

**МОДЕРНИЗАЦИЯ МОДУЛЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ
В САЕ-СИСТЕМЕ «АСТРА» НА ОСНОВЕ ТРДД АИ-25****А.А. Алексенцев**

aleksencev.aa@ssau.ru

В.С. Пелевин

pelevin_01@list.ru

И.А. Зубрилин

zubrilin.ia@ssau.ru

Е.П. Филинов

filinov@ssau.ru

Самарский университет, г. Самара, Российская Федерация**Аннотация**

Проектирование камеры сгорания газотурбинного двигателя осложняется наличием большего числа физико-химических процессов, что приводит к существенному увеличению времени разработки. Камера сгорания влияет на экологичность, эффективность, экономичность и надежность газотурбинного двигателя. В связи с этим совершенствование и автоматизация методик проектирования камеры сгорания газотурбинного двигателя становится актуальной задачей. Предложена методика, позволяющая определить параметры кольцевой камеры сгорания на начальном этапе проектирования, когда еще неизвестен ее конструктивный облик. Методика подходит для проектирования камеры сгорания на основе прототипа, в качестве которого выбран двухконтурный турбореактивный двигатель АИ-25, испытанный на стенде в лаборатории Самарского университета. При проектировании, кроме основных характеристик камеры сгорания, таких как потери полного давления, полнота сгорания и коэффициент неравномерности температурного поля на выходе, использован алгоритм вычисления индексов эмиссии на основе статистических данных. Таким образом, разработанный модуль учитывает влияние параметров двигателя на характеристики камеры сгорания, что позволит более обоснованно подходить к назначению параметров узлов при проектировании новых газотурбинных двигателей или модернизации существующих

Ключевые слова

Камера сгорания, температурная неравномерность, полнота сгорания, гидравлические потери, предварительное проектирование

Поступила 16.09.2024

Принята 04.03.2025

© Автор(ы), 2025

Работа выполнена в рамках федерального проекта «Развитие человеческого капитала в интересах регионов, отраслей и сектора исследований и разработок» (проект FSSS-2022-0019)

Введение. Основу цифрового двойника газотурбинного двигателя (ГТД) составляет комплекс математических моделей разного уровня, с помощью которых определяют характеристики и параметры изделия на разных стадиях жизненного цикла и степени детализации. Применение цифровых двойников позволяет сокращать время проектирования двигателя, затраты на производство опытного образца, а также время на его доводку. Используемые при проектировании математические модели уточняют по данным натурных испытаний опытных и серийных образцов.

Начальным этапом создания цифрового двойника ГТД является термодинамический расчет, в результате которого определяют характеристики узлов и параметры рабочего тела в основных сечениях проточной части для последующей проработки конструкции. На начальном этапе проектирования ГТД при проработке характеристик узлов существуют проблемы выбора и идентификации их математических моделей из-за высокой степени неопределенности, особенно для ГТД с перспективными параметрами. Таким образом, точность модели всего двигателя зависит от точности модели каждого отдельного узла. В связи с этим необходимы методики, по которым можно наиболее точно определять характеристики узлов ГТД.

Сложность физико-химических процессов, протекающих в камере сгорания (КС), требует применения результатов опыта проектирования и доводки предшествующих образцов. Такой подход в большей степени пригоден для расчетов КС отдельных семейств двигателей и не подходит для новых образцов. Статистический метод расчета конструктивно-геометрических, интегральных параметров и характеристик КС малоразмерных ГТД приведен в [1].

Недостатком метода является узкий диапазон значений расходного комплекса, для которого по зависимостям из [1] получают достоверный результат. Развитие науки и промышленности способствует проектированию все более совершенных двигателей. Например, для снижения концентрации вредных выбросов в выхлопных газах начинают использовать альтернативные виды топлива, а КС оснащают различными технологиями горения, такими как LPP (Lean-burn Premix Prevaporised), LDI (Lean Direct Injection) и др. Различные КС для ГТД одного класса не позволяют получать низкую погрешность расчетов из-за разных способов организации рабочего процесса.

Предложение использовать модульный метод моделирования КС воздушно-реактивных двигателей приведено в [2]. Суть метода заключается

в представлении КС в виде отдельных элементов, что позволяет добиться приемлемой точности расчетов газодинамических параметров при умеренных требованиях к вычислительным ресурсам. Метод реализован в системе анализа газодинамических процессов «КАМЕРА-4.0». К недостаткам данного метода можно отнести большой объем исходных данных, положение элементов в пространстве и относительно оси, а также их характеристики, что затрудняет проведение расчетов на этапе концептуального проектирования и в большей степени подходит для этапа доводки.

Современные программные комплексы GasTurb [3] и ThermoGTE [4] для расчета термодинамических параметров узлов двигателя наравне с САЕ-системой «Астра» [5] и методами проектирования [6, 7] позволяют рассчитывать лишь ограниченное число параметров КС (коэффициент избытка воздуха, расход топлива и др.). Наибольшее влияние на характеристики двигателя оказывают интегральные характеристики, такие как полнота сгорания и коэффициент восстановления полного давления в КС, которые меняются в зависимости от режима работы двигателя.

Существующие методики [8–10] не позволяют их использовать на этапе концептуального проектирования из-за необходимости рассчитывать геометрические параметры КС и фронтовых устройств. Такой подход оправдан на этапе, когда известны проектные значения характеристик узлов двигателя и характерные сечения проточной части ГТД.

Цель настоящей работы — формирование простой и надежной методики для расчета характеристик КС на этапе предварительного проектирования и дальнейшая модернизация модуля КС в САЕ-системе «Астра» для термогазодинамического расчета ГТД. Большое число методик по предварительному расчету КС свидетельствует об отсутствии единого подхода к решению данной задачи, а также о сложности описания процессов на начальном этапе. Предлагаемая методика предназначена для расчета и оптимизации характеристик одномерной модели газогенератора, которая включает в себя одномерную модель компрессора и турбины. Решение этого вопроса позволит перейти к расчету характеристик газогенератора авиационных ГТД на всем взлетно-посадочном цикле, а также при дальнейшей доработке газотурбинных установок.

