

УДК 621.452.022

В.Е. КОСТЮК¹, И.Ф. КРАВЧЕНКО²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²ГП ЗМКБ «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, Украина

АНАЛИЗ СОВРЕМЕННЫХ ПОДХОДОВ К ПРОГНОЗИРОВАНИЮ ПУСКОВЫХ И СРЫВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД.

I. МАКРОМОДЕЛИРОВАНИЕ

Рассмотрена проблема прогнозирования пусковых и срывных характеристик при разработке и модификации камер сгорания ГТД. В результате анализа опубликованных работ определена область применения методов математического моделирования явлений воспламенения и погасания пламени на макроуровне. Предложено использовать регрессионные макромоделли на этапе предварительного проектирования камер сгорания.

камера сгорания ГТД, методология проектирования, пусковая и срывная характеристики, явления воспламенения и погасания пламени, эмпирические и теоретические макромоделли, регрессионный анализ

Камера сгорания (КС) – один из наиболее трудных в проектировании и доводке элементов газотурбинного двигателя (ГТД). Причины – сложность рабочего процесса, ограниченная информативность экспериментальных методов исследования, недостаточные общность математических моделей и точность расчетных методов оценки функциональных свойств КС.

Важнейшими функциональными требованиями к КС ГТД являются надежное воспламенение и устойчивое горение топливоздушная смеси (ТВС).

С развитием авиадвигателестроения увеличиваются параметры термодинамического цикла ГТД, при этом снижается суммарный коэффициент избытка воздуха и растет давление в КС. Вследствие роста цен на энергоносители и удорожания производства авиационного керосина, а также в связи с необходимостью увеличения дальности полета самолетов, наметилась тенденция применения в авиационных ГТД топлив с повышенным содержанием ароматических углеводородов. Совокупность этих факторов приводит к увеличению выбросов сажи и оксидов азота (NO_x). Конструктивные мероприятия, направленные на снижение выброса NO_x и дымле-

ния, как правило, приводят к снижению устойчивости рабочего процесса КС [1]. В то же время последовательно ужесточаются предельно допустимые нормы выбросов вредных веществ в атмосферу, устанавливаемые Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) и национальными стандартами (рис. 1) [2]. Поэтому прогресс в создании малоэмиссионных КС непосредственно зависит от решения проблемы обеспечения их высоких пусковых и срывных характеристик.

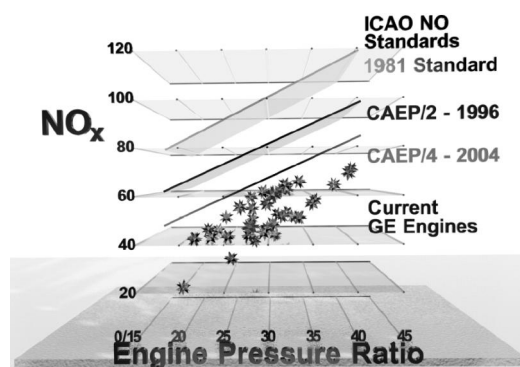


Рис. 1. Ужесточение требований к предельно допустимым нормам выбросов NO_x в атмосферу авиационными ГТД [2]

Трудности обеспечения приемлемых характеристик КС во многом обусловлены несовершенством традиционной методологии их проектирования. Процесс разработки КС долгие годы большей ча-

стью состоял из экспериментальных исследований, стендовых испытаний, анализа результатов и последующей компоновки, основанной на приобретенном ранее опыте. Этот процесс был весьма успешным, однако два основных фактора вызвали изменения в методологии проектирования КС в последние годы. Прежде всего – это потребность в формировании такого процесса проектирования, который мог бы быстро реагировать на изменение запросов рынка. Процесс проектирования, основанный на проведении стендовых испытаний, является и дорогостоящим, и медленным. Поэтому, чтобы закончить новый проект быстрее, необходимо исключить из плана часть испытаний. Это возможно лишь в том случае, если математические методы прогнозирования характеристик КС доступны уже на самых ранних стадиях проектирования, и им можно доверять настолько, чтобы рассчитывать на достижение запланированных характеристик лишь с небольшим числом проверочных испытаний. Второй важнейший фактор – это продолжающееся ужесточение требований к эмиссионным характеристикам КС, вынуждающее применять принципиально новые конструктивные решения, для которых имеется мало предыдущего опыта. Верное конструктивное решение становится все менее очевидным, даже если имеется принципиальная уверенность, что данный новый проект может быть выполнен так, чтобы удовлетворить требованиям технического задания. В этих обстоятельствах надежные методы прогнозирования характеристик КС – единственный путь к успеху.

