

УДК 621.438

**МНОГОФОРСУНОЧНАЯ МАЛОЭМИССИОННАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ
СОВРЕМЕННЫХ ТРДД – ТВОРЧЕСКОЕ НАСЛЕДИЕ Н. Д. КУЗНЕЦОВА**© 2012 Д. Ю. Бантиков¹, В. И. Васильев¹, В. Н. Лавров¹, Ю. И. Цыбизов¹,
С. Г. Матвеев², М. Ю. Орлов², И. А. Зубрилин²¹ОАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара²Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Разработка конструкции и расчётно-экспериментальные исследования многофорсуночной малоэмиссионной камеры сгорания применительно к ТРДД НК-65 показали возможность выполнения этими двигателями перспективных норм ИКАО.

Многофорсуночная камера сгорания, малоэмиссионное горение, математическое моделирование, нормы ИКАО.

К основным тенденциям развития авиационного двигателестроения относятся сокращение проектных разработок базовых двигателей и существенное увеличение количества модификаций двигателей, хорошо зарекомендовавших себя в эксплуатации [2, 3].

Такое состояние дел связано с постоянным ужесточением норм на уровень эмиссии и шум, а также с обострением конкурентной борьбы на рынке, что обуславливает дальнейшее повышение экономичности, экологичности и эксплуатационной эффективности двигателя, снижение сроков внедрения и стоимости его жизненного цикла. В качестве передовой технологии, обеспечивающей решение этих вопросов, рассматривается концепция создания малоэмиссионной камеры сгорания (МКС), выполняющей требования перспективных норм ИКАО.

Авиационному транспорту, наряду с космической техникой, как загрязнителем окружающей среды отводится особое место. Дело в том, что это единственные виды техники, воздействующие на высотные слои атмосферы, где формируются погодные явления и оказывается непосредственное влияние на озоновый слой. Воздействие на атмосферу авиационного двигателя принято разделять на выбросы

вредных веществ в приземной области до высоты 900 м при выполнении взлётно-посадочного цикла и выбросы на высотах от 11 до 20 км, соответствующие длительному крейсерскому полёту [4]. Кроме того, в последнее время появляются публикации о том, что климатические условия определяются радиационным балансом между атмосферой и земной поверхностью, на который влияет эмиссия продуктов сгорания двигателя за счёт образования конденсационных следов, инициирующих образование перистых облаков – основного фактора парникового эффекта [5]. Существует прямая связь между термодинамическими параметрами двигателя, его термическим КПД и условиями образования конденсационных следов в атмосфере, на основании которой можно утверждать, что повышение термического КПД двигателя и рост объёма перевозок авиационным транспортом неблагоприятно влияют на экологию. Известно, что при комплексной оценке техногенного воздействия двигателя на окружающую среду необходимо рассматривать все стадии его жизненного цикла с момента начала проектирования до выработки ресурса и утилизации, включая процессы по добыче и переработке топлива. Однако пока экологическое совершенство двигателя опре-

деляется его удельным расходом топлива, т.е. количеством топлива, израсходованным на создание единицы тяги. На рис. 1 на основании обобщений ЦИАМ представлены действующие и перспективные (целевые) нормы ИКАО в виде зависимости параметра эмиссии оксида азота P_{NO_x} от суммарной степени сжатия компрессора на взлетном режиме $\pi_{\kappa 0}$ [1]. Согласно требованиям ИКАО, для выполнения целевых (перспективных) норм при $\pi_{\kappa 0}$, со-

ответствующих современным ГТД (от 30 до 35), проектируемые в настоящее время МКС должны обеспечить следующие параметры эмиссии:

- по оксидам азота NO_x – менее 35...50 мг/кН;
- по оксиду углерода CO – менее 50 г/кН;
- по несгоревшим углеводородам C_nH_m – менее 10 г/кН.

