

DOI: 10.15593/2224-9982/2018.53.01

УДК 629.7.036.3

В.Г. Августинович, Т.А. Кузнецова, А.И. Фатыков, А.Д. Нугуманов

Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

КОНЦЕПЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ МАЛОЭМИССИОННОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД И ЕЕ ЭКСПЕРТ-МОДЕЛЬ ДЛЯ ОБУЧЕНИЯ НЕЙРОННОЙ СЕТИ СМАРТ-РЕГУЛЯТОРА

Рассматривается подход к управлению малоэмиссионной камерой сгорания авиационного ГТД на базе технологии искусственного интеллекта. В качестве модели искусственного интеллекта принимается нейронная сеть. Главной проблемой разработки нейронных сетей в интеллектуальных системах управления (смарт-регуляторах) на этапе проектирования является наличие адекватной математической эксперт-модели объекта, необходимой для их тренировки (обучения). Современные системы управления активно используют также встроенные математические модели объекта для реализации целевых функций и параметров управления, которые не могут быть получены прямым измерением, в частности эмиссии вредных веществ (окислов азота и углерода). Между тем эмиссия вредных веществ в современных газотурбинных двигателях является столь же значимым параметром, как тяга (мощность) или ресурс.

В качестве такой математической модели малоэмиссионной камеры сгорания, пригодной как для тренировки нейронной сети, так и для встраивания в структуру смарт-регулятора, рассматривается стохастическая нелинейная математическая модель генерации окислов азота на базе уравнения Зельдовича. Особенностью представленной математической модели является применение принципа суперпозиции генерации окислов азота в диффузионном и гомогенном факелах. Функции распределения плотности вероятности концентрации топливовоздушной смеси в этих факелах учитывают как пространственную неоднородность состава смеси, так и гармоническую составляющую от акустических волн, генерируемых теплоподводом. Представленная концепция математической модели в виде интегральных соотношений сформирована на основе свертки результатов численного моделирования на 4D-метамоделе и имеющихся экспериментальных данных.

В качестве целевой функции (критерия) управления малоэмиссионной камерой сгорания авиационного газотурбинного двигателя предлагается нормируемый уровень эмиссии окислов азота за цикл взлет-посадка, что может быть реализовано с помощью смарт-регулятора на основе нейронной сети.

Ключевые слова: малоэмиссионная камера сгорания, газотурбинный двигатель, система управления, искусственный интеллект, нейронная сеть, математическая модель.

V.G. Avgustinovich, T.A. Kuznetsova, A.I. Fatykov, A.D. Nugumanov

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

LOW EMISSION COMBUSTOR CONTROL CONCEPTION AND ITS EXPERT-MODEL FOR SMART-CONTROLLER NEURAL NETWORK TRAINING

Approach to control of low-emission aeroengine combustor on artificial intelligence base is presented. The neural network as model of artificial intelligence is used. The main problem of neural network designing for smart controllers, particularly on first stage, is availability of identical object mathematical expert-model, that is need for neural network training. The on-board aeroengine models is widely used in the modern control and monitoring systems now. However the low emission combustor is essentially more unlinear and stochastic object and working out of the object model is very complicated task. Moreover the NOx emission is the parameter of great importance the same as thrust or engine life.

In the paper conception of the model is presented. The mathematical model is based on Zeldovich mechanism equation. The model special feature is assumption about superposition of diffusion and technically premixed flames. The model take space and time air-fuel concentration ununiformity in consideration, using probability density function (PDF). The PDF forms are determined by sum of harmonical signal (thermo-acoustical waves influence) and gaussian noise for technically premixed flame and only gaussian distribution for diffusion flame.

The model data (PDF etc.) are based on 4D combustor mathematical model numerical simulation and experimental results.

Keywords: low emission combustor, control, artificial intelligence, mathematical model.

Камера сгорания авиационного ГТД представляет собой существенно стохастический нелинейный объект. Эти свойства обусловлены, с одной стороны, необходимостью иметь компактную конструкцию, что приводит к интенсификации процессов перемешивания паров топлива и воздуха посредством наведения турбулентности с поперечным переносом импульса и концентрации топливоздушнoй смеси в потоке и последующего химического взаимодействия (горения), скорость которого также сильно зависит от степени турбулентности. С другой стороны, экспоненциальная зависимость скорости химических реакций от температуры смеси определяет существенную нелинейность процесса горения. Современные камеры сгорания должны еще удовлетворять жестким нормам на эмиссию вредных веществ, в первую очередь окислов азота. Как известно [1, 2], малоэмиссионные камеры сгорания имеют узкий диапазон режимов работы, ограниченный, с одной стороны, нормируемым уровнем эмиссии окислов азота, а с другой – неприемлемыми в эксплуатации режимами срыва пламени или виброгорения (термоакустическими автоколебаниями). Целевым технологическим уровнем 2020 г. по выбросам окислов азота установлено дальнейшее снижение параметра эмиссии на 35 % относительно норм 2014 г. Обсуждается также введение нормирования эмиссии в крейсерском полете, что ставит задачу создания как самих малоэмиссионных камер сгорания нового поколения, так и интеллектуальных систем управления ими, так как традиционные программно-ПИД-регуляторы не могут обеспечить требуемое качество регулирования при одновременном выполнении норм на эмиссию.

Малоэмиссионная камера сгорания (МЭКС) авиационного ГТД состоит:

- из фронтального устройства из горелок с лопаточным завихрителем и соплом и двумя контурами подачи топлива (диффузионным и гомогенным), функцией которого является впрыск, испарение и равномерное перемешивание топливоздушнoй смеси за счет поперечных пульсаций концентраций (гомогенный контур) и обеспечение устойчивости пламени (диффузионный контур с расходом до 30 % общего расхода топлива);
- топочного пространства, в котором осуществляется процесс горения. Длина топочного пространства определяется временем пребывания смеси, необходимым для завершения горения. Как правило, критическим режимом, определяющим длину, является режим розжига камеры сгорания в высотных условиях (высотного запуска), поскольку эти условия (низкие температура и давление воздуха) определяют низкую скорость реакции горения.

Как было отмечено выше, для интенсификации процессов перемешивания и горения в камерах сгорания авиационных ГТД конструктивными способами наводится турбулентность (интенсивное вихреобразование). Узкий диапазон устойчивого горения по составу смеси (α) малоэмиссионных камер сгорания с так называемым «бедным» ($\alpha > 1$, т.е. с избытком кислорода по отношению к стехиометрическому соотношению состава смеси – классической схемы малоэмиссионного горения) фронтом обуславливает ограниченную степень дросселирования режима ГТД без срыва пламени. В связи с этим камеры такого типа имеют многоколлекторную схему с последовательно подключающимися (отключающимися) коллекторами и горелками. Как правило, эти камеры сгорания имеют 3–4 коллектора. Ниже в таблице представлена типичная дроссельная характеристика авиационного ГТД в параметрах «расход топлива (%) – коэффициент избытка воздуха в камере сгорания (α)», откуда видно, что при уменьшении режима работы и, соответственно, приближении к границе «бедного» срыва ($\alpha = 3$ для ламинарного пламени и $\alpha = 7$ для турбулентного пламени) необходимо отключать один из коллекторов и перераспределять топливо в работающий коллектор, тем самым уменьшая величину α в зоне горения и увеличивая запас устойчивости по «бедному» срыву. Как видно из дроссельной характеристики, одним из критических режимов работы двигателя с МЭКС является режим полетного малого газа (ПМГ). Это обусловлено, с одной стороны, достаточной степенью дросселирования («обеднения» смеси), а с другой – фактическим запретом отключения основного коллектора выше этого режима из-за требования необходимого быстродействия двигателя

в случае ухода самолета на второй круг при заходе на посадку. Последнее трудно обеспечить в случае подключения основного коллектора во время приемистости, учитывая транспортное запаздывание при заполнении коллектора топливом.