Модель расчета КС. При проектировании КС основные требования связаны с обеспечением эффективности двигателя путем достижения заданных значений коэффициента восстановления полного давления и полноты сгорания, надежности за счет выполнения требований к характеристикам неравномерности поля температуры на выходе из КС и экологическим требованиям.

гичности за счет минимизации концентрации загрязняющих веществ в продуктах сгорания. На первом этапе предварительного проектирования ГТД необходимо задать основные параметры КС для номинального режима работы исходя из оптимизации характеристик всего двигателя. В настоящей работе рассмотрена методика определения коэффициента потерь полного давления $\delta_{КС}$ в КС, показателей EI_{CO} , EI_{HC} , EI_{NO_x} эмиссии загрязняющих веществ и максимальной температурной неравномерности θ_{max} на выходе из КС, а также уточнено значение полноты сгорания топлива η_r .

Для демонстрации возможностей предлагаемой модели расчета КС в качестве двигателя прототипа использован установленный на испытательном стенде лаборатории Самарского университета турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД) АИ-25, по которому имеются все необходимые экспериментальные данные¹.

Первым шагом проектирования КС является расчет требуемого объема жаровой трубы $V_{ж.т}$, который можно определить из условий обеспечения полноты сгорания и эмиссии оксидов азота, а также который имеет минимальные ограничения по высотному запуску.

Для удовлетворения требования по эффективности КС при проектировании ТРДД АИ-25 задаются значением η_r для расчета характеристик КС на выбранном взлетном режиме на земле. При отсутствии прототипа по обобщенной статистике [11] можно получить формулу эталонной характеристики, т. е. зависимость полноты сгорания от параметра форсирования

$$\eta_r = 1 - 2,27 \cdot 10^{-3} \Omega. \quad (1)$$

Параметр форсирования Ω характеризует требуемый объем $V_{ж.т}$ в зависимости от режима работы двигателя и определяется по формуле

$$\Omega = \frac{G_{вк}}{P_K^{*1,8} V_{ж.т} \frac{T_K^*}{e^{300}}}, \quad (2)$$

где $G_{вк}$ — расход воздуха на выходе из компрессора; $P_K^{*1,8}$ — давление компрессора. Для уточнения значения параметра Ω введен коэффициент A , учитывающий геометрические параметры КС. По объемной модели

¹ Григорьев В.А. Автоматизированные испытания двухконтурного турбореактивного двигателя АИ-25. Методические указания к лабораторной работе. Самара, Самар. нац. иссл. ун-т, 2016.

проточной части КС, полученной на основе продольного разреза², вычислен $V_{ж.т} = 0,0292 \text{ м}^3$. Таким образом, в формуле (2) для ТРДД АИ-25 коэффициент $A = 0,337$, тогда формула (2) принимает вид

$$\Omega = \frac{0,337 G_{вк}}{P_K^{*1,8} V_{ж.т} e^{\frac{T_K^*}{300}}}$$

Для однозначного определения длины и высоты жаровой трубы необходимо задать отношение $\bar{L} = L_{ж.т} / H_{ж.т}$, где $L_{ж.т}$, $H_{ж.т}$ — длина и высота жаровой трубы. Рекомендуемое значение для современных двигателей лежит в диапазоне 1,6–2,5 при меньших значениях для малоэмиссионных КС. Данное отношение задается экспертно или исходя из параметров двигателя прототипа и может быть параметром на этапе доводки характеристик. Для двигателя прототипа получено значение 2,3 после измерения КС макета. Высоту и длину жаровой трубы можно вычислить по формулам:

$$H_{ж.т} = \sqrt{\frac{V_{ж.т}}{\pi d_{ср} \bar{L}}}, \quad L_{ж.т} = H_{ж.т} \bar{L}.$$

В некоторых методиках предлагается использовать время пребывания τ_K газа в КС для определения индекса эмиссии EI_{NO_x} . Зная зависимость скорости реакции от температуры в КС, можно определить количественное содержание загрязняющих веществ при прохождении газа через жаровую трубу. На время пребывания в КС влияет режим работы двигателя через изменение объемного расхода воздуха на выходе из компрессора $Q = G_{вк} / \rho_K$, где ρ_K — плотность потока воздуха на выходе из компрессора. Таким образом, время пребывания газа в КС можно определить следующим образом:

$$\tau_K = \frac{V_{ж.т}}{Q} = \frac{V_{ж.т} P_K^*}{G_{вк} R T_K^*}. \quad (3)$$

Для получения предварительного конструктивного облика КС необходимо знать распределение воздушных потоков в КС. Условно разделим воздушные потоки на три части: 1) проходящие через фронтное устройство с учетом его охлаждения; 2) проходящие через зону горения с учетом охлаждения стенок жаровой трубы; 3) проходящие через отверстия в зоне смешения.

² Лотарев В.А. Авиационный двухконтурный турбореактивный двигатель АИ-25. Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию. М., Машиностроение, 1980.

Воздушный поток, проходящий через фронтное устройство, рассчитываем, используя выбранный коэффициент избытка воздуха во фронтном устройстве $\alpha_{ф.у}$. Значение $\alpha_{ф.у}$ задают исходя из назначения двигателя и выбранной технологии горения. Так, для технологий Rich-burn, Quick-quench, Lean-burn $\alpha_{ф.у} = 0,6-0,8$, для технологии LPP $\alpha_{ф.у} = 1,2-1,6$. Для малоэмиссионных КС двигателей гражданской авиации рекомендуется выбирать значение $\alpha_{ф.у}$, при котором температура в зоне горения будет составлять 1750...1850 К при низкой скорости образования оксида азота по термическому механизму Зельдовича. Для остальных вариантов можно использовать $\alpha_{ф.у} = 1$ как самое надежное значение с точки зрения устойчивости и эффективности горения. Для этого использована зависимость $T_{з.г}^* = f(\alpha_{з.г}, T_K^*)$ для разных T_K^* [12]. Для промежуточных значений T_K^* температуру в зоне горения $T_{з.г}^*$ определяют численным методом. В настоящей работе приведен программный код, который позволяет выполнять линейную интерполяцию значений $T_{з.г}^*$. Для расчета $G_{в.ф.у}$ в зоне горения принимаем $\alpha_{ф.у} = 1$, тогда

$$G_{в.ф.у} = \alpha_{ф.у} G_T L_0. \quad (4)$$

Воздушный поток в зоне горения можно рассчитать по формуле, аналогичной формуле (4):

$$G_{в.з.г} = \alpha_{з.г} G_T L_0,$$

при этом для КС с обедненным фронтным устройством $\alpha_{з.г} = \alpha_{ф.у}$.