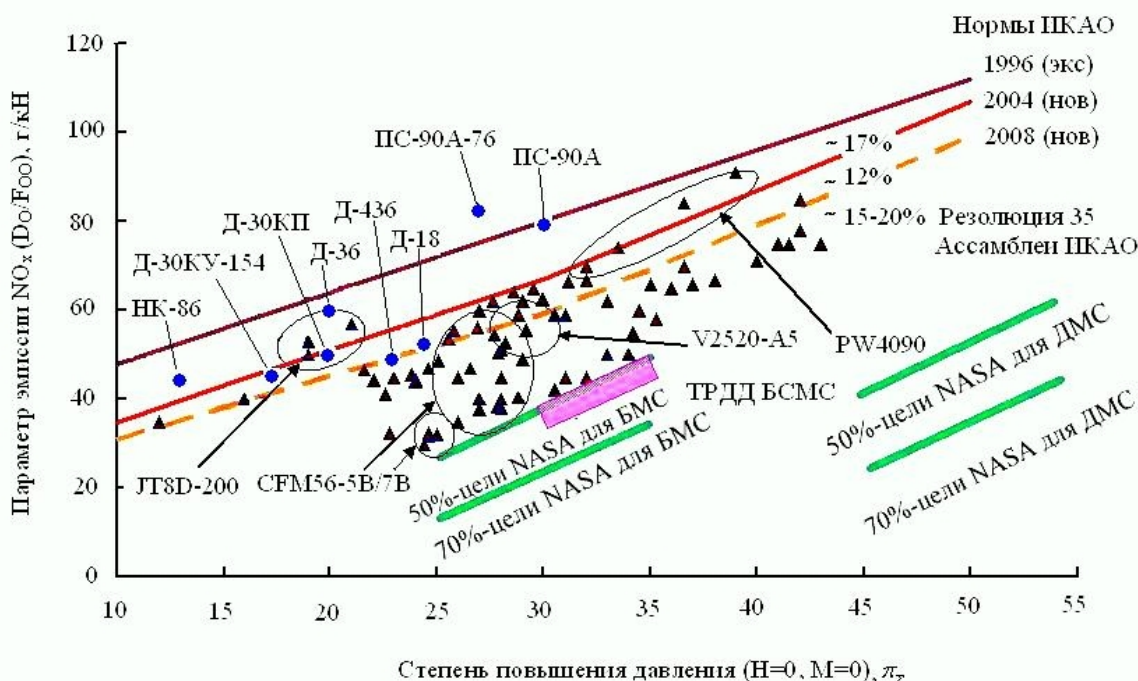


Рис. 1. Нормы ИКАО на параметр эмиссии оксида азота P_{NO_x}

В настоящее время ИКАО продолжает работы по ужесточению действующих норм на эмиссию и шум с целью распространения норм с зоны аэропортов на весь полёт по маршруту [3]. Ожидается, что в перспективе в высотных условиях крейсерского полёта индекс эмиссии NO_x не должен превышать величины 5...10 г/кг топлива.

Очевидно, что для решения проблемы экологической безопасности необходимо использовать комплексный подход, который должен, наряду с совершенствованием рабочего процесса и конструкции КС, предусматривать выбор оптимальных

параметров термодинамического цикла, высоких значений КПД, составляющих ГТД узлов, оптимальной степени двухконтурности двигателя, совершенствование системы регулирования топливоподачи, а в ближайшей перспективе и освоение криогенного топлива (сжиженный природный газ, водород) [3].

Основное внимание разработчиков в настоящее время сконцентрировано на снижении выбросов NO_x , являющихся самым опасным компонентом продуктов сгорания ГТД с точки зрения загрязнения окружающей среды. Это объясняется тем, что оксиды азота помимо вреда, наноси-

мого здоровью человека, способствуют образованию фотохимического смога и участвуют в реакциях, приводящих к удалению озона из атмосферы.

Исследования, выполненные в России и за рубежом, показали, что только модернизацией существующих камер сгорания нельзя добиться выполнения перспективных (целевых) норм ИКАО. Так, попытки улучшить экологические характеристики без изменения традиционной схемы авиационной камеры сгорания привели к уменьшению эмиссии NO_x только на 10...15%. Использование концепции двухзонного сжигания углеводородного топлива с использованием дорогостоящей системы автоматического регулирования и дозирования топливopодачи позволяет снизить эмиссию NO_x на 30...35%. Это свидетельствует о том, что работы по организации рабочего процесса с низким уровнем эмиссии вредных веществ и формированию соответствующего облика МКС актуальны и в настоящее время. При этом следует отметить, что выполнение подобных работ принципиально невозможно без обобщения опыта создания существующих камер сгорания применительно к ТРДД нового поколения.

Более чем тридцатилетний опыт создания, эксплуатации и совершенствования многофорсуночных камер сгорания двигателей семейства НК, разработанных по личной инициативе Н.Д. Кузнецова, показал их значительные преимущества перед камерами с традиционной схемой организации горения [6, 7].