В связи с существенным влиянием давления в камере сгорания на границу «бедного» срыва [3] проблемным становится управление МЭКС и в высотных условиях крейсерского полета.

Дроссельная характеристика авиационного ГТД

		Розжиг	МГ			ПМГ					Взлет
$G_T\%$	0	6	6	8	16	20	26	40	52	70	100
$G_1\%$	0	6	2	2	2	2	2	4	4	4	6
$G_2\%$	0	0	4	6	14	9	12	18	24	33	47
$G_3\%$	0	0	0	0	0	9	12	18	24	33	47
$\alpha_{KC(1+2)}$			3,3	3,0	2,3	2,1					
$\alpha_{KC(1+2+3)}$						4,2	3,8	3,2	2,8	2,5	2,1
T_{KC}, K			550	580	660	700	730	790	840	880	950
P_{KC}, MPa			0,6	0,7	1,2	1,5	1,7	2,3	2,9	3,5	4,6

Другой важной особенностью работы МЭКС является склонность ее к возбуждению термоакустических автоколебаний (виброгорению). Поскольку топливовоздушная смесь в МЭКС хорошо перемешивается во фронтном устройстве (в частности, и за счет высокой мелкости распыла – заутеровский диаметр капли составляет около 20 мкм), она имеет низкую неоднородность состава смеси по пространству и, соответственно, формирует сосредоточенный колеблющийся фронт пламени, являющийся мощным источником акустической энергии. В случае наличия акустической обратной связи с соответствующим фазовым соотношением изменения состава смеси во фронтном устройстве система легко входит в режим автоколебаний. Это обусловлено, в частности, тем, что из-за малого перепада давления на фронтном устройстве ($\Delta p = 3 \dots 4 \%$) акустические колебания давления на выходе из него сопровождаются существенной амплитудой колебания скорости и, соответственно, расхода воздуха и концентрации топливовоздушной смеси (на 1 % изменения давления расход воздуха и, соответственно, концентрация смеси изменяется на 25 %).

И «бедный» срыв, и виброгорение устраняются с помощью диффузионного факела (с расходом топлива до 50 %), имеющего существенно неоднородный состав смеси по пространству. Тем самым, фронт пламени становится распределенным с пучком фазовых соотношений, демпфирующих возбуждение автоколебаний, и источников устойчивого горения, так как диффузионные факелы имеют большую дисперсию концентрации смеси за счет начальной неоднородности. Однако наличие этих устойчивых источников горения из-за возникающих очагов высокой температуры (включая стехиометрическую) одновременно и генерирует высокую скорость образования окислов азота и в конечном счете их эмиссию.

Таким образом, задачей управления МЭКС является обеспечение ее устойчивой работы в узком диапазоне режимов по коэффициенту избытка воздуха. Если учитывать, что этот диапазон необходимо обеспечивать в условиях изменения в широких границах температуры окружающего воздуха, режима работы двигателя, влияния внутренних факторов (например, включения-выключения отборов воздуха на самолетные нужды и т.п.), то задача управления МЭКС становится очень сложной.

Прежде всего необходимо сформулировать целевую функцию управления и, соответственно, стратегию. В качестве таковых просматриваются две основных целевых функции:

- 1) минимальный уровень эмиссии окислов азота;
- 2) нормируемый интегральный уровень эмиссии за цикл взлет-посадка.

Выполнение этих функций (критериев) соответственно может быть осуществлено экстремальным регулятором и смарт-регулятором с встроенной математической моделью генерации эмиссии окислов азота и желательного контуром активного подавления виброгорения. В свою очередь, математические модели генерации эмиссии окислов азота могут быть построены на базе аппроксимации экспериментальных данных типа полинома [4], обученной нейронной сети [5, 6] и с использованием (в том числе и с нейронной сетью) основного уравнения химической кинетики (механизм Зельдовича) в стохастической постановке с учетом диссоциации CO_2 , представленной ниже.

Очевидными ограничениями на управление являются допустимые уровни вероятности «бедного» срыва пламени ($P_1 < A_1$) и виброгорения ($P_2 < A_2$).

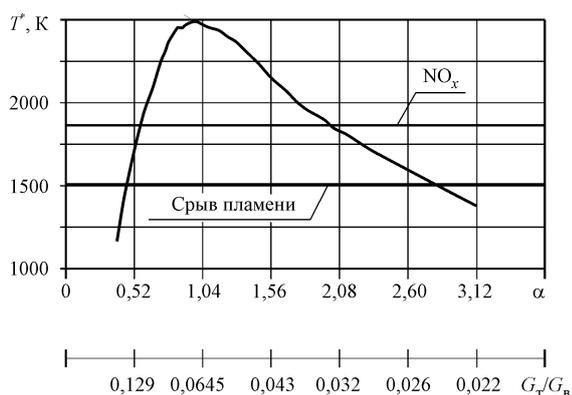


Рис. 1. Зависимость температуры ламинарного пламени от концентрации (состава) топливовоздушной смеси

Для иллюстрации изложенного ниже представлена зависимость температуры ламинарного пламени от концентрации топливовоздушной смеси (коэффициента избытка воздуха, или α). На графике (рис. 1) обозначен диапазон устойчивой работы и уровень температуры пламени (1800 К), выше которого происходит интенсивный рост эмиссии окислов азота из-за экспоненциальной зависимости скорости химической реакции генерации окислов азота от температуры.

В общем случае концентрация окислов азота является функцией температуры и времени пребывания при этой температуре.

Отметим, что в условиях фоновой (изотропной) турбулентности Колмогоровского масштаба, всегда присутствующей в камерах сгорания в силу отмеченных выше причин, граница «бедного» срыва расширяется до $\alpha = 7$ при атмосферном давлении [1].

Схема типичной МЭКС с фронтальным устройством в виде лопаточного завихрителя и диффузионным и гомогенным контурами показана на рис. 2.