Воздушный поток, проходящий через отверстия в зоне смешения, рассматривается как поток, проходящий по кольцевым каналам КС. Скорость потока и площадь отверстий существенно влияют на качество смешения в газосборнике, что в свою очередь влияет на температурную неравномерность на выходе из КС и гидравлические потери. Для определения скорости используется коэффициент $k^{opt} = F_{ж.т} / F_M = 0,7-0,8$ ($F_{ж.т}$ — площадь жаровой трубы; F_M — площадь миделевого сечения). Площадь кольцевого канала $F_{к.к}$ определяется по формуле

$$F_{к.к} = \frac{F_{ж.т} (1 - k^{opt})}{k^{opt}}.$$

При прохождении воздуха через отверстия газосборника примем, что скорость прохождения через отверстия соответствует скорости в кольцевом канале:

$$\omega_{к.к} = \frac{G_B - G_{Bф.у}}{\rho_k F_{к.к}}$$

Для расчета суммарной площади отверстий $F_{отв}$ в стенках жаровой трубы примем среднее значение коэффициента расхода $\mu = 0,8$, тогда площадь отверстий $F_{отв}$, кроме зоны горения, можно записать так:

$$F_{отв} = \frac{G_B - G_{Bз.г}}{\rho_k \omega_{к.к} \mu}$$

После расчета основных площадей переходим к расчету гидравлических потерь. На данном этапе конструктивный облик и тип фронтального устройства не учитываются, коэффициент восстановления полного давления в КС $\sigma_{КС} = 1 - \delta_{КС}$, где суммарные потери полного давления $\delta_{КС}$ складываются из потерь в диффузоре δ_d , на стенках жаровой трубы $\delta_{ж.т}$ и тепловых потерь δ_T [13, 14]:

$$\delta_{КС} = \delta_{ж.т} + \delta_d + \delta_T.$$

Формулу для расчета потерь $\delta_{ж.т}$, δ_d , δ_T можно записать в следующем виде [12]:

$$\delta = \xi \frac{k}{k+1} \lambda_{вых}^2,$$

где ξ — коэффициент сопротивления; $k = 1,4$ — показатель адиабаты воздуха; $\lambda_{вых}$ — безразмерная скорость на выходе из компрессора. Видно, что потери зависят от двух параметров: коэффициента сопротивления, определяющего конструкцию, и режима работы двигателя, влияющего на $\lambda_{вых}$.

Основные потери в КС связаны с прохождением воздуха через отверстия в жаровой трубе. Относительным параметром, влияющим на сопротивление жаровой трубы, является $\mu F_{отв} / F_{к.к}$, который характеризует скорость в отверстиях жаровой трубы. Кроме местных потерь в отверстиях стенок, также есть потери на смешение

$$\xi_{ж.т} = \frac{1 + 0,008 \frac{F_{ж.т}}{\mu F_{отв}}}{1 - 0,68e^{-\frac{F_{к.к}}{\mu F_{отв}}}} \left(\frac{F_{к.к}}{\mu F_{отв}} \right)^2.$$

Поиск оптимального решения по потерям полного давления определяется фактором уменьшения потерь, что приводит к снижению эффективности системы охлаждения стенок жаровой трубы и соплового аппарата, и фактором увеличения потерь, что уменьшает КПД цикла.

Потери в диффузоре, связанные с расширением воздуха, негативно влияют на общий КПД цикла. Основным показателем диффузора является степень расширения n_d , равная отношению площади выхода из диффузора F_d к площади на выходе из компрессора F_k . На сопротивление диффузора ξ_d существенное влияние оказывает неравномерность потока, его остаточная закрутка и сопротивление трению, поэтому на практике вводят коэффициент k_d . Для того чтобы уменьшить длину КС и двигателя в целом, отбор воздуха во фронтное устройство может осуществляться еще до конца конструкции диффузора, что влияет на степень расширения воздуха в нем. Для этого вводят коэффициент c , тогда зависимость принимает вид

$$\xi_d = k_d \left(1 - \frac{1}{cn_d} \right)^2.$$

Фактически значения k_d и c зависят от конструкции диффузора и фронтного устройства, это не дает определить их однозначно для разных двигателей. В настоящей работе $k_d = 1,5$, $c = 1,1$ [15]. Уточнить значения коэффициентов можно на этапе трехмерного расчета.

Кроме гидравлических потерь, необходимо учитывать и тепловые потери, возникающие вследствие подвода теплоты к рабочему телу во время горения. Коэффициент тепловых потерь можно определить как [16]

$$\xi_T = K_{\Delta T} \left(\frac{F_{к.к}}{F_{ж.т}} \right)^2 \left(\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{К}^*} - 1 \right),$$

где $K_{\Delta T} = 26,94 \exp(-10,12(F_{к.к}/F_{ж.т}))$ [13].

Комплексным показателем является максимальная температурная неравномерность θ_{\max} на выходе из КС. На комплексный показатель влияют качество смешения воздуха, тип фронтного устройства и длина газосборника $L_{гс}$. Часто требуемых значений данного показателя добиваются на этапах доводки или численного моделирования. В настоящей работе ограничимся лишь его оценкой, приведенной в [15]:

$$\theta_{\max} = \frac{T_{\max}^* - T_{\Gamma}^*}{T_{\Gamma}^* - T_{К}^*} = 2 - e^{\left(-0,05 \frac{L_{гс} \Delta P}{H_{\max} \bar{q}} \right)^{-1}}, \quad \bar{q} = \frac{\rho_{к} \omega_{к}^2}{2},$$

где \bar{q} — скоростной напор на выходе из компрессора; ΔP — перепад давления в КС; $\rho_{к}$, $\omega_{к}$ — плотность и скорость воздуха на выходе из компрессора.