К принципиальным особенностям многофорсуночной камеры сгорания могут быть отнесены:

- короткопламенный фронт горения;
- низкие градиенты температур по стенкам жаровой трубы (ЖТ) в окружном направлении (вблизи фронтальной плиты менее 100°C);
- окружная неравномерность температурного поля в выходном сечении КС – $q_{i\text{макс}}$ в пределах 1,2;
- радиационный тепловой поток в КС, меньший на 15...20%, чем в традици-

онных камерах с небольшим числом форсунок;

- относительно низкий уровень эмиссии оксидов азота и оксида углерода.

Опыт эксплуатации многофорсуночных камер сгорания на двигателях НК показал их высокую надёжность и большой ресурс, так как на них был конструктивно исключён локальный прогар стенок жаровой трубы, связанный с неравномерностью распределения топлива за фронтальным устройством и его сгоранием в пристеночных слоях.

В 1999 г. в ТБК ЦИАМ в наземных условиях и при имитации высотных условий полёта был испытан газогенератор двигателя НК-93. Измеренный параметр эмиссии NO_x за взлётно-посадочный цикл составил:

- по данным ЦИАМ – 61,8 г/кг топлива;
- по данным СНТК – 55,6 г/кг топлива.

Был также выполнен большой объём работ по улучшению экологических характеристик разработанных многофорсуночных камер сгорания, что позволило разработать конструкции малоэмиссионных камер с концепциями как бедного, так и богатого горения.

Для реализации намеченной концепции создания ТРДД нового поколения в ОАО «КУЗНЕЦОВ» совместно с СГАУ были выполнены необходимые расчётно-аналитические исследования и конструктивные проработки МКС двигателя НК-65, отвечающей перспективным требованиям по экологии, надёжности и эксплуатационной эффективности с учётом применения технологий, уже освоенных в серийном производстве. При этом большинство принятых конструктивных решений было подтверждено исследованиями камер сгорания–прототипов на установках, стендах и в составе двигателя НК-93.

В настоящее время в мировой практике создания основных элементов конструкции авиационных ГТД, ввиду отсутствия универсального аналитического метода расчёта сложных трёхмерных турбулентных потоков, особенно при наличии горения, широко используется численный

эксперимент исследования рабочего процесса как менее трудоёмкая альтернатива физическому эксперименту. Особое внимание при этом необходимо уделять расчёту процесса горения, определяющего не только экологические характеристики, но и оказывающего решающее влияние на надёжность, экономичность и стоимость двигателя в целом.

При проектировании камеры сгорания, наряду с широким использованием численного метода, необходимо также учитывать то обстоятельство, что в новых узлах КС должны быть максимально использованы научно-технические решения и конструкции, которые хорошо себя зарекомендовали и являются общепризнанными. Основанием для такого подхода является следующее:

- отсутствие завершённой теории горения и расчёта камер сгорания, подобной имеющейся для лопаточных машин (большинство ведущих ОКБ развивают свои концепции создания КС на основе имеющихся у них методологии и экспериментальной базы для отработки рабочего процесса);

- отсутствие обобщений по организации оптимального рабочего процесса горения, особенно применительно к малоэмиссионным КС.

В рамках работ по совершенствованию характеристик многофорсуночной камеры сгорания первоначально был выполнен расчёт с использованием пакета ANSYS FLUENT на базе трёхмерной модели проточной части камеры сгорания исходной конструкции (рис. 2.). Основными задачами расчёта являлись: определение полей скоростей и давлений в диффузоре, оценка характера обтекания фронтального устройства и жаровой трубы, определение величины потерь давления по длине камеры, вычисление полей температур и оценка эмиссии вредных веществ.

Исследование проводилось для двух вариантов геометрической модели камеры сгорания. Первоначально геометрическая модель представляла собой Z-образный периодический сегмент, включающий по две горелки внешнего и внутреннего контуров с углом сектора $10,28^\circ$ (1/35 часть реальной камеры сгорания). Окончательный расчёт был выполнен для симметричного сектора камеры с углом $5,14^\circ$, составляющего 1/70 от полного объёма камеры сгорания с двумя форсунками и разбиением расчётного объёма на 1,8...2,2 млн конечных элементов в зависимости от изменения размеров форсунок верхнего и нижнего ряда. Расчёты выполнялись для номинального режима работы двигателя с применением базового неявного решателя на втором порядке точности вычислений с использованием модели турбулентности k-ε Realizable. Для моделирования процесса горения смеси использовалась модель Finite-Rate/Eddy-Dissipation, представляющая собой моделирование уравнений переноса, описывающих конвекцию, диффузию и источниковые члены для каждого компонента смеси.