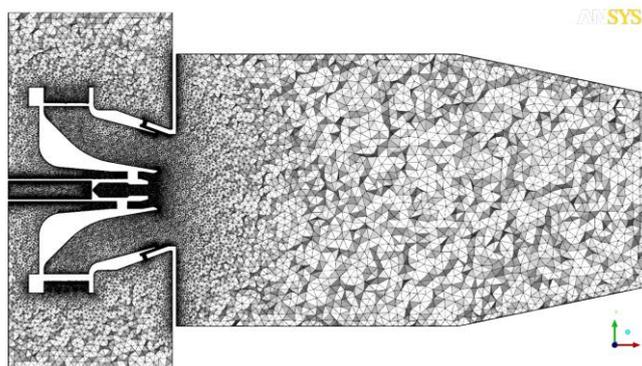


Рис. 2. Схема малоэмиссионной камеры сгорания и пример ее 3D сеточной математической модели размерностью 15 млн объемных элементов [7]

Для иллюстрации стохастичности процессов в малоэмиссионной камере сгорания представлена раскадровка изменения поверхности пламени в процессе «обеднения» смеси вплоть до срыва (диффузионный факел при этом продолжает устойчиво работать). Картина получена численным моделированием Ю.Г. Куценко [1, 2] (рис. 3–6). Граница «бедного» срыва идентифицирована по результатам эксперимента, проведенного на установке, представленной в [8].

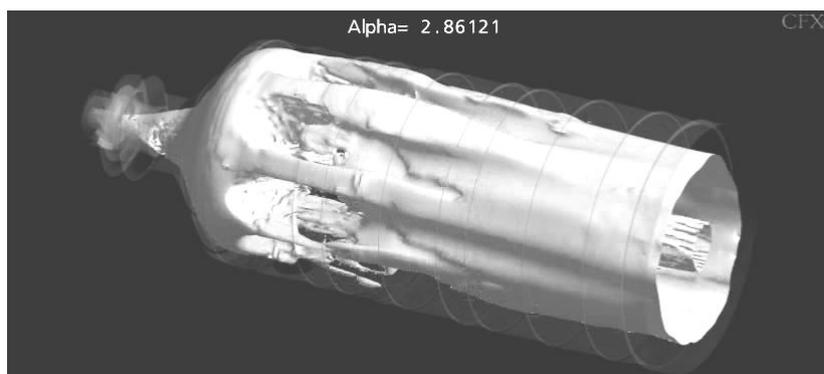


Рис. 3. Нормальный режим работы МЭКС, включая гомогенный факел ($\alpha = 2,86$)

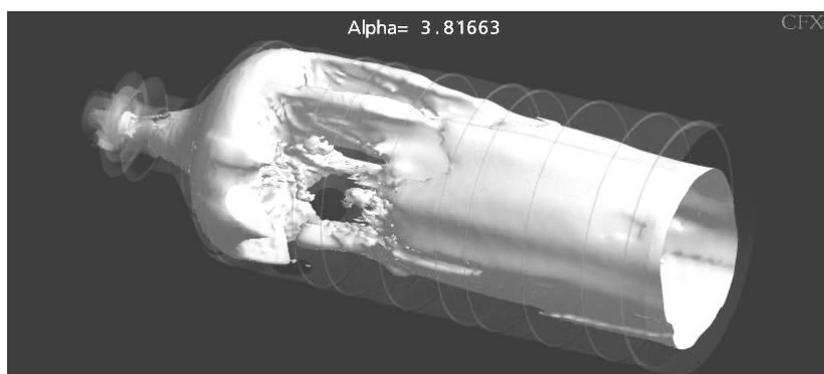


Рис. 4. Частичный срыв пламени гомогенного факела ($\alpha = 3,8$)

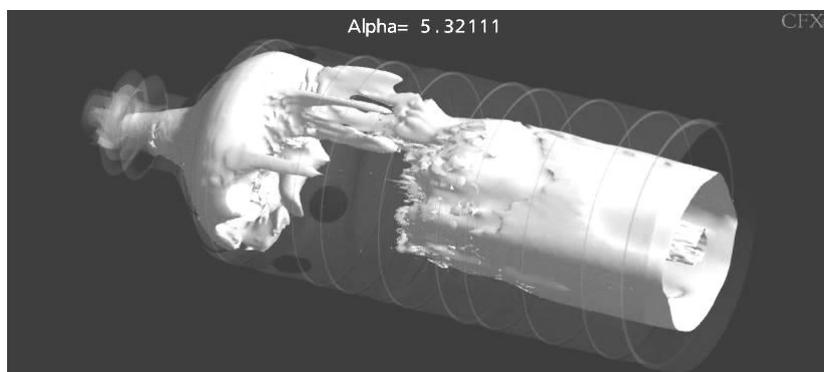


Рис. 5. Развитие срыва пламени гомогенного факела ($\alpha = 5,3$)

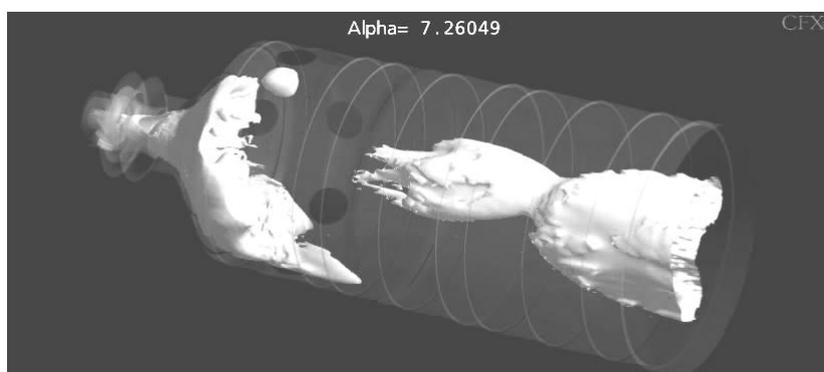


Рис. 6. Полный срыв пламени гомогенного факела ($\alpha = 7,3$), устойчиво горит только диффузионный факел во фронтном устройстве

Следует отметить, что математические модели высокого уровня, подобные использованной выше, требуют запретительно больших ресурсов для использования их при тренировке (обучении) нейронных сетей. В связи с этим необходимо разработать специальную эксперт-модель, пригодную как для тренировки нейронной сети, так и для встраивания ее в структуру смарт-регулятора с нейронной сетью.

Сформулируем основные допущения, которые позволят нам сформировать эксперт-модель, пригодную для поставленных целей. В качестве первичного допущения предполагается, что все горелки геометрически и газодинамически идентичны и работают в идентичных граничных условиях, включая фазовые соотношения. Далее необходимо выделить четыре группы взаимосвязанных явлений, которые необходимо моделировать:

- 1) взаимодействие диффузионного и гомогенного факелов;
- 2) процесс генерации окислов азота (NO_x);
- 3) вероятность границы «бедного» срыва;
- 4) термоакустические явления и вероятность возникновения виброгорения.

Для описания взаимодействия диффузионного и гомогенного факелов примем гипотезу возможности применения принципа суперпозиции. Операция суперпозиции гомогенного и диффузионного факелов производится следующим образом, исходя из допущения об их независимости расположения в пространстве. Используя теорему сложения вероятностей $P(A+B) = P(A) + P(B)$, расположим стохастические по составу смеси характеристики факелов на одном аргументе, имея в виду, что функция распределения вероятности $F(x) = P\{X < x\}$ в рабочем диапазоне состава смеси изменяется от 0 до 1. В качестве аргумента здесь удобно выбрать так называемое эквивалентное соотношение φ , обратное коэффициенту избытка воздуха, т.е. $\varphi = 1/\alpha$. Тогда диапазон устойчивого горения $\varphi = 0,15 \dots 2,0$. Возрастание аргумента соответствует увеличению доли расхода топлива.