При расчете характеристик КС на других режимах фиксируется значение $V_{ж.т}$, поэтому для определения η_r можно использовать (1).

Оценку экологических характеристик важно провести на начальном этапе проектирования КС. Это осложнено тем, что содержание вредных веществ существенно зависит от режима работы двигателя, потому оценивают на режимах, составляющих условный стандартный взлетно-посадочный цикл (СВПЦ).

Например, интенсивное выделение NO_x и, как следствие, наибольшая концентрация NO_x в продуктах сгорания наблюдаются при взлете и наборе высоты как на наиболее нагруженных режимах из-за достаточно высоких температур в зоне горения КС. При снижении тяги концентрация HC и CO увеличивается и оказывается максимальной на режиме малого газа при снижении самолета и рулении в аэропорту. Это объясняется обеднением топливно-воздушной смеси, а также снижением параметров цикла: полного давления и температуры на входе в КС [17–19].

На практике для оценки экологических характеристик двигателя используют параметр эмиссии M_i/P_0 за СВПЦ в граммах вещества за цикл на килоньютон взлетной тяги.

После уточняющего расчета характеристик двигателя с новыми значениями характеристик КС получаем значения $C_{y,dj}$ для всех режимов. Показатели эмиссии EI_{CO} и EI_{HC} можно определить, зная полноту сгорания:

$$\eta_r = 1 - \frac{EI_{CO}Q_{CO} + EI_{HC}Q_{HC}}{Hu \cdot 10^3}, \quad (5)$$

где Q_{CO} , Q_{HC} — теплота сгорания CO и HC до CO_2 и H_2O ; Hu — низшая удельная теплота сгорания топлива. В свою очередь $Q_{CO}/Hu = 0,24$ и $Q_{HC}/Hu = 4,83$. Тогда зависимость (5) можно преобразовать так:

$$1 - \eta_r = 0,24 \cdot 10^3 EI_{HC} (\beta + 4,83), \quad (6)$$

где $\beta = EI_{CO}/EI_{HC}$ — эталонная характеристика взаимосвязи выбросов CO и HC [11], которую можно определить в зависимости от полноты сгорания или по формуле $\beta = 3,4(1 - \eta_r)^{-0,5}$. Из (6) найдем EI_{HC} , далее, зная β , вычислим EI_{CO} :

$$EI_{HC} = \frac{1 - \eta_r}{0,24 \cdot 10^3 (\beta + 4,83)}, \quad EI_{CO} = \beta EI_{HC}.$$

Значение EI_{NO_x} можно определить графическим способом или на основе статистических данных зависимостей от времени пребывания в КС

$\tau_{КС}$, вычисленного по формуле (3), и температуры за компрессором T_K^* для различных двигателей [11], а также по формуле $EI_{NO_x} = 1,77 \cdot 10^{-12} T_K^{*5,29} \tau_{КС}$. Таким образом, получена математическая модель КС. Схема расчета параметров КС приведена на рис. 1.

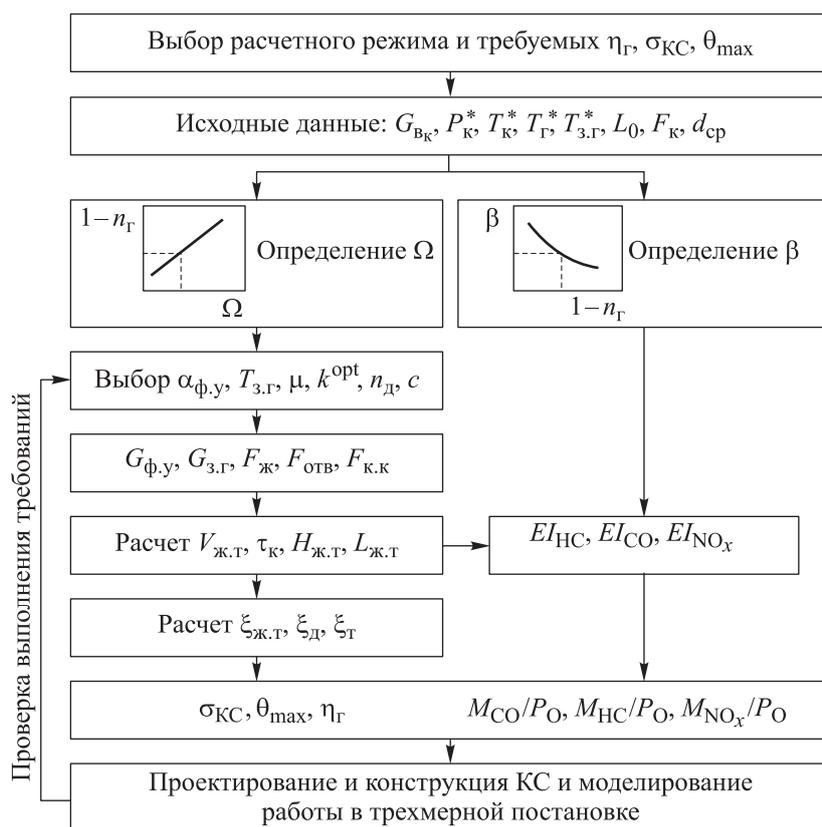


Рис. 1. Схема расчета параметров КС

Результаты расчета параметров КС. Проведены расчеты параметров КС для номинального (Ne) и крейсерских ($0,4Ne$, $0,6Ne$, $0,85Ne$) режимов³ при полете на высоте 6000 м при скорости 550 км/ч, а также для режимов, составляющих СВПЦ в условиях международной стандартной атмосферы (МСА).

Построение модели позволило объединить результаты испытаний двигателя на стенде для создания термогазодинамической модели данного двигателя. В результате однорежимной идентификации определены

³ Лотарев В.А. Авиационный двухконтурный турбореактивный двигатель АИ-25.

основные параметры двигателя на взлетном режиме. Относительные отклонения рассчитанного значения удельного расхода топлива, расхода воздуха и суммарной степени повышения давления от результатов испытаний составили менее 5 %. На основе данной математической модели рассчитаны параметры на выходе из компрессора для различных режимов и внешних условий (табл. 1).