При определении эмиссии оксидов азота NOx рассматривался только «термический» механизм образования NO. В его рамках расчёт проводился с использованием частично равновесной модели определения радикалов [O] и [OH], без учёта функции плотности вероятности (PDF). Полученные в результате расчётов в FLUENT величины осреднялись по расходу (Mass-Weighted Average).

С целью верификации созданной математической модели камеры сгорания были проведены аэродинамические расчёты, соответствующие «холодным» (без горения) продувкам. Результаты этих расчётов были сопоставлены с экспериментальными данными, полученными ранее для данной камеры, на базе чего был сделан вывод о достоверности моделирования.

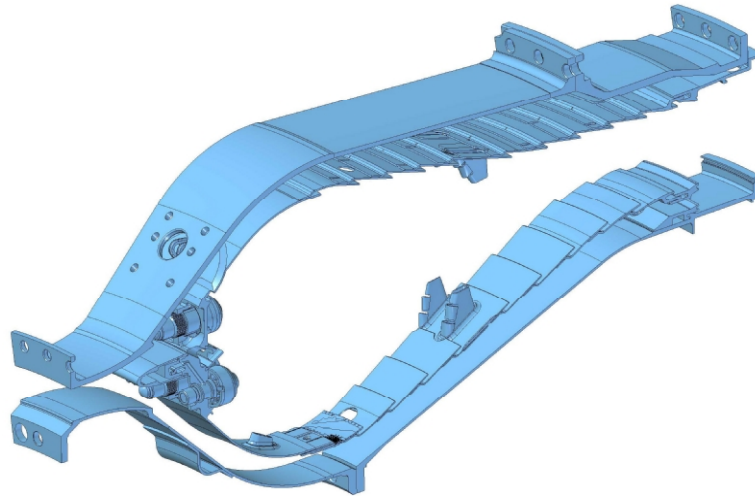


Рис. 2. Трёхмерная модель КС (исходный вариант)

На следующем этапе было выполнено моделирование работы камеры сгорания при условиях, соответствующих её работе в составе полноразмерного двигателя. В качестве расчётного режима для моделирования был выбран номинальный (взлётный) режим работы двигателя. Верификация модели на этом режиме работы выполнялась по экспериментально замеренным уровню потерь полного давления в камере сгорания (6,0...6,5 %) и радиальной эпюре температур. Результаты сравнения подтвердили приемлемую точ-

ность используемого расчётного метода.

Далее было исследовано пять вариантов компоновки камеры сгорания, отличающихся размерами и формой диффузора. В результате сопоставления и анализа полученных расчётных данных был сформирован общий облик оптимальной конструкции МКС двигателя НК-65, обеспечивающей приемлемый уровень эмиссии оксидов азота (рис. 3) в составе совместно разработанного ОАО «КУЗНЕЦОВ» и СГАУ высокоэффективного газогенератора-демонстратора.

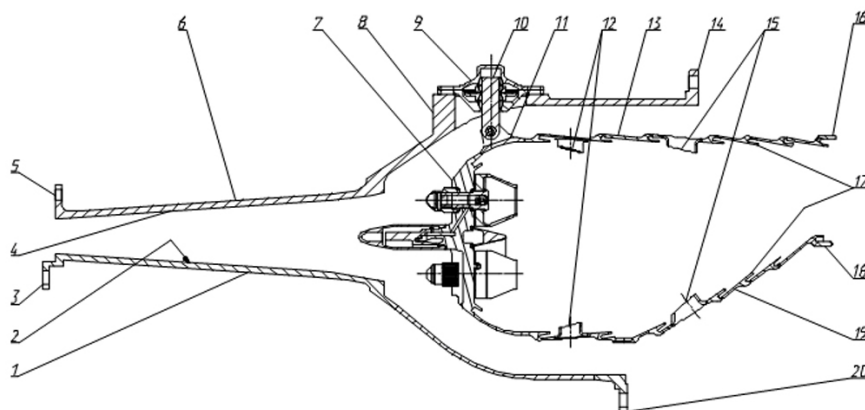


Рис. 3. Малоэмиссионная камера сгорания двигателя НК 65:

- 1 – корпус внутренний; 2 – стенка диффузора внутренняя; 3 – фланец крепления к статору компрессора; 4 – стенка диффузора наружная; 5 – фланец крепления к статору компрессора;
- 6 – корпус КС; 7 – труба жаровая; 8 – фланец крепления деталей подвески жаровой трубы;
- 9 – крепление подвески ЖТ; 10 – серьга; 11 – кронштейн; 12 – патрубок подвода вторичного воздуха в зону горения; 13 – стенка наружная; 14 – фланец крепления к статору турбины; 15 – патрубок подвода вторичного воздуха в зону смешения; 16, 18 – кольцо уплотнительное; 17 – проточка кольцевые;
- 19 – стенка внутренняя; 20 – фланец крепления к статору турбины

Полученные расчётным путём экологические характеристики проектируемой камеры сгорания представлены в табл. 1 в виде индексов эмиссии и в зависимости от температуры воздуха на входе в камеру сгорания.

Таблица 1. Индексы эмиссии

T^*_k , К	EI_{NO_x} , г/кг _T	EI_{CO} , г/кг _T	EI_{CH} , г/кг _T
820	17	0	0
787	14	1	0
620	5	2.2	0.5
547	3	7	1

Таблица 2. Параметры двигателей

Двигатель	Параметр			
	π_{ko}	$ПNO_x$, г/кН	PCO , г/кН	PCN , г/кН
НК-65	29,7	35,4	14	1,95
НК-93 (модиф. КС)	30	28,11	10,21	2,34
ПС – 90	30,8	86,04	16,66	1.4
SFM – 56	25,6	43,9	36,1	0,5

В табл. 2 приведены расчётные данные по параметрам эмиссии проектируемого двигателя в сравнении с современными отечественными и зарубежными ГТД.

Для проектируемого двигателя также было определено расчётным путём значение индекса эмиссии оксидов азота на крейсерском режиме. При испытании газогенератора двигателя-прототипа при температуре воздуха $T^*_k=763$ К и давлении в КС $P^*_{k\text{ изм}}=21,38$ атм была получена эмиссия $NO_x=12$ г/кг топлива. По величине давления в КС на крейсерском режиме проектируемого двигателя ($P^*_{k\text{ пр кр}}=13,06$ атм) для него был выполнен пересчёт индекса эмиссии по формуле:

$$(EI_{NO_x})_{\text{пр кр}} = (EI_{NO_x})_{\text{изм}} \cdot \sqrt{(P^*_{k\text{ пр кр}} / P^*_{k\text{ изм}})}$$

Он показал, что при работе проектируемого двигателя на крейсерском режиме можно ожидать величину индекса эмиссии оксидов азота около 9,9 г/кг топлива.

Видно, что расчётная оценка экологических характеристик проектируемого двигателя НК-65, выполненная с учётом измерений эмиссии двигателя-прототипа НК-93, показывает, что эмиссия вредных веществ данным двигателем должна удовлетворять планируемому целевому (перспективным) нормам ИКАО.

В результате анализа результатов выполненных расчётов, а также зарубежного и отечественного опыта для двигателя НК-65 в качестве основного исполнительного варианта предлагается малоэмиссионная многофорсуночная камера сгорания, конструктивно аналогичная КС НК-93 и отвечающая следующим условиям:

1. Сохранение на высоком уровне параметрических, функциональных, эксплуатационных показателей и надёжности конструкции камеры сгорания-прототипа, подготовленного к сертификации.

2. Обеспечение действующих международных норм ИКАО для проектируемого двигателя НК-65 тягой 29,5 тс, а в перспективе и норм уровня 2020 г. после разработки дополнительных мероприятий по организации низкоэмиссионного горения.

3. Индекс эмиссии EI_{NO_x} на крейсерском режиме полёта порядка 9,9 г/кг топлива, соответствующий ожидаемой норме ИКАО 2014 г. (до 10 г/кг топлива).

Основные ожидаемые характеристики камеры сгорания:

- полнота сгорания на режиме малого газа 0,98 и на взлётном режиме 0,995;
- гидравлические потери не выше 5,5 %;
- температурная неравномерность на выходе КС не выше 1,25.

Таким образом, принятое направление конструирования малоэмиссионных многофорсуночных камер сгорания пер-

спективных ТРДД, являющееся творческим наследием Н.Д. Кузнецова, обуславливает решение задачи по обеспечению экологической безопасности в соответствии с принятой ЦИАМ эволюционной концепцией развития авиадвигателестроения ближайшего будущего.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010.

Библиографический список

1. Скибин, В.А. Роль ЦИАМ в создании двигателей XXI века [Текст] / В.А. Скибин // Конверсии в машиностроении. – 2000. - №5(42). - С.8-17.