Далее расположим известные средние значения (матожидания) состава смеси факелов. Эти значения определяются исходя из известных (управляемых) расходов топлива по контурам и расходов воздуха, пропорциональных проходным сечениям контуров. Здесь необходимо иметь в виду следующее. Диффузионный факел имеет большую дисперсию концентраций смеси и функцию плотности распределения вероятности, близкую к нормальному закону. Функция распределения вероятности на интервале $\varphi \in [0,2]$ соответствует границам устойчивого горения. Рассматривая диапазон φ , можно увидеть, что среднее значение $\varphi = 1,075$, или $\alpha = 0,92$, что примерно соответствует стехиометрическому соотношению, или максимальной температуре пламени с учетом диссоциации CO_2 . Эта характеристика диффузионного факела принимается неизменной вплоть до перехода среднего значения в зону «бедной» смеси ($\varphi \leq 1$). Физически это означает, что при $\varphi \geq 1$ диффузионный факел подпитывается избыточным кислородом воздуха из гомогенного фронтального устройства. При $\varphi \leq 1$ принимается допущение об автономной работе диффузионного факела. Фактически стехиометрический диффузионный факел поддерживается в широком диапазоне режимов работы камеры сгорания с помощью перераспределения расходов топлива.

На следующем этапе необходимо определить дисперсии пульсаций концентрации гомогенного и диффузионного факелов и функцию плотности распределения вероятности $f(\varphi) = F'(\varphi)$.

Дисперсия концентраций формируется из нескольких составляющих пульсаций параметров потока с соответствующими функциями плотности распределения вероятности:

- начальной неоднородности распределения концентраций в факеле по сечению, которая в турбулентном потоке проявляется и в осевом направлении благодаря корреляции поперечного и продольного переноса импульса и концентрации;

- регулярной пульсации потока, наводимой завихрителем фронтного устройства за счет прецессирующего вихревого ядра (ПВЯ) при больших числах Рейнольдса, характерных для камер сгорания ГТД;

- термоакустических пульсаций потока различных мод колебаний газового столба;
- фоновой изотропной турбулентности (Колмогоровский масштаб).

Для построения адекватной модели как генерации окислов азота, так и определения границы «бедного» срыва необходимо знать перечисленные выше параметры пульсирующего потока. Частично эти данные, например начальная неоднородность распределения концентрации, могут быть получены на 3D мета-модели. Другие характеристики, как например, пульсации и их функция плотности распределения вероятности завихрителя в настоящее время численным способом получить невозможно из-за ограничения вычислительных ресурсов, так как для выхода на асимптотическое решение (регулярные пульсации трехмерного потока большой частоты, порядка 1 кГц) требуется большое время счета. В этом случае необходимо проводить эксперимент на акустическом стенде с реальным завихрителем.

Ниже представлен пример результатов такого эксперимента [9], проведенный в потоке для одного из завихрителей. На рис. 7 представлена реализация пульсаций давления (Па) во временной области, а на рис. 8 спектральная плотность пульсаций, нормированных по амплитуде, в частотном спектре. Несмотря на малую амплитуду пульсаций давления (0,05 %) в силу отмеченной выше сильной зависимости изменения расхода воздуха от изменения перепада давления амплитуда пульсаций концентрации смеси достигает свыше 1 %.

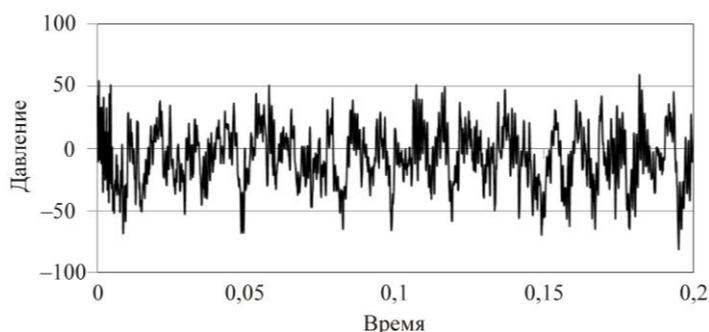


Рис. 7. Пульсации давления (Па) во времени (с), генерируемые завихрителем фронтного устройства на входе в топочное пространство

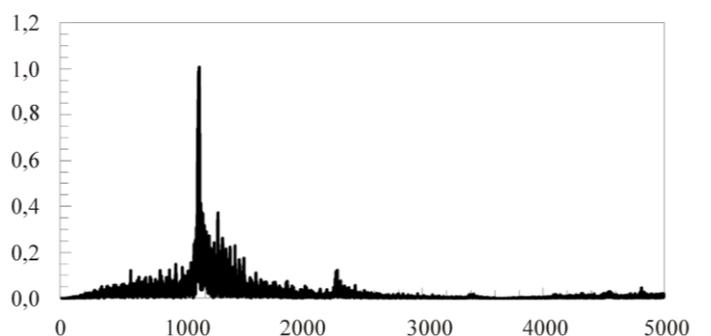


Рис. 8. Спектральная плотность пульсаций давления по частоте (Гц), нормированных по амплитуде

Как видно из спектральной характеристики пульсаций, они имеют регулярный (гармонический) характер с наложением узкополосного шума. Для разработки эксперт-модели, которая создается задолго до появления реального объекта, в качестве генератора частоты пульсаций

можно использовать обобщенное на множестве типовых завихрителей либо волновое число, либо критерий Струхаля, численное значение которого можно принять равным единице, т.е. $Sh = fD/U = 1$, где D – наружный диаметр завихрителя; f – частота пульсаций; U – осевая скорость воздуха. Вид функции плотности распределения вероятности пульсаций и дисперсию можно принять, основываясь на результатах представленного эксперимента.

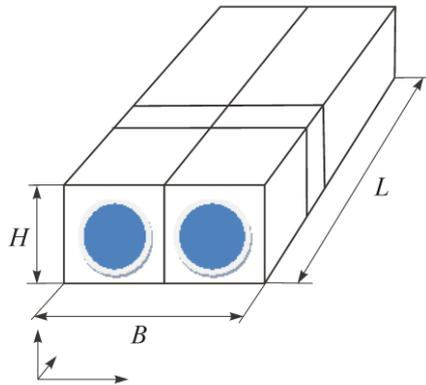


Рис. 9. Геометрическая модель развертки сектора МЭКС

Для получения данных по термоакустическим пульсациям давления и скорости газового потока необходимо определить акустические характеристики камеры сгорания. Очевидно, что решить такую задачу численным методом для реальной конфигурации камеры сгорания в настоящее время крайне трудно. Поэтому для этого будем использовать модельный объект, имеющий размеры, соответствующие реальной камере сгорания, но плоской формы, включая допущение о плоском фронте пламени и плоском фронте акустической волны. Ниже представлена развертка сектора камеры сгорания в виде параллелепипеда с обозначенными двумя горелками на фронтальном устройстве (рис. 9). Расчетная область разделялась на три домена: «холодный», «горячий» и область интерфейса между ними, моделирующая фронт пламени в виде источника тепловыделения. В качестве граничных условий при-

нималось, что расчетная область акустически закрыта с переднего конца, на выходе поставлены граничные условия с отражением 0,25, моделирующие демпфирующие свойства течения со скоростью звука, на боковых поверхностях заданы условия периодичности.