Таблица 1

Параметры газа на выходе из компрессора для различных режимов и внешних условий

Параметр	$H = 6000 \text{ м}, V = 550 \text{ км/ч}$				$H = 0, V = 0$			
	Ne	$0,4Ne$	$0,6Ne$	$0,85Ne$	$0,07P$	$0,3P$	$0,85P$	P_{\max}
$P, \text{ кН}$	6,0	1,8	3,4	5,1	1,0	4,4	12,5	14,7
$P_{\text{КВД}}^*, \text{ кПа}$	495,6	273,4	362,3	449,7	170,1	360,8	721,5	811,2
$T_{\text{КВД}}^*, \text{ К}$	547	440	478	517	360,51	453	542	567
$T_{\text{Г}}^*, \text{ К}$	1181	803	928	1063	802	814	956	1150
$G_{\text{в}}, \text{ кг/с}$	8,532	5,806	7,15	8,119	3,959	8,097	12,949	13,324
$G_{\text{т}}, \text{ кг/с}$	0,148	0,054	0,084	0,121	0,048	0,081	0,193	0,240

Эти результаты позволяют перейти к расчету характеристик КС на номинальном режиме по формулам, приведенным ранее. Геометрические характеристики не зависят от режима работы двигателя. В настоящей работе для идентификации модели КС ТРДД АИ-25 уточнены некоторые геометрические характеристики на разрезном макете двигателя.

Особое внимание уделено параметрам $\eta_{\text{Г}}$, $\sigma_{\text{КС}}$, θ_{\max} , которые являются основными показателями совершенства КС. Зависимости $\eta_{\text{Г}}$ от режимов работы двигателя приведены на рис. 2, а и 3, а. Видно, что полнота сгорания имеет большие значения при наиболее нагруженных режимах. Это позволяет получить представление об экологических показателях КС и перейти к их расчету.

Распределение $\sigma_{\text{КС}}$ в зависимости от режима работы двигателя (рис. 2, б и 3, б) показывает, что на низких режимах работы двигателя гидравлические потери больше. Это можно объяснить увеличением скорости $\lambda_{\text{вых}}$ на выходе из компрессора.

Важность уточнения данного параметра на различных режимах можно объяснить тем, что при увеличении на 1 % $\sigma_{\text{КС}}$ на номинальном режиме удельный расход топлива уменьшится на 2,3 % с уменьшением тяги на 7,5 %, что указывает на существенное влияние характеристик КС на работу двигателя в целом.

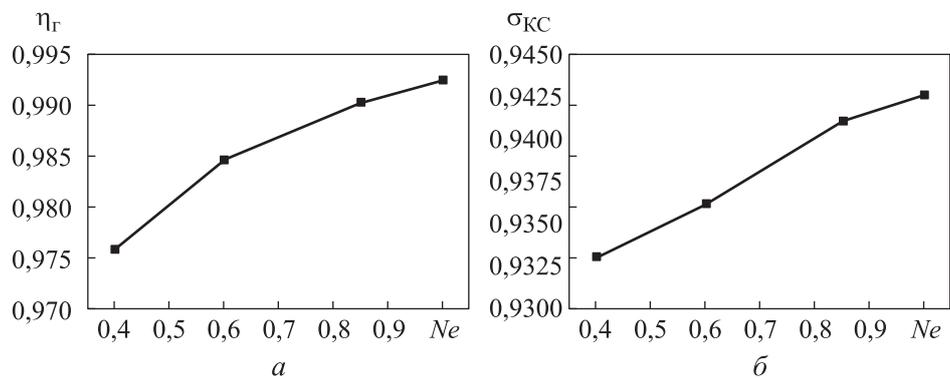


Рис. 2. Зависимости η_g (а), $\sigma_{КС}$ (б), θ_{max} (в) от режима работы двигателя в условиях МСА при $H = 6000$ м, $V = 550$ км/ч

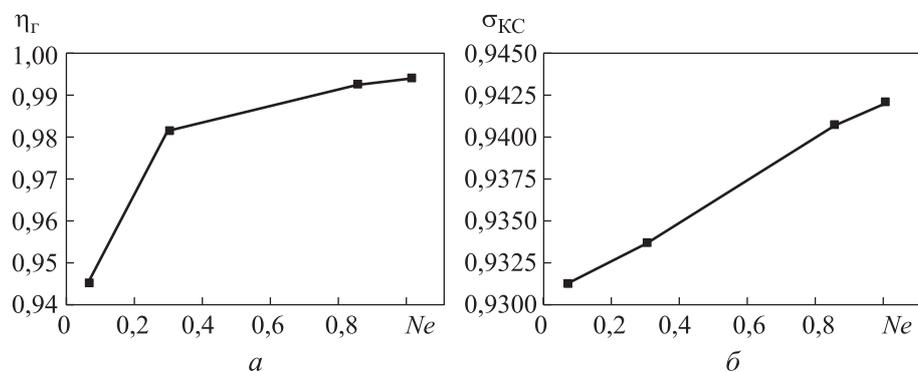
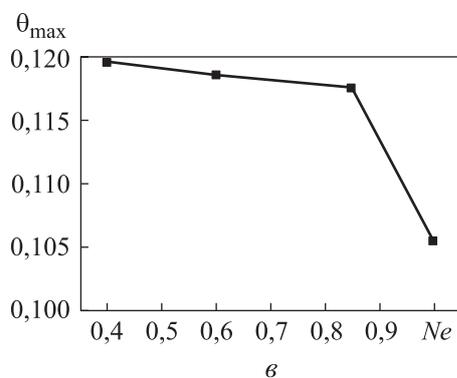
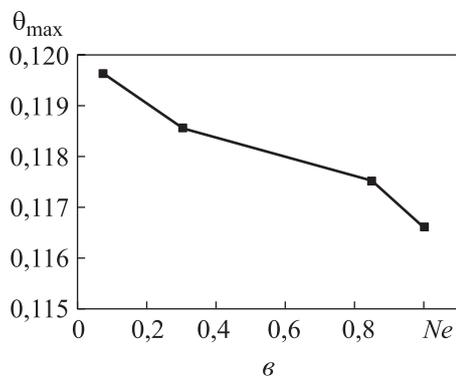


Рис. 3. Зависимости η_g (а), $\sigma_{КС}$ (б), θ_{max} (в) от режима работы двигателя в условиях МСА при $H = 0$, $V = 0$



Увеличение длительности работы двигателя ведет к росту перепада давления на стенках КС и расхода воздуха через отверстия, это приводит к увеличению энергии струй воздуха, проникающих в поток газа.

