X.L., Lu T.F., Law C.K. Experimental Counterflow Ignition Temperatures and Reaction Mechanisms of 1,3-Butadiene // Proceedings of the Combustion Institute. 2007. Vol. 31. Iss. 1. P. 367–375.
6. Lebedev et al. Systematic Procedure for Reduction of Kinetic Mechanisms of Complex Chemical Processes and Its Software Implementation // Journal of Mathematical Chemistry. 2013. Vol. 51. P. 73–107.
7. Pfahl U., Fieweger K., Adomeit G. Self-Ignition of Diesel-Relevant Hydrocarbon-Air Mixtures under Engine Conditions // Proceedings of Combustion Institute. 1996. Vol. 26. Iss. 1. P. 781–789.
8. Alekseev V.A. et al. Laminar Burning Velocities of n-Decane and Binary Kerosene Surrogate Mixture // Fuel. 2017. Vol. 187. P. 429–434.
9. Liu Y. et al. Review of Modern Low Emissions Combustion Technologies for Aero Gas Turbine Engines // Progress in Aerospace Sciences. 2017. Vol. 5. P. 12–45.
10. Shih T.-H. et al. A New $k-\epsilon$ Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows // Computers & Fluids. 1995. Vol. 24. Iss. 3. P. 227–238.
11. Van Oijen J.A., de Goey L.P.H. Modeling of Premixed Laminar Flames Using Flamelet-Generated Manifold // Combustion Science and Technology. 2000. Vol. 161. Iss. 1. P. 113–137.
12. Vasilyev A. et al. Experience in Development of Combustion Chamber for a Small Gas Turbine Engine // Proc. of the 23rd International Symposium on Air Breathing Engines: Economy, Efficiency and Environment, Sept. 3–8, 2017, Manchester, UK. 2017. Vol. 1. P. 1179–1188.
13. Ланишин А.И., Комратов Д.В., Постников А.А. НИЦМУ «Сверхзвук» в тематике разработки авиационных двигателей // Авиационные двигатели. 2022. № 1 (14). С. 69–78.
14. Васильев А.Ю. и др. Моделирование рабочих режимов распыливания авиационного топлива пневматической форсункой в атмосферных условиях // Тепловые процессы в технике. 2023. № 7 (15). С. 317–324.
15. Коровкин В.Д., Евстигнеев А.А. Программа расчета авиационного ГТД на этапе предварительного проектирования с использованием визуальных программных средств // Авиационные технологии-2000: Тез. междунар. конф., г. Жуковский, 19–24 авг. 1997. Жуковский: ЦАГИ, 1997. С. 27.
16. Тарасенко А.Н., Силюянова М.В. Анализ одномерной методики газодинамического проектировочно-го расчета прямой камеры сгорания ГТД с технологией богато-бедного горения // Авиация и космонавтика: Сб. тез. 22-й Междунар. конф., г. Москва, 20–24 нояб. 2023. М.: Перо, 2023. С. 108.
17. Куценко Ю.Г. Численное исследование предельно достижимых уровней эмиссии оксида азота при использовании технологии богато-бедного горения в камере сгорания ГТД // Изв. вузов. Авиационная техника. 2006. № 1. С. 40–42.
18. Латышев В.Б. Жаропрочные деформируемые свариваемые сплавы для камер сгорания // Авиационные материалы на рубеже XX–XXI веков: Науч.-техн. сб. М.: ВИАМ, 1994. С. 273–278.

Поступила в редакцию 19.03.25

После доработки 23.04.25

Принята к публикации 23.04.25

Low-Emission Combustors for Aircraft Engines: Development and Numerical Analysis of Technical Concepts Using a Reduced Kinetic Mechanism

A.N. TARASENKO^{1,2}, A.YU. VASIL'EV¹, B.I. LOUKHOVITSKI¹,
A.S. SHARIPOV¹, AND M.V. SILUYANOVA²

¹ P.I. Baranov Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow

² Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

The development and analysis of the aircraft engine combustor technical concepts for three variants of the second generation supersonic civil aircraft propulsion systems were carried out. For this purpose, a reduced kinetic mechanism was developed and a mathematical model to assess the harmful substances emission was validated. Based on the calculated characteristics of developed combustors, the refinement of variant for the three-engine propulsion system was carried out, which made it possible to ensure a NO_x emission margin for subsonic aircraft requirements in accordance with CAEP/8. A numerical thermal state simulation of the flame tube with the proposed cooling scheme was also carried out.

Combustor, harmful substances emission, validation, computer fluid dynamics, kinetic mechanism