Задача нахождения собственных частот модельного объекта, формы стоячих волн, фазовых сдвигов и акустического импеданса фронта пламени решается для 3D-модели численным методом Навье-Стокса с помощью коммерческого пакета программ CFX для неподвижного потока (например, с типичными параметрами $T_b = 800$ К, $T_r = 1800$ К) при подаче как гармонического возмущения теплового потока (источник) в домене интерфейса между холодным и горячим газом, так и сигнала белого шума.

Для кольцевых малоэмиссионных камер сгорания необходимо определять собственные частоты следующих мод: 1-я и 2-я продольные формы, 1-я продольная, отраженная от фронта пламени, тангенциальная $z/2$ (z – число горелок) и радиальная. Тангенциальная форма колебаний особенно проявляется на режиме с отключенным основным коллектором из-за возникающей существенной окружной неоднородности концентрации топливовоздушной смеси. Радиальная форма на выходе из фронтального устройства имеет минимальную длину волны и, соответственно, наивысшую собственную частоту, генерируемую прецессирующим вихревым ядром и взаимодействием его с зоной горения, формирующейся в области внезапного расширения, расположенной сразу за фронтальным устройством.

На рис. 10–11 представлены результаты математического моделирования вынужденных колебаний теплопровода с частотой 1000 Гц и отклик акустической модели камеры сгорания по первой продольной (1240 Гц) и второй (2310 Гц) формам колебаний как при работающих коллекторах, так и при отключенном коллекторе.

Как видно из рисунков, эти формы имеют существенное различие по расположению пучности давления (в случае вынужденных колебаний максимум располагается на правом конце, а в случае собственных – на левом конце).

Следует отметить, что уровень максимальных амплитуд пульсаций давления в зоне смеобразования (на левом конце) по первой и второй продольным собственным формам различаются на порядок.

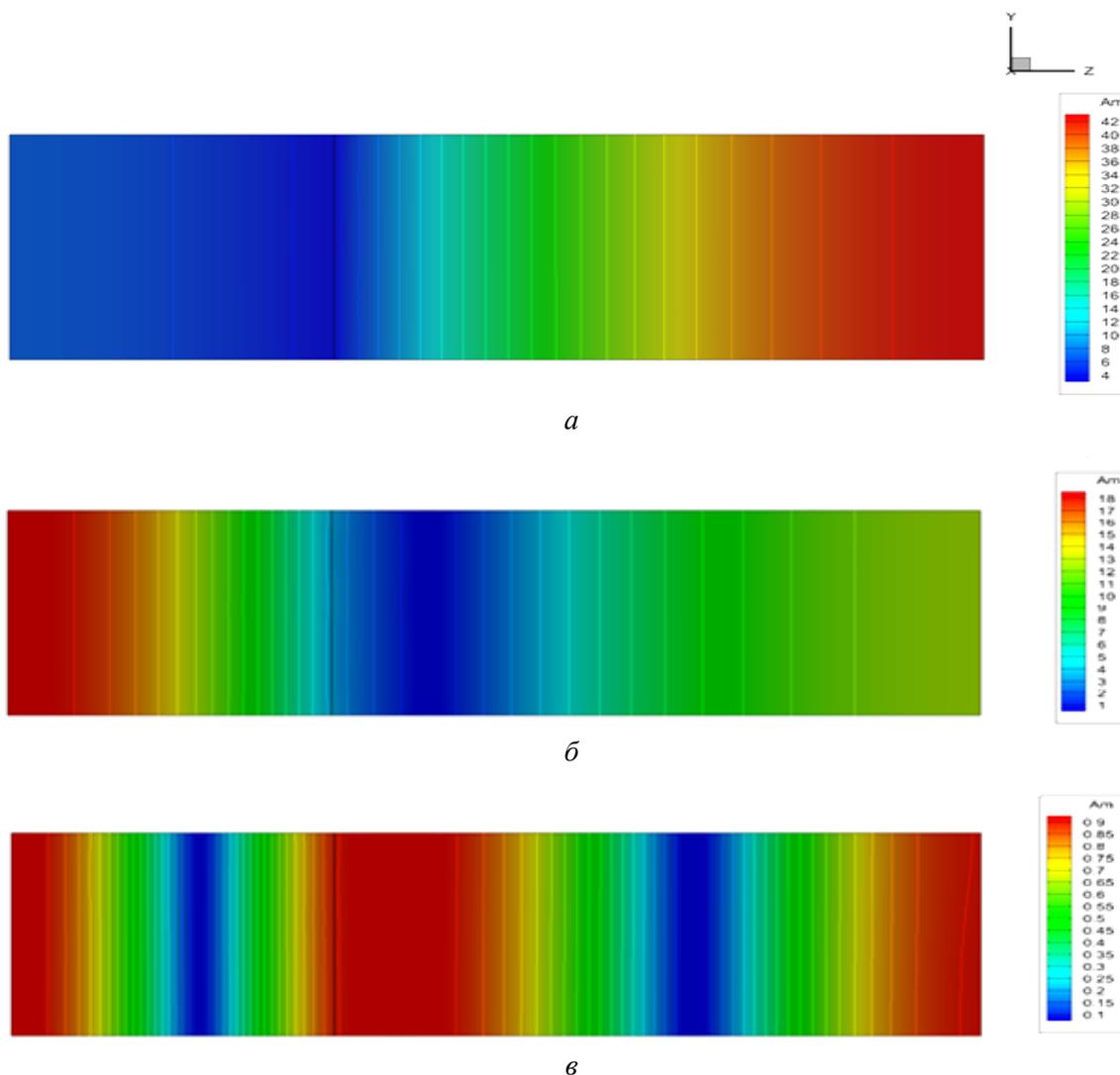


Рис. 10. Форма стоячей волны давления при вынужденных колебаниях частотой 1000 Гц (а); форма стоячей волны (отклик) по первой продольной собственной форме с частотой 1240 Гц (б); форма стоячей волны (отклик) по второй продольной собственной форме (2310 Гц) (в)

При возникновении окружной неоднородности по температуре газа в случае отключения топливного коллектора незначительно изменяются и собственные частоты. Так, частоты продольных форм уменьшаются на 10 %.

Благодаря различию акустического импеданса в горячей и холодной частях камеры сгорания тангенциальная форма особенно проявляется при работе с отключенным коллектором на выходе из горячей зоны при реализации отклика как по первой, так и по второй продольным формам (рис. 11), но не оказывает заметного возмущающего воздействия на смесеобразование. Также незначителен и акустический импеданс фронта пламени.

Для описания процесса генерации окислов азота необходимо знать зависимость скорости реакции S_{NO} от состава топливоздушная смеси, а также функцию распределения вероятности пульсаций концентрации, распределение скорости реакции по объему камеры сгорания, расход топлива и время пребывания реагирующей смеси в камере сгорания.