Поскольку для данной КС время пребывания на различных режимах не изменилось, это улучшает качество смешения, а следовательно, уменьшается и θ_{\max} , что видно на рис. 2, в и 3, в.

Результаты расчета показателей эмиссии различных загрязняющих веществ для режимов СВПЦ приведены в табл. 2 и 3. Описанные ранее тенденции изменения концентрации совпадают с теоретическими представлениями.

Таблица 2

Результат расчета показателей эмиссии различных загрязняющих веществ для режимов СВПЦ

Параметр	Режим полета			
	Малого газа	0,4Ne	0,85Ne	Максимальный
$\delta_{КС}$	0,06	0,02	0,01	0,01
β	4,02	7,98	10,23	13,54
EI_{HC} , г/кг	25,98	7,26	1,98	1,29
EI_{CO} , г/кг	103,94	58,08	19,77	16,77
EI_{NO_x} , г/кг	1,01	3,96	7,15	10,34
\bar{P}	0,07	0,30	0,85	1,00
$\Delta\bar{\tau}$, ч	0,43	0,07	0,04	0,01
$C_{уд}$, (кг · ч)/кН	167,35	65,04	58,65	55,10

Таблица 3

Результаты расчета показателей эмиссии двигателя АИ-25 за СВПЦ для различных загрязняющих веществ

Загрязняющее вещество	Расчетное значение M_i/P_0 , г/кН	Экспериментальное значение ⁴ M_i/P_0 , г/кН	Относительная погрешность ε , %
M_{HC}/P_0	145,47	149,9	3,02
M_{CO}/P_0	648,52	589,7	9,08
M_{NO}/P_0	29,34	34,9	18,96

Результаты расчета показателей эмиссии сопоставляли со значениями, указанными в [20, 21]. Приведенная математическая модель дает достаточную точность вычислений при известных характеристиках КС. Очевидно, что учесть все нюансы и особенности конструкции доведенной КС серийного двигателя достаточно трудоемко и затратно. В связи с этим получен-

⁴ Методика расчета выбросов загрязняющих веществ двигателями воздушных судов гражданской авиации. М., ФГУП «ГосНИИГА», ЗАО «ЦЭБ ГА», 2008.

ные на данной стадии проектирования КС результаты считаются удовлетворительными.

Выводы. В результате расчета характеристик ТРДД АИ-25 выявлено, что предлагаемая математическая модель позволяет с некоторыми доработками получать достоверные данные. Отличительной особенностью настоящей работы является уточнение коэффициентов статистических зависимостей для конкретной КС.

Предлагаемая модель позволяет на этапе предварительного проектирования определить соответствие экологических показателей двигателя предъявляемым нормам.

Для достижения заданных параметров КС есть возможность варьирования безразмерными коэффициентами, характеризующими геометрию отдельных элементов КС: n_d , \bar{L} , k^{opt} , k_d и c . Большое влияние на экологические показатели двигателя оказывает параметр $V_{ж.т.}$, в связи с этим целесообразно варьировать значением этого параметра для выполнения требования, предъявляемого к вредным выбросам.

Значения полученных зависимостей η_r , $\sigma_{КС}$, θ_{max} от режимов работы двигателя согласуются с практическими значениями. Относительные погрешности расчета параметров эмиссии основных загрязняющих веществ CO , HC , NO_x лежат в пределах 3...19 % экспериментальных данных. С учетом признанной погрешности при расчете выбросов до 30 %, погрешность приведенного расчета можно полагать приемлемой для данной стадии проектирования.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ланский А.М., Лукачев С.В., Лукачев С.Г. Статистический анализ влияния размерности на параметры камер сгорания ГТД. *Труды МАИ*, 2010, № 41. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=23770>
- [2] Кофман В.М. Математическая модель расчета теплового состояния кольцевых камер сгорания ГТД. *Вестник УГАТУ*, 2013, № 1, с. 10–20. EDN: QISVQF
- [3] Аксенов А.Н., Култышев А.Ю., Пульдаш Л.А. Сравнительный анализ расчета термодинамических циклов приводных газотурбинных двигателей. *Вестник ТюмГУ. Физико-математическое моделирование. Нефть, газ, энергетика*, 2022, т. 8, № 2, с. 10–31. DOI: <https://doi.org/10.21684/2411-7978-2022-8-2-10-31>
- [4] Александров Ю.Б., Нгуен Т.Д., Мингазов Б.Г. Проектирование и доводка камер сгорания газотурбинных двигателей на основе расчетов различного уровня сложности. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2021, т. 20, № 3, с. 7–23. DOI: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2021-20-3-7-23>