Проблема надежного прогнозирования пусковых и срывных характеристик КС ГТД не решена до сегодняшнего дня.

Цель данной работы – на основе анализа современного состояния проблемы прогнозирования пусковых и срывных характеристик КС определить область применимости различных подходов к математическому описанию явлений воспламенения и погасания пламени для решения задач разработки и мо-

дификации КС ГТД и установить приоритетные направления совершенствования этих методов.

Несмотря на большое число работ, посвященных проблеме запуска и срыва пламени в КС ГТД, в настоящее время отсутствует не только завершенная теория, но и достаточно строгое феноменологическое описание этих процессов.

Действующий стандарт [3] определяет запуск основной КС как «процесс воспламенения ТВС, переброса и распространения пламени в предусмотренной зоне основной КС ГТД». Соответственно ее пусковая характеристика согласно [4] представляет собой «отражение определенной совокупности физических процессов, следующих друг за другом в необходимой последовательности и включающих воспламенение, переброску и стабилизацию пламени». Определение срывной характеристики КС не нормировано, но традиционно под бедным и богатым срывом понимают явление погасания пламени при изменении состава ТВС [5 – 7].

Физическая сущность процесса воспламенения заключается в подводе энергии к реакционноспособной системе от внешнего источника и в создании условий, в которых возможно самоускорение реакции горения. В КС ГТД преимущественное значение обычно имеет тепловой механизм воспламенения. С позиций тепловой теории зажигания успешное завершение первой стадии запуска КС зависит исключительно от того, будет ли скорость выделения тепла в процессе горения превосходить скорость теплоотвода в окружающую среду вследствие теплопроводности и турбулентной диффузии. Указанные скорости определяются, в свою очередь, мощностью источника зажигания и локальными параметрами течения и смесеобразования в районе установки источника. Развитие процесса на второй стадии запуска КС определяется факторами, влияющими на стабилизацию пламени. На этом этапе решающую роль играют положение источника зажигания и структура течения внутри жаровой трубы.

Для стабилизации горения в КС ГТД используется аэродинамическая рециркуляция продуктов сгорания [5 – 7]. Рециркулирующие продукты сгорания, контактируя с поступающей свежей ТВС, обеспечивают ее прогрев и воспламенение. Существование пламени в КС зависит от динамики процессов теплообмена между зоной стабилизации пламени и обтекающей ее свежей ТВС.

Очевидно, что законы, по которым возникает и существует пламя, и на границе его срыва, и в момент, когда оно появляется в еще неработающей КС, одни и те же – это фундаментальные законы сохранения массы, количества движения, энергии и концентрации химических компонентов двухфазной многокомпонентной реагирующей смеси, состоящей из воздуха, капель распыленного топлива, его паров и образующихся в ходе химической реакции продуктов сгорания. Однако сложность физической картины и вероятностная природа явлений значительно ограничивает возможности теоретического анализа.

В то же время благоприятным для разработки методов прогнозирования пусковых и срывных характеристик КС ГТД является тот факт, что указанные характеристики, как правило, представляют в виде границ, отделяющих области значений параметров, характеризующих условия работы КС в системе двигателя, при которых ее запуск или стабилизация пламени возможны, от области, где они невозможны (с определенным коэффициентом надежности) (рис. 2).

Динамика развития процессов воспламенения и погасания пламени в КС представляет обычно значительно меньший интерес. Это позволяет ограничиться анализом необходимых и достаточных условий успешного запуска и устойчивого горения, не рассматривая собственно нестационарный процесс выхода КС на рабочий режим и ухода с него.

Большинство известных методов прогнозирования пусковых и срывных характеристик КС ГТД основаны на обобщении экспериментальных данных

при помощи эмпирических и теоретических математических моделей, описывающих процессы воспламенения и погасания пламени на макроуровне.