Рассмотрим порядок определения искомой функции.

В качестве исходных данных на заданном режиме работы имеем функции плотности распределения вероятности пульсаций концентраций, полученные для диффузионного и гомогенного контуров, вид которых представлен на рис. 12.

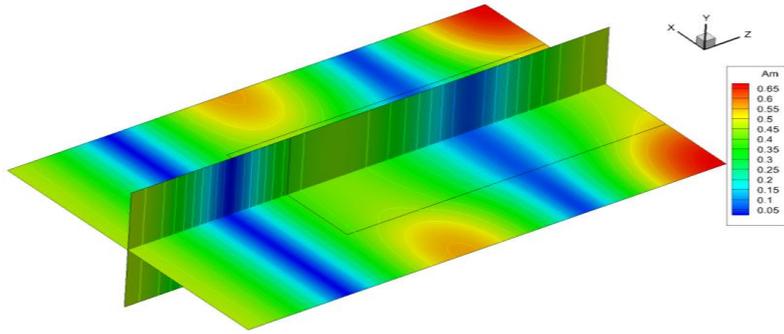


Рис. 11. Формы стоячих волн (отклик) второй продольной и тангенциальной собственных форм колебаний при отключенном коллекторе

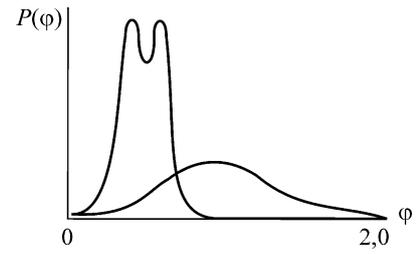


Рис. 12. Вид функций плотности распределения вероятности на интервале $\varphi [0, 2]$ по эквивалентному соотношению состава смеси для гомогенного и диффузионного факелов

Тогда осредненная по расходу топлива скорость генерации окислов азота на фронте пламени в камере сгорания определяется как сумма осредненных скоростей диффузионного (например, для 10 % расхода топлива) факела (ДФ) и гомогенного (в этом случае 90 % расхода топлива) факела (ГФ):

$$\bar{S} = \int_0^{0.1} S(\tilde{\varphi}, \varphi_{ДФ}^2) P(\varphi) d\varphi + \int_{0.1}^1 S(\tilde{\varphi}, \varphi_{ГФ}^2) P(\varphi) d\varphi,$$

где S – скорость генерации окислов азота по механизму Зельдовича в экспоненциальной зависимости от температуры пламени с учетом диссоциации CO_2 , зависящей от давления и концентраций атомарного кислорода и азота, моль/ $(\text{м}^3 \cdot \text{с})$, которые, в свою очередь, являются функциями состава топливовоздушной смеси, т.е. $S = 2$; $P(\varphi)$ – функция плотности распределения вероятности состава смеси с учетом пульсаций; $\tilde{\varphi}, \varphi^2$ – оценки среднего значения и осредненного квадрата пульсаций состава смеси в факелах.

Далее необходимо произвести осреднение скорости генерации окислов азота по длине топочного пространства L камеры сгорания, для чего используется экспоненциальная зависимость. В первом приближении это распределение можно задать в виде

$$S_x = \bar{S} e^{-\alpha x},$$

т.е. уменьшение скорости реакции по длине топочного пространства происходит по экспоненциальному закону, обусловленному быстрым уменьшением концентрации прореагировавшего атомарного кислорода.

Тогда осредненная по длине топочного пространства (L) скорость реакции $\bar{\bar{S}}$ и, соответственно, индекс эмиссии EINO_x , т.е. отношение скорости генерации окислов азота в объеме топочного пространства к расходу топлива, будут иметь вид

$$\bar{\bar{S}} = \bar{S} \frac{1}{L} \int_0^L e^{-\alpha x} dx = \bar{S} \frac{1}{\alpha L} (1 - e^{-\alpha L}).$$

Задача определения границы «бедного» срыва решается на базе уже полученных данных о функции распределения вероятности коэффициента избытка воздуха в камере сгорания с учетом пульсаций. В качестве критерия срыва пламени в работающем коллекторе с группой горелок используется экспериментально полученная величина $\alpha \geq 7$ с вероятностью более 0,5.

Для моделирования термоакустических явлений в камерах сгорания используется множество подходов, типичными из них являются в частности [10–15].

Модель термоакустического взаимодействия пульсаций теплового потока на фронте пламени и отклика пульсаций концентраций на выходе из фронтального устройства через акустический механизм обратной связи обычно строится следующим образом. Необходимо получить суммарный преимущественно гармонический с узкополосным шумом сигнал пульсаций концентраций, генерируемый прецессирующим вихревым ядром (вынужденные колебания) и акустическими волнами, распространяющимися вверх по потоку от фронта пламени до плоскости среза горелки (суперпозиция отклика вынужденных и собственных колебаний). Далее определить фазовый сдвиг, получающийся в результате затрат времени на испарение топлива, индукцию реакции и транспортный перенос до фронта пламени.

В соответствии с пульсациями концентрации состава смеси в гомогенном фронте пламени необходимо получить отклик в виде пульсаций теплового потока (q') и с помощью определенных на акустической математической модели топочного пространства амплитудно-частотных характеристик преобразовать его в поток акустической энергии с амплитудой пульсаций давления (p') по соотношению

$$p'(x) = k \cdot q'_{x=l},$$

где k – коэффициент преобразования пульсаций теплового потока в поток акустической энергии; l – расстояние от фронтального устройства до фронта пламени.

Следует иметь в виду, что генерируемый поток акустической энергии распространяется в виде волн давления вправо и влево от фронта пламени. Поэтому при определении пульсаций давления в «холодной» или «горячей» частях необходимо учитывать распределение потока энергии обратно пропорционально акустическому импедансу среды, равному произведению плотности среды на скорость звука, т.е. ρa .

Далее в соответствии с критерием Рэля необходимо определить фазовый сдвиг между пульсациями давления и теплового потока и генерируемую акустическую энергию. Условием возникновения термоакустической неустойчивости является следующее соотношение:

$$\int_0^T p'q' dt > R.$$

Здесь надо учитывать то, что в результате неоднородности концентрации в факелах и существующей дисперсии скорости реакции зона теплоподвода в движущемся газе растягивается в пространстве и фазовые сдвиги, а равно и интенсивность тепловыделения тоже имеют свою функцию распределения вероятности по длине. В математической модели реальной камеры сгорания очень трудно определить диссипацию генерируемой акустической энергии (R) и вероятность возникновения виброгорения. Поэтому здесь для тренировки нейронной сети примем в качестве критерия возникновения виброгорения вероятностное выражение критерия Рэля со следующими параметрами: функция плотности распределения вероятности возникновения виброгорения по аргументу фазового сдвига на интервале $[-\pi/2, \pi/2]$ между пульсациями давления и теплового потока имеет нормальный вид, $R = 0$.

При адаптации нейронной сети по экспериментальным данным на реальной камере сгорания в составе двигателя возможно идентифицировать как дисперсию потока акустической энергии, так и вероятность возникновения виброгорения.

На рис. 13 представлена схема моделирования термоакустического взаимодействия в МЭКС.