- [5] Кузьмичев В.С., Крупенич И.Н., Рыбаков В.Н. и др. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в CAE системе «Астра». *Труды МАИ*, 2013, № 67. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=41518>
- [6] Александров Ю.Б., Сабирзянов А.Н., Явкин В.Б. Влияние упрощения геометрической модели камеры сгорания газотурбинного двигателя на результаты численного моделирования. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2017, № 4, с. 90–96. EDN: YLNХОQ
- [7] Харитонов В.Ф., Коновалова А.В. Газодинамическое моделирование камер сгорания ГТД на основе модульного метода. *Вестник УГАТУ*, 2003, т. 4, № 1, с. 55–63.
- [8] Silva R., Lacava P. Preliminary design of a combustion chamber for microturbine based in an automotive turbocharger. *22nd COBEM*, 2013, pp. 412–422.
- [9] Khandelwal B., Banjo O., Sethi V. Design, evaluation and performance analysis of staged low emission combustors. *J. Eng. Gas Turbines Power*, 2014, vol. 136, no. 10, art. 101501. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4027357>
- [10] Khandelwal B., Karakurt A., Sethi V., et al. Preliminary design and performance analysis of a low emission aero-derived gas turbine combustor. *Aeronaut. J.*, 2013, vol. 117, no. 1198, pp. 1249–1271. DOI: <https://doi.org/10.1017/S0001924000008848>
- [11] Диденко А.А. Теория и расчет камер сгорания ВРД. Часть II. Оценка экологических показателей камер сгорания ГТД. Самара, СГАУ, 2012.
- [12] Ланский А.М., Лукачев С.В., Матвеев С.Г. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД. Самара, СНЦ РАН, 2009.
- [13] Александров Ю.Б., Нгуен Т.Д., Мингазов Б.Г. Проектирование и доводка камер сгорания газотурбинных двигателей на основе расчетов различного уровня сложности. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2021, т. 20, № 3, с. 7–23. DOI: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2021-20-3-7-23>
- [14] Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А. и др. Теория камеры сгорания. СПб., Наука, 2010.
- [15] Абрашкин В.Ю. Формирование полей температуры газа на выходе из камер сгорания малоразмерных ГТД. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, СГАУ, 2006.
- [16] Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М., Мир, 1986.
- [17] Li J., Sun X., Liu Y., et al. Preliminary aerodynamic design methodology for aero engine lean direct injection combustors. *Aeronaut. J.*, 2017, vol. 121, no. 1242, pp. 1087–1108. DOI: <https://doi.org/10.1017/aer.2017.47>
- [18] Tietz S., Behrendt T. Development and application of a pre-design tool for aero-engine combustors. *CEAS Aeronaut. J.*, 2011, vol. 2, no. 1-4, pp. 111–123. DOI: <https://doi.org/10.1007/s13272-011-0012-x>
- [19] Liu Y., Sun X., Sethi V., et al. Development and application of a preliminary design methodology for modern low emissions aero combustors. *Proc. Inst. Mech. Eng. A*, 2020, vol. 235, no. 4, pp. 783–806. DOI: <https://doi.org/10.1177/0957650920919549>

[20] Куценко Ю.Г. Численные методы оценки эмиссионных характеристик камер сгорания газотурбинных двигателей. Екатеринбург, Пермь, УрО РАН, 2006.

[21] Kyprianidis K., Nalianda D., Dahlquist E. A NO_x emissions correlation for modern RQL combustors. *Energy Procedia*, 2015, vol. 75, pp. 2323–2330.

DOI: <https://doi.org/10.1016/j.egypro.2015.07.433>

Алексенцев Артем Алексеевич — лаборант-исследователь инжинирингового центра и научно-исследовательской лаборатории «Энергетические установки» Самарского университета (Российская Федерация, 443086, г. Самара, Московское ш., д. 34).

Пелевин Владислав Сергеевич — лаборант-исследователь научно-исследовательской лаборатории «Энергетические установки» Самарского университета (Российская Федерация, 443086, г. Самара, Московское ш., д. 34).

Зубрилин Иван Александрович — заведующий научно-исследовательской лабораторией «Энергетические установки» Самарского университета (Российская Федерация, 443086, г. Самара, Московское ш., д. 34).

Филинов Евгений Павлович — канд. техн. наук, старший научный сотрудник конструкторского бюро двигателестроения, научно-исследовательской лаборатории «Энергетические установки», доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов имени В.П. Лукачева Самарского университета (Российская Федерация, 443086, г. Самара, Московское ш., д. 34).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Алексенцев А.А., Пелевин В.С., Зубрилин И.А. и др. Модернизация модуля камеры сгорания в САЕ-системе «Астра» на основе ТРДД АИ-25. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2025, № 4 (155), с. 4–22. EDN: LXVXES

**MODERNIZATION OF THE AI-25 BYPASS TURBOFAN
ENGINE COMBUSTION CHAMBER MODULE
USING THE ASTRA CAE-SYSTEM**

A.A. Aleksentsev

aleksentsev.aa@ssau.ru

V.S. Pelevin

pelevin_01@list.ru

I.A. Zubrilin

zubrilin.ia@ssau.ru

E.P. Filinov

filinov@ssau.ru

Samara University, Samara, Russian Federation

Abstract

Designing the gas turbine engine combustion chamber is complicated by the high number of physical and chemical phenomena in comparison with the other engine components, as it significantly increases the de-

Keywords

Combustion chamber, temperature unevenness, combustion efficiency, hydraulic losses, preliminary design

sign time. Combustion chamber influences the engine parameters, such as environmental friendliness, efficiency, cost effectiveness, and reliability. Therefore, improving and automating the gas turbine engine combustion chamber design methods is becoming a pressing issue. This paper considers a method making it possible to determine parameters of the annular combustion chamber at the initial design stage, when its configuration is still unknown. The proposed method is applicable in designing the combustion chamber based on its prototype. The AI-25 bypass turbojet engine is selected as a prototype, due to this engine test results availability at the Samara University laboratory. In addition to the main combustion chamber characteristics, such as total pressure loss, combustion efficiency, and the temperature field non-uniformity coefficient at the outlet, the paper applies an algorithm for computing the emission indices based on the statistical data. Thus, the developed module takes into account the engine parameters influence on the combustion chamber characteristics, which would allow for a more informed approach to assigning component parameters in design and development of new gas turbine engines, or upgrading the existing ones

Received 16.09.2024

Accepted 04.03.2025

© Author(s), 2025

The work was carried out within the framework of the Federal Project “Development of Human Capital in the Interests of Regions, Industries and Research and Development Sector” (project no. FSSS-2022-00190)

REFERENCES

- [1] Lanskiy A.M., Lukachev S.V., Lukachev S.G. Statistical analysis of the effect of dimension on the parameters of GTE combustion chambers. *Trudy MAI*, 2010, no. 41 (in Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=23770>
- [2] Kofman V.M. A mathematical model for calculating the thermal state of the GTE annular combustor. *Vestnik UGATU*, 2013, no. 1, pp. 10–20 (in Russ.). EDN: QISVQF
- [3] Aksenov A.N., Kultyshev A.Yu., Puldas L.A. Comparative analysis of turboshaft engines thermodynamic cycles calculation. *Vestnik TyumGU. Fiziko-matematicheskoe modelirovanie. Neft, gaz, energetika* [Tyumen State University Herald. Physical and Mathematical Modeling. Oil, Gas, Energy], 2022, vol. 8, no. 2, pp. 10–31 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.21684/2411-7978-2022-8-2-10-31>
- [4] Aleksandrov Yu.B., Nguen T.D., Mingazov B.G. Design and development of combustion chambers for gas turbine engines based on calculations of various levels of complexity. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*

[Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2021, vol. 20, no. 3, pp. 7–23 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2021-20-3-7-23>

[5] Kuzmichev V.S., Krupenich I.N., Rybakov V.N., et al. Generation of the gas turbine engine working process virtual model Subject area of the case. *Trudy MAI*, 2013, no. 67 (in Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=41518>

[6] Aleksandrov Yu.B., Sabirzyanov A.N., Yavkin V.B. Influence of simplifying a geometrical model of the gas turbine engine combustion chamber on the results of numerical modeling. *Russ. Aeronaut.*, 2017, vol. 60, no. 4, pp. 575–582.
DOI: <https://doi.org/10.3103/S1068799817040146>

[7] Kharitonov V.F., Konovalova A.V. Gas dynamic modeling of gas turbine combustion chambers based on the modular method. *Vestnik UGATU*, 2003, vol. 4, no. 1, pp. 55–63 (in Russ.).

[8] Silva R., Lacava P. Preliminary design of a combustion chamber for microturbine based in an automotive turbocharger. *22nd COBEM*, 2013, pp. 412–422.

[9] Khandelwal B., Banjo O., Sethi V. Design, evaluation and performance analysis of staged low emission combustors. *J. Eng. Gas Turbines Power*, 2014, vol. 136, no. 10, art. 101501. DOI: <https://doi.org/10.1115/1.4027357>

[10] Khandelwal B., Karakurt A., Sethi V., et al. Preliminary design and performance analysis of a low emission aero-derived gas turbine combustor. *Aeronaut. J.*, 2013, vol. 117, no. 1198, pp. 1249–1271. DOI: <https://doi.org/10.1017/S0001924000008848>

[11] Didenko A.A. Teoriya i raschet kamer sgoraniya VRD. Chast II. Otsenka ekologicheskikh pokazateley kamer sgoraniya GTD [Theory and design of VJE combustion chambers. P. II. Evaluation of environmental performance of gas turbine engine combustion chambers]. Samara, SGAU Publ., 2012.

[12] Lanskiy A.M., Lukachev S.V., Matveev S.G. Rabochiy protsess kamer sgoraniya malorazmernykh GTD [Working process of combustion chambers of small-size GTE]. Samara, SNTs RAN Publ., 2009.

[13] Aleksandrov Yu.B., Nguen T.D., Mingazov B.G. Design and development of combustion chambers for gas turbine engines based on calculations of various levels of complexity. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2021, vol. 20, no. 3, pp. 7–23 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2021-20-3-7-23>

[14] Grigoryev A.V., Mitrofanov V.A., Rudakov O.A., et al. Teoriya kamery sgoraniya [Theory of the combustion chamber]. St. Petersburg, Nauka Publ., 2010.

[15] Abrashkin V.Yu. Formirovanie poley temperatury gaza na vykhode iz kamer sgoraniya malorazmernykh GTD. Dis. kand. tekhn. nauk [Formation of gas temperature fields at the outlet from the combustion chambers of small-size GTEs. Cand. Sc. (Eng.). Diss.]. Samara, SGAU, 2006 (in Russ.).

[16] Lefebvre A.H. Gas turbine combustion. Washington, Hemisphere, 1983.

- [17] Li J., Sun X., Liu Y., et al. Preliminary aerodynamic design methodology for aero engine lean direct injection combustors. *Aeronaut. J.*, 2017, vol. 121, no. 1242, pp. 1087–1108. DOI: <https://doi.org/10.1017/aer.2017.47>
- [18] Tietz S., Behrendt T. Development and application of a pre-design tool for aero-engine combustors. *CEAS Aeronaut. J.*, 2011, vol. 2, no. 1-4, pp. 111–123. DOI: <https://doi.org/10.1007/s13272-011-0012-x>
- [19] Liu Y., Sun X., Sethi V., et al. Development and application of a preliminary design methodology for modern low emissions aero combustors. *Proc. Inst. Mech. Eng. A*, 2020, vol. 235, no. 4, pp. 783–806. DOI: <https://doi.org/10.1177/0957650920919549>
- [20] Kutsenko Yu.G. Chislennyye metody otsenki emissionnykh kharakteristik kamer sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley [Numerical methods for estimating the emission characteristics of combustion chambers of gas turbine engines]. Ekaterinburg, Perm, UrO RAN Publ., 2006.
- [21] Kyprianidis K., Nalianda D., Dahlquist E. A NO_x emissions correlation for modern RQL combustors. *Energy Procedia*, 2015, vol. 75, pp. 2323–2330. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.egypro.2015.07.433>

Aleksentsev A.A. — Laboratory Researcher, Engineering Center, Power Plants Research Laboratory, Samara University (Moskovskoe shosse 34, Samara, 443086 Russian Federation).

Pelevin V.S. — Laboratory Researcher, Power Plants Research Laboratory, Samara University (Moskovskoe shosse 34, Samara, 443086 Russian Federation).

Zubrilin I.A. — Head of the Power Plants Research Laboratory, Samara University (Moskovskoe shosse 34, Samara, 443086 Russian Federation).

Filinov E.P. — Cand. Sc. (Eng.), Senior Researcher, Design Bureau of Engine Construction, Power Plants Research Laboratory; Assoc. Professor, Department of Aircraft Engine Theory n.a. V.P. Lukachev, Samara University (Moskovskoe shosse 34, Samara, 443086 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Aleksentsev A.A., Pelevin V.S., Zubrilin I.A., et al. Modernization of the AI-25 bypass turbofan engine combustion chamber module using the *Astra* CAE-system. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2025, no. 4 (155), pp. 4–22 (in Russ.). EDN: LXVXES