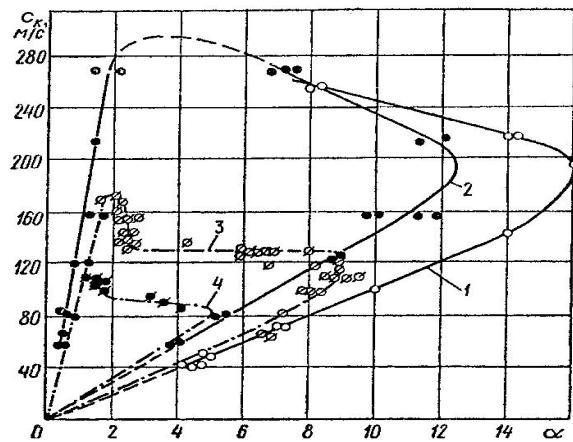


Рис. 2. Срывные и пусковые характеристики КС: 1 – граница срыва пламени при $p_k = 350$ мм рт. ст.; 2 – то же при $p_k = 250$ мм рт. ст.; 3 – граница воспламенения ТВС при $p_k = 350$ мм рт. ст.; 4 – то же при $p_k = 250$ мм рт. ст. [8]

Эмпирические макромодели строятся исключительно на основе изучения реакций объекта на изменение внешних условий. При этом теория работы объекта не рассматривается, сам объект представляет собой так называемый «черный ящик», а модель – некоторое уравнение регрессии.

В общем случае число факторов, влияющих на пусковую и срывную характеристики КС, настолько велико, что построение макромодели представляет значительные трудности.

Для конкретной компоновки КС, системы зажигания, программы регулирования и типа топлива размерность вектора входных параметров может быть сокращена. По существу переменными остаются только параметры воздуха на входе в КС и расход топлива. В итоге уравнение регрессии, описывающее пусковую или срывную характеристику конкретной КС, принимает вид [9]:

$$\alpha = f(p_k, T_k, c_k), \quad (1)$$

где α – суммарный коэффициент избытка воздуха в КС;

p_k, T_k, c_k – давление, температура и скорость

воздуха на входе в КС.

Поскольку расход топлива в момент воспламенения и погасания пламени, как правило, незначительно изменяется в широком диапазоне эксплуатационных условий, то в силу известной связи между параметрами через уравнение расхода воздуха на входе в КС и коэффициент избытка воздуха, уравнение (1) может быть упрощено на любую одну из независимых переменных:

$$\alpha = f(p_K, T_K); \alpha = f(p_K, c_K); \alpha = f(T_K, c_K). \quad (2)$$

Наряду с эмпирическими моделями для прогнозирования пусковых и срывных характеристик КС широко используются теоретические макромодели, которые отражают реальные структуры и процессы в исследуемом объекте, т.е. опираются на теорию работы КС. Теоретические модели, как правило, более универсальны и справедливы в большем диапазоне изменения входных параметров. На практике полнота теоретического описания макромодели может быть различной. Влияние части факторов может описываться на эмпирическом уровне (так называемые «полуэмпирические» модели).

Простейший способ построения теоретических макромоделей состоит во введении обобщенных комплексов (критериев), получаемых из теорий подобия и размерности. Один из таких критериев может быть получен в виде

$$p_K^m / c_K^n,$$

в результате чего пусковую (срывную) характеристику КС можно представить в виде

$$\alpha = f\left(\frac{p_K^m}{c_K^n}\right), \quad (3)$$

где m и n – эмпирические коэффициенты.

Например, Ю.А. Литвиновым [9] на основе анализа факторов, определяющих вид границы высотного запуска нескольких авиационных ГТД, в качестве аппроксимирующей зависимости для уравнения (3) предложена формула

$$\frac{p_K^m}{c_K^n} = K_1 + K_2(\alpha - K_3)^p, \quad (4)$$

где K_1, K_2, K_3 – постоянные коэффициенты;

p – показатель степени, зависящий от типа двигателя.

При построении макромоделей, описывающих срывные характеристики КС ГТД, наибольшее распространение получили «контактные» и «реакторная» теории стабилизации пламени.

Согласно «контактной» теории В.Ф. Дунского [10] срыв пламени наступает при критическом соотношении времени пребывания ТВС в контакте с продуктами сгорания рециркуляционной зоны и времени сгорания. В аналогичном подходе Б.П. Лебедева [11] необходимым условием стабилизации пламени считается баланс тепла, поступающего от продуктов сгорания в рециркуляционную зону и тепла, передаваемого из этой зоны к ТВС.

Лонгвелл и др. [12] рассматривали рециркуляционные зоны как гомогенные химические реакторы. При этом пределы стабилизации пламени определяются областью устойчивой работы реактора, а сам процесс стабилизации осуществляется при равенстве массы ТВС, участвующей в единицу времени в химической реакции, и массы, поступающей в то же время в рециркуляционную зону.

Обе теории позволяют получить критерий стабилизации пламени в виде

$$K_c = \frac{c_K}{\ell_{\text{рец}} \bar{T}_K \bar{p}_K} = f(\alpha), \quad (5)$$

где $\ell_{\text{рец}}$ – характерный размер рециркуляционной зоны;

$$\bar{T}_K = \frac{T_K}{T_{K,0}}, \quad \bar{p}_K = \frac{p_K}{p_{K,0}}$$

– относительные температура и давление воздуха на входе в КС.

Рядом авторов, например [13, 14], было показано, что зависимость типа (5) хорошо описывает экспериментальные данные по срыву и позволяет рассчитывать конструктивные и режимные параметры

камер сгорания.

Основываясь на «контактной» теории стабилизации пламени, Лефевр [6] получил следующее выражение для «бедного» предела устойчивого горения для КС с предварительной подготовкой бедной смеси или с пневматическими форсунками

$$\alpha_{\max} = C \left(\frac{G_B}{V p_K^{1,25} \exp(T_K / 150)} \right)^{0,16}, \quad (6)$$

где C – постоянная, зависящая от геометрии зоны горения;

G_B – расход воздуха через КС;

V – объем зоны горения.

Исходя из концепции тепловой теории зажигания, близкой к разработанной ранее Я.Б. Зельдовичем и Н.Н. Симоновым [15] для неподвижных газовых смесей, Баллал и Лефевр разработали общую модель искрового воспламенения гетерогенной турбулизированной ТВС, учитывающую конечную скорость химической реакции и наличие в газок капельной смеси испаренного топлива [16].

В своем анализе Баллал и Лефевр использовали понятия характерных времен, соответствующих скоростям протекания элементарных физических процессов. Предположив, что выделение тепла определяется процессом испарения жидкого топлива и скоростью химической реакции, а рассеяние тепла – турбулентным смешением, они определяли критический размер начального очага горения (расстояние гашения d_{Γ}) из условия равенства времени турбулентного смешения $\tau_{\text{см}}$ сумме времен химической реакции τ_x и испарения капель топлива $\tau_{\text{и}}$:

$$\tau_{\text{см}} = \tau_x + \tau_{\text{и}}. \quad (7)$$

В результате выражение для расстояния гашения принимает вид

$$d_{\Gamma} = \frac{0,32 \text{Pr}(1-\Omega)\rho_T d_{32}^{1,5} (u')^{0,5} \alpha}{Z \rho_B^{0,5} \mu_B^{0,5} \lg(1+B_{\text{ст}})} + \frac{10a}{u_T - 0,63u'}, \quad (8)$$

где Pr – число Прандтля;

Ω – степень испаренности топлива;

ρ_T, ρ_B – плотность топлива и воздуха, соответственно;

d_{32} – средний заутеровский диаметр капель;

Z – параметр распределения капель по размерам;

u' – пульсационная скорость воздуха;

μ_B – динамическая вязкость воздуха;

$B_{\text{ст}}$ – параметр массообмена;

a – коэффициент температуропроводности воздуха;

u_T – турбулентная скорость горения.

Минимальная энергия воспламенения E_{\min} определяется как количество тепла, потребное для увеличения температуры сферического объема воздуха диаметром d_{Γ} до температуры стехиометрического пламени $T_{\text{ст}}$:

$$E_{\min} = c_{p,B} \rho_B \Delta T_{\text{ст}} \frac{\pi}{6} d_{\Gamma}^3, \quad (9)$$

где $c_{p,B}$ – удельная теплоемкость воздуха при постоянном давлении.

Отсутствие достоверной информации о локальных параметрах ТВС в районе свечи зажигания, характеризующих ее состав, дисперсность и интенсивность турбулентности, не позволило авторам использовать разработанную модель воспламенения для непосредственного прогнозирования пусковых характеристик КС. Тем не менее, данная модель была успешно применена для оценки влияния типа топлива на высотность запуска авиационных ГТД J79, F101, TF41, TF39, J85, TF33 и F100 [17].

Питерс и др. [18, 19] применили аналогичный подход характерных времен для построения линейного уравнения регрессии, обобщающего экспериментальные данные по высотному запуску КС двигателей AGT-1500, T-63, F101 и TF41, работающих на различных типах топлива, в виде

$$\tau_{\text{см}} = K_1(\tau_x + \tau_{\text{и}}) + K_2, \quad (10)$$

где K_1, K_2, K_3 – коэффициенты, зависящие от типа двигателя.

Результаты исследования показали, что уравнение (10) позволяет прогнозировать бедный предел воспламенения для большинства КС в широком диапазоне изменения эксплуатационных параметров с точностью до 24%.

Усилия ряда исследователей направлены на получение относительно простых уравнений регрессии, которые бы учитывали возможно большее число факторов.

Например, Тейлор и др. [20] для обобщения экспериментальных данных, как по воспламенению, так и по срыву пламени в семи типах КС фирмы "Дженерал Электрик" использовали уравнение вида:

$$\frac{1}{\alpha} = K_1 \left(\frac{G_B}{703HD} \right)^{(A+Bp_K)} \times p_K^C \left(\frac{T_K}{300} \right)^D \left(\frac{\mu_T}{\mu_{T.0}} \right) + \frac{K_2}{G_T} + K_3,$$

где G_B, G_T – расход воздуха и топлива через КС;

H – высота жаровой трубы;

D – диаметр завихрителя;

$\mu_T, \mu_{T.0}$ – вязкость используемого топлива и топлива JP-4, соответственно;

A, B, C, K_1, K_2, K_3 – постоянные коэффициенты.

В результате выполненного исследования авторы [20] пришли к выводу, что широко используемое предположение об одинаковом влиянии условий работы КС различных конструктивных схем на их пусковые и срывные характеристики в ряде случаев оказывается неверным. Выяснилось, что увеличение давления, температуры и расхода воздуха может улучшить характеристики одной КС, но ухудшить характеристики другой. Кроме того, оказалось, что двух параметров H и D , характеризующих геометрию КС, не достаточно для надежного обобщения экспериментальных данных.

Как отмечалось выше, трудности обеспечения

срывных характеристик КС усугубляются тем, что для улучшения эмиссионных характеристик целесообразно обеспечивать в зоне горения «бедный» состав ТВС на рабочих режимах. В связи с этим ГП ЗМКБ «Прогресс» разработаны фронтные устройства, обеспечивающие необходимый уровень срывных характеристик КС. При обработке экспериментальных данных по бедному срыву таких фронтных устройств использована зависимость:

$$\alpha_{\Phi y} = \frac{K}{\left(\frac{\Delta p_T}{\Delta p_0} \right)^{m_1} p_K^{m_2} T_K^{m_3} \lambda_{o.ж}^{m_4}}, \quad (11)$$

где $\alpha_{\Phi y}$ – коэффициент избытка воздуха по расходу через фронтное устройство при бедном срыве;

K – коэффициент, зависящий от геометрических характеристик завихрителя и форсунки;

Δp_0 и Δp_T – перепады давления воздуха на входе во фронтное устройство и топлива на форсунке, соответственно;

$\lambda_{o.ж}$ – приведенная скорость воздуха в отверстиях жаровой трубы;

m_1, m_2, m_3, m_4 , – постоянные величины.

К числу новейших работ, выполненных в рамках полумпирического подхода к прогнозированию характеристик КС ГТД на макроуровне, относятся работы А.А. Саркисова и др. [21, 22]. Авторы выполнили систематические исследования влияния конструктивных и режимных факторов на характеристики КС двигателей РД-33, ТВ3-117, ТВ7-117, ГТД-350, ГТД-1250, ГТЭ-1,5 и др. с применением методов планирования эксперимента. Результаты исследований были обобщены с использованием метода регрессионного анализа Д. Брандона, включая способ выделения существенных факторов с помощью диаграммы рассеяния метода случайного баланса.

Для аппроксимации характеристик КС ГТД по бедному срыву пламени авторами использовано уравнение вида [21]:

$$\alpha_{\max} = A_1 \left(\frac{p_k}{0,1} \right)^{m_1} \exp \left(\frac{a T_k}{288} \right) \times \left\{ a_1 \exp \left(- \frac{a_2 F_{ж}}{\sum \mu F_{о.ж}} \right) - a_3 \exp \left(- \frac{a_4 F_{ж}}{\sum \mu F_{о.ж}} \right) + 1 \right\} \times \frac{\exp(b_6 \bar{W}) \exp(-b_7 \overline{\mu F_3})}{\exp(c_5 \lambda_{о.ж}^2 - c_6 \lambda_{о.ж})}, \quad (12)$$

где $F_{ж}$ – площадь миделевого сечения жаровой трубы;

$\sum \mu F_{о.ж}$ – суммарная эффективная площадь отверстий в жаровой трубе;

\bar{W} – интенсивность закрутки воздушного потока на выходе завихрителя;

$\overline{\mu F_3} = \mu F_3 / (\sum \mu F_{о.ж})$ – относительная пропускная способность завихрителя;

$A_1, a, a_1, a_2, a_3, a_4, b_6, b_7, c_5, c_6, m_1$ – эмпирические коэффициенты.

Для описания пусковых характеристик КС ГТД авторами [22] предложена система неравенств:

$$\frac{G}{V} \leq \frac{A \left(\frac{p_k}{0,1} \right)^{1,71} \exp \left(\frac{a T_k}{288} \right) E_{св}^k \exp \left(\frac{c F_{ж}}{\sum \mu F_{о.ж}} \right)}{(1 + \alpha L)^n \exp(a_1 d_m) \exp(b \mu F_3)}, \quad (13)$$

$$\alpha L \leq \frac{A_1 \left(\frac{p_k}{0,1} \right)^{0,35} E_{св}^{k_1} \exp \left(\frac{G}{V} \right)^{\ell_1}}{\exp \left(\frac{a_2 T_k}{288} \right) (d_m + 1)^{n_1}} \times \frac{1}{[b_0 - b_1 \mu F_3 + b_2 (\mu F_3)^2]} \times \frac{1}{\left[c_0 - c_1 \frac{N_{\phi}}{F_{ж}} + c_2 \left(\frac{N_{\phi}}{F_{ж}} \right)^2 \right]}, \quad (14)$$

где G – массовый расход газа через КС;

L – стехиометрический коэффициент;

$E_{св}$ – энергия разряда свечи;

d_m – средний диаметр капель топлива;

N_{ϕ} – количество форсунок в КС;

$A, A_1, a, a_1, a_2, b, b_0, b_1, b_2, c, c_0, c_1, k, k_1, \ell_1, n, n_1$ – эмпирические коэффициенты.

По утверждению авторов [21, 22] сопоставление результатов расчетов по формулам (12) – (14) и экспериментальных данных для различных двигателей подтверждает универсальность использования аппроксимационных формул (12) – (14) практически для всех режимов и конструкций КС ГТД при сжигании жидких и газообразных топлив.

На основании проведенного анализа состояния вопроса можно сделать следующие выводы.

1. Проблема обеспечения высоких пусковых и срывных характеристик КС ГТД приобретает особое значение в связи с тенденциями развития авиационных двигателей и перспективой применения в авиации топлив ухудшенного качества. Основным средством решения этой проблемы остаются дорогостоящие экспериментальные исследования. Поэтому разработка расчетных методов прогнозирования пусковых и срывных характеристик проектируемых КС является актуальной научной задачей.

2. Сложность физических явлений, происходящих при запуске и погасании КС, существенно затрудняет их математическое моделирование. В связи с этим оказывается эффективным, особенно на этапе предварительного проектирования, прогнозирование пусковых и срывных характеристик КС ГТД на основе обобщения экспериментальных данных с помощью эмпирических и теоретических макромоделей, укрупненно отражающих критические свойства явлений воспламенения и погасания пламени.

3. Основной путь повышения точности и универсальности макромоделей – учет локальных характеристик потока в КС (объем зоны горения, химический, фазовый, дисперсный состав ТВС и т.п.). Для получения достоверной информации о локальных параметрах ТВС необходим переход к моделированию процессов в КС на микроуровне методами вычислительной гидроаэродинамики.

Анализ возможностей описания процессов воспламенения и погасания пламени на микроуровне с

целью прогнозирования пусковых и срывных характеристик в КС ГТД будет приведен нами в следующей части данной статьи.

Литература

1. Постников А.М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ. – Самара: Из-во Самар. науч. центра РАН, 2002. – 286 с.
2. Benezek M. Prjulsion strategy for the 21 Century: A Vision into the Future // 15-th International Symposium on Airbreathing Engines (XV ISABE). – Bangalore, India. – 2001, 2 – 7 September. – ISABE-2001-1005.
3. ГОСТ 23851–79. Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения. – М.: Изд. стандартов, 1980. – 100 с.
4. ОСТ 100407–80. Характеристики пусковые основных камер сгорания ГТД. Общие требования. – М.: Изд. стандартов, 1980. – 43 с.
5. Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1984. – 605 с.
6. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. – 566 с.
7. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей / Е.А. Гриценко, В.П. Данильченко, С.В. Лукачев, Ю.Л. Ковылов, В.Е. Резник, Ю.И. Цыбизов. – Самара: СНЦ РАН, 2002. – 527 с.
8. ЦИАМ 50 лет: Обзор основных направлений научной деятельности. – М.: ЦИАМ, 1980. – 455 с.
9. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 288 с.
10. Дунский В.Ф. Исследование стабилизации пламени в следе за плохообтекаемым телом. – М.: ЦИАМ, 1951. – 9 с. (Тр. ЦИАМ, № 208).
11. Лебедев Б.П. О моделировании камер сгорания газотурбинных двигателей // Конференция по ГТД. – М.: МВТУ им. Баумана, 1958. – С. 20 – 27.
12. Longwell J.P., Frost E.E., Weiss M.A. Flame Stability in Bluff Body Recirculation Zones // Ind. Eng. Chem. – 1953. – Vol. 45, No. 8. – P. 1629 – 1633.
13. Ведешкин Г.К., Марков Ф.Г., Свердлов Е.Д. Сравнительные характеристики факельной и газодинамической стабилизации горения // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ. – 2001. – Вып. 26. Двигатели и энергоустановки. – С. 42 – 45.
14. Щетинков Е.С. Физика горения газов. – М.: Наука, 1965. – 739 с.
15. Зельдович Я.Б., Симонов Н.Н. К теории искрового воспламенения газовых взрывчатых смесей // Журнал физической химии. – 1949. – Т. 23, Вып. 11. – С. 1361 – 1374.
16. Ballal D.R., Lefebvre A.H. General Model of Spark Ignition for Gaseous and Liquid Fuel/Air Mixtures // Proc. 18th Symposium (International) on Combustion. – 1981. – P. 1737 – 1746.
17. Lefebvre A.H. Fuel Effects on Gas Turbine Combustion – Ignition, Stability and Combustion Efficiency // Trans. ASME. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 1985. – Vol. 107, № 1. – P. 24 – 37.
18. Peters J.E., Mellor A.M. Liquefied Fuel Spray Ignition Predictions for JP-10 // Journal of Energy. – 1983. – Vol. 7, № 1. – P. 95 – 96.
19. Peters J.E. Predicted TF41 Performance with the AGARD Research Fuel // Journal of Aircraft. – 1984. – Vol. 21, № 10. – P. 787 – 791.
20. Taylor J.R., Widener S.K. Altitude Ignition / Lean Deceleration Study // AIAA Pap. – 1986. – № 1530. – 8 p.
21. Расчет устойчивости горения в ГТД / А.А. Саркисов, О.А. Рудаков, Н.Д. Саливон, Ю.В. Сигалов, В.А. Митрофанов // Вестник СГАУ. Сер. Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – 2000. – Вып. 3. – С. 262 – 266.
22. Исследование области воспламенения топлива в камере сгорания / А.А. Саркисов, О.А. Рудаков, Н.Д. Саливон, В.А. Митрофанов // Теплоэнергетика. – 2003. – № 3. – С. 47 – 51.

Поступила в редакцию 25.04.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. П.М. Канило, Институт проблем машиностроения НАН Украины, Харьков.