Следует отметить, что теоретически существует возможность подавления термоакустической неустойчивости посредством высокочастотной (1 кГц) модуляции расхода топлива (до 5 %) в противофазе с пульсациями давления воздуха [16] и, соответственно, в перспективе целесообразно иметь контур активного подавления виброгорения в смарт-регуляторе МЭКС.

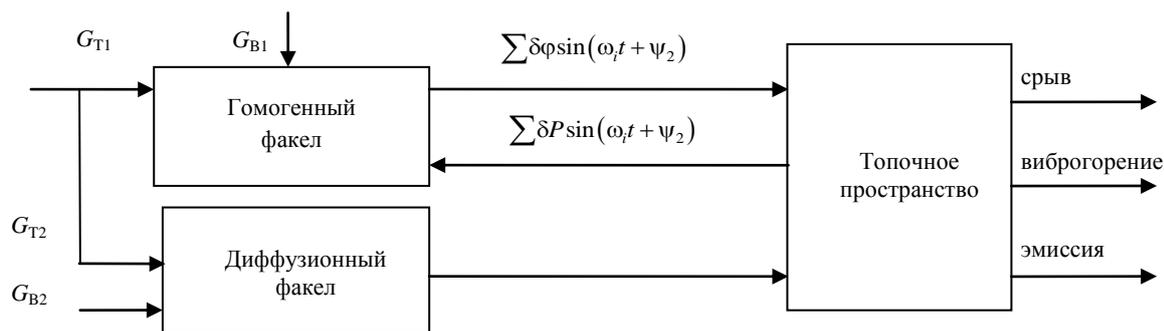


Рис. 13. Схема термоакустического взаимодействия в модели МЭКС

В настоящее время технология построения моделей типа нейронных сетей достаточно широко применяется в системах мониторинга для прогнозирования эмиссии окислов азота [5, 6].

При построении типичной трехслойной нейронной сети необходимо определять оптимальное количество элементов в скрытом слое. Теорема Колмогорова, лежащая в основе построения нейронных сетей, позволяет определить оптимальное количество нейронов в скрытом слое, которое обеспечивает, с одной стороны, минимальную ошибку обучения, а с другой – минимальную ошибку обобщения.

Как показывает опыт применения технологии нейронных сетей для задач диагностики авиационных ГТД, недостаточное информационное насыщение входной информацией (ограниченное количество подаваемых на вход в сеть измеряемых параметров) и слабая корреляция измеряемых параметров с некоторыми состояниями системы (вектор состояния имеет большую размерность, чем вектор входа) приводят к недостоверным оценкам состояния двигателя. Как правило, количество измеряемых параметров на двигателе минимизируется, исходя из необходимости обеспечения надежности системы в целом. Поэтому для насыщения входной информацией нейронной сети до необходимого уровня целесообразно использовать встроенные математические модели объектов, в нашем случае малоэмиссионной камеры сгорания. Как показывает зарубежный опыт [5], для решения задачи прогнозирования эмиссии с погрешностью не более 15 % эффективно используется нейронная сеть, имеющая 6 входов и 12 нейронов в скрытом слое с линейными функциями чувствительности.

Принимая во внимание вышеизложенное, сформируем набор входных параметров, необходимый для функционирования нейронной сети:

1. Изменяемые параметры: положение дозирующей иглы и дозатора диффузионного контура, давление и температура воздуха на входе в МЭКС, пульсации давления, яркость пламени (при наличии пирометра).

2. Вычисляемые параметры: расход топлива через диффузионный и гомогенный контуры, коэффициенты избытка воздуха (или эквивалентное соотношение) по контурам, средняя температура пламени в факелах, индекс эмиссии.

При обучении (тренировке) нейронной сети в ходе ее работы в составе смарт-регулятора в реальном авиационном ГТД мы получаем либо параметр эмиссии, либо отклонение параметра измеренного уровня эмиссии от модельного значения (погрешность модели), границы «бедного» срыва и виброгорения.

Наш опыт применения нейронной сети [17] для прогнозирования эмиссии окислов азота на малоэмиссионной камере сгорания наземной ГТУ мощностью 16 МВт показал, что однослойная нейронная сеть с 30 нейронами в скрытом слое и 7 входными параметрами обеспечивает погрешность прогноза менее 10%. При этом наиболее значимыми параметрами, влияющими на точность сетевой модели, являются давление на входе в камеру сгорания, температура газа и доля расхода топлива через диффузионный контур.

Таким образом, можно констатировать, что существует возможность построения контура управления эмиссией окислов азота в системе автоматического управления авиационного ГТД на базе нейронной сети с встроенной математической моделью.

Также целесообразно применение подобной модели для отладки системы управления в реальном масштабе времени на стадии проектирования.

Библиографический список

1. Куценко Ю.Г. Методология проектирования малоэмиссионных камер сгорания ГТД на основе математических моделей физико-химических процессов: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.05. – Пермь: Изд-во Перм. гос. техн. ун-та, 2010. – 193 с.
2. Avgustinovich V.G., Kutsenko Y.G. Creation and Application of Combined Calculation Methodology for Low Emission Combustion Chamber // *Russian Aeronautics*. – 2011. – Vol. 54. – No. 2. – P. 170–178.
3. Experimental Investigation on Lean Blow Out of Piloted Aero-Engine Burner / R. Bhagwan, J.C. Wollgarten, P. Habisreuther, N. Zarzalis // *Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2014-25199*. – Dusseldorf, 2014. – 9 p.
4. Model Based Prediction of Off-Design Operation Condition NO_x Emission from DLE Gas Turbine Combustors / M. Lauer, J. Farber, F. Reith, J.E. Masalme // *Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2017-63063*. Charlotte, NC, USA, 2017. – 11 p.
5. Vanderhaegen E., Deneve M. Predictive Emissions Monitoring Using a Continuously Updating Neural Network // *Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2010-22899*. – Glasgow, 2010. – 7 p.
6. Lamont W.G., Roa M., Lucht R. Application of Artificial Neural Networks for the Prediction of Pollutant Emissions and Outlet Temperature in Fuel Staged Gas Turbine Combustion Rig // *Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2014-25030*. – Dusseldorf, 2014. – 10 p.
7. Августинович В.Г., Трусин А.В., Шаламов С.А. Методика построения конечно-элементной сеточной модели на примере камеры сгорания газотурбинного двигателя // *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*. – 2013. – № 35. – С. 31–48.
8. Prediction of Combustion Efficiency and NO_x Level for Diffusion Flame Combustors in HAT Cycles / A. Belokon, K. Khirtov, L. Klyachko, S. Tschepin, V. Zakharov // *Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2002-30609*. – Amsterdam, 2002. – 9 p.
9. Avgustinovich V.G., Nazukin V.A. CFD Analysis of swirling flows in premixers // *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014 [Electronic resource]: Turbine Technical Conference and Exposition (June 16–20, 2014, Dusseldorf, Germany) / American Society of Mechanical Engineers (ASME), International Gas Turbine Institute*. – New York: ASME, 2014. – Art. No. V04AT04A0511, electronic optical disc (DVD). – 10 p.
10. Campa G., Juniper M. Obtaining Bifurcation Diagrams with a Thermoacoustical Network Model // *Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2012-68241*. – Copenhagen, 2012. – 11 p.
11. Campa G.R., Cademartori R. Influence of Nonlinear Flame Models on Thermoacoustic Instabilities in Combustion Chambers // *Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2016-57129*. – Seoul, 2016. – 11 p.
12. High-Frequency Thermoacoustic Modulation Mechanisms in Swirl-Stabilized Gas Turbine Combustors. Part Two: Modeling and Analysis / T. Hummel, F. Berger, M. Hertweck, B. Schuermans // *Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2016-57500*. – Seoul, 2016. – 13 p.
13. Dynamic Properties of Combustion Instability in a Laboratory-Scale Gas Turbine Model Combustor / H. Gotoda, K. Hayashi, R. Tsujimoto, S. Domeo, S. Tachibana // *Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2016-58170*. – Seoul, 2016. – 8 pp.
14. Saurabh A., Moeck J. Swirl Flame Response to Simultaneous Axial and Transverse Velocity Fluctuations // *Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2016-57428*. – Seoul, 2016. – 9 p.
15. Experimental Analysis of High-Amplitude Temporal Equivalence Ratio Oscillations in the Mixing Section of a Swirl-Stabilized Burner / R. Blumner, C. O. Paschereit, K. Oberleithner, B. Cosic // *Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2016-56585*. – Seoul, 2016. – 10 p.
16. Dynamic Suppression in Liquid-Fueled Combustors Using Fuel Modulation / Z. Hong, J. Haynes, J. Herbon, K. McManus // *Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2012-69703*. – Copenhagen, 2012. – 10 p.
17. Кузнецова Т.А., Августинович В.Г. Вопросы теории и практики разработки робастных систем управления авиационными двигателями на базе встроенных математических моделей. – Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2018. – 265 с.