2. Солонин, В.И. Анализ тенденций и прогнозирование развития двигателей гражданской авиации [Текст]/ В.И.Солонин, М.М. Цховребов, А.И. Ланшин [и др.]// Сборник тезисов II-й Международной научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века» Т.1. - М., 2005. - С. 60-61.

3. Камеры сгорания авиационных ГТД [Текст]/Труды ЦИАМ №1349. - М.: Двигатель, 2010. - 318 с.

4. Николайкин, Н.И. Оценка уровня загрязнения атмосферы авиадвигателями с учётом относительной негативности компонентов выбросов [Текст] / Н.И. Николайкин, Ю.В. Смирнова // Сб. докладов научно-технического конгресса по двигателестроению (9-й Международный салон «Двигатели -2006»). - М., 2006.

5. Дедеш, В.Т. Необходимость разработки методик лётных исследований условий образования и существования конденсационных следов самолётов с ГТД в крейсерских полётах [Текст] /В.Т. Дедеш, Р.Х. Тенишев, А.П. Леут [и др.] // Научно-технический конгресс по двигателестроению (9-й Международный Салон «Двигатели-2006»: Сб. докладов. –М., 2006.

6. Данильченко, В.П. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / В.П. Данильченко, С.В. Лукачёв, Ю.Л. Ковылов [и др.]. - Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. - 619 с.

7. Гриценко, Е.А. Методология создания малоэмиссионных камер сгорания авиационных и конвертируемых двигателей семейства НК [Текст] / Е.А. Гриценко, Ю.И. Цыбизов // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем. - 1999. - Вып.2(8). - С. 16-29.

MULTISPRAYER LOW-EMISSION COMBUSTION CHAMBER OF MODERN TURBOJET ENGINES – N.D.KUZNETSOV’S CREATIVE HERITAGE

©2012 D. Yu. Bantikov¹, V. I. Vasilyev¹, V. N. Lavrov¹, Yu. I. Tsibisov¹, S. G. Matveev², M. Yu. Orlov², I. A. Zubrilin²

¹“Kuznetsov” plc, Samara

²Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

The development of the structure of a multisprayer low-emission combustion chamber and its design-and-experimental analysis as applied to NK-65 turbojet engine shows that engines of this kind are able to meet the ICAO standards.

Multisprayer combustion chamber, low-emission combustion, mathematical simulation, ICAO standards.

Информация об авторах

Бантиков Дмитрий Юрьевич – инженер-конструктор 2 категории, ОАО «КУЗНЕЦОВ». Область научных интересов: рабочий процесс в камерах сгорания ГТД.

Васильев Владимир Иванович – ведущий инженер ОКБ, ОАО «КУЗНЕЦОВ». Область научных интересов: рабочий процесс в камерах сгорания ГТД, конструкция камер сгорания.

Лавров Валерий Николаевич – начальник сектора ОКБ, ОАО «КУЗНЕЦОВ». E-mail: lavr@rambler.ru. Область научных интересов: рабочий процесс в камерах сгорания ГТД, экспериментально-расчётное исследование камер сгорания.

Цыбизов Юрий Ильич – начальник отдела ОКБ, ОАО «КУЗНЕЦОВ». Область научных интересов: рабочий процесс в камерах сгорания ГТД.

Матвеев Сергей Геннадьевич – кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: pfu@ssau.ru. Область научных интересов: методы моделирования камер сгорания ГТД, процессов горения и смесеобразования, выбросы вредных веществ, химическая кинетика горения

Орлов Михаил Юрьевич – кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: adler65@mail.ru. Область научных интересов: рабочий процесс в КС ГТД, образование и выброс вредных веществ.

Зубрилин Иван Александрович – инженер НОЦ ГДИ, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: zubrilin416@mail.ru. Область научных интересов: применение CAE/CAD-технологий в расчётах процессов горения и турбулентных течений.

Bantikov Dmitry Yuryevich, designer engineer of the second category, “Kuznetsov“ plc, Samara. Area of research: working processes in combustion chambers of gas turbine engines.

Vasilyev Vladimir Ivanovich, leading engineer of the development department, “Kuznetsov“ plc, Samara. Area of research: working processes in combustion chambers of gas turbine engines, combustion chamber design.

Lavrov Valery Nikolayevich, head of sector, development department, “Kuznetsov“ plc, Samara. E-mail: lavr@rambler.ru. Area of research: working processes in combustion chambers of gas turbine engines, design-