References

1. Kutsenko, YU. G. Metodologiya proyektirovaniya maloemissionnykh kamer sgoraniya GTD na osnove matematicheskikh modeley fiziko-khimicheskikh protsessov [Methodology for design of low-emission combustion chambers GTE based on mathematical models of physicochemical processes]. Doctor dissertation, Perm, PSTU, 2010. (In Russian).
2. Avgustinovich V.G., Kutsenko Y.G. Creation and Application of Combined Calculation Methodology for Low Emission Combustion Chamber. Russian Aeronautics, 2011, v.54, #2, p.170-178.
3. Bhagwan R., Wollgarten J.C., Habisreuther P., Zarzalis N. Experimental Investigation on Lean Blow Out of Piloted Aero-Engine Burner. Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2014-25199, Dusseldorf, 2014, 9 pp.
4. Lauer M., Farber J., Reith F., Masalme J.E. Model Based Prediction of Off-Design Operation Condition NOx Emission from DLE Gas Turbine Combustors. Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2017-63063, Charlotte, NC, USA, 2017, 11pp.
5. Vanderhaegen E., Deneve M. Predictive Emissions Monitoring Using a Continuously Updating Neural Network. Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2010-22899, Glasgow, 2010, 7 pp.
6. Lamont W.G., Roa M., Lucht R. Application of Artificial Neural Networks for the Prediction of Pollutant Emissions and Outlet Temperature in Fuel Staged Gas Turbine Combustion Rig. Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2014-25030, Dusseldorf, 2014, 10 pp.
7. V. G. Avgustinovich, A. V. Trusin, S. A. Shalamov S.V. Metodika postroyeniya konechno-elementnoy setochnoy modeli na primere kamery sgoraniya gazoturbinnogo dvigatelya [Method for constructing a finite element grid model using the example of a combustion chamber of a gas turbine engine]. Perm, PNRPU Aerospace Engineering Bulletin, 2013, no. 35, 18 p. (In Russian).
8. Belokon A., Khirtov K., Klyachko L., Tschepin S., Zakharov V. Prediction of Combustion Efficiency and N_{Ox} Level for Diffusion Flame Combustors in HAT Cycles. Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2002-30609, Amsterdam, 2002, 9 pp.
9. Nazukin V., Avgustinovich V. CFD Analysis of Swirling Flows in Premixers. Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2014-25785, Dusseldorf, 2014, 10 pp.
10. Campa G. Juniper M. Obtaining Bifurcation Diagrams with a Thermoacoustical Network Model. Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2012-68241, Copenhagen, 2012, 11 pp.
11. Campa G., Cademartori R. Influence of Nonlinear Flame Models on Thermoacoustic Instabilities in Combustion Chambers. Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2016-57129, Seoul, 2016, 11 pp.
12. Hummel T., Berger F., Hertweck M., Schuermans B. High-Frequency Thermoacoustic Modulation Mechanisms in Swirl-Stabilized Gas Turbine Combustors. Part Two: Modeling and Analysis. Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2016-57500, Seoul, 2016, 13 pp.
13. Gotoda H., Hayashi K., Tsujimoto R., Domeo S., Tachibama S. Dynamic Properties of Combustion Instability in a Laboratory-Scale Gas Turbine Model Combustor. Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2016-58170, Seoul, 2016, 8 pp.
14. Saurabh A., Moeck J. Swirl Flame Response to Simultaneous Axial and Transverse Velocity Fluctuations. Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2016-57428, Seoul, 2016, 9 pp.
15. Blumner R., Paschereit C.O., Oberleithner K., Cosic B. Experimental Analysis of High-Amplitude Temporal Equivalence Ratio Oscillations in the Mixing Section of a Swirl-Stabilized Burner. Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2016-56585, Seoul, 2016, 10 pp.
16. Hong Z., Haynes J., Herbon J., McManus K. Dynamic Suppression in Liquid-Fueled Combustors Using Fuel Modulation. Proc. ASME Conf. Turbo Expo GT2012-69703, Copenhagen, 2012, 10 pp.
17. Kuznetsova T.A., Avgustinovich V.G. Voprosy teorii i praktiki razrabotki robustnykh sistem upravleniya aviatsionnymi dvigatelyami na baze vstroyennykh matematicheskikh modeley [Problems of Designing Aero-Engine Robust Control on Base On-Board Engine Model]. Perm: PNRPU, 2018, 265 p.

Об авторах

Августинович Валерий Георгиевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: august.valery@yandex.ru).

Кузнецова Татьяна Александровна (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Конструирование и технологии в электротехнике» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: tatianaakuznetsova@gmail.com).

Фатыков Альмир Илгизович (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: fatykov-ai@avid.ru).

Нугуманов Алексей Дамирович (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Авиационные двигатели» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29), e-mail: nugumanov@avid.ru).

About authors

Valery G. Avgustinovich (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Science, Professor, Department of Aircraft Engines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: august.valery@yandex.ru).

Tatyana A. Kuznetsova (Perm, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Associate Professor, Department of Design and Technologies in Electronics, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: tatianaakuznetsova@gmail.com).

Almir I. Fatykov (Perm, Russian Federation) – PhD Student, Department of Aircraft Engines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: fatykov-ai@avid.ru).

Aleksey D. Nugumanov (Perm, Russian Federation) – PhD Student, Department of Aviation Engines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: nugumanov@avid.ru).

Получено 05.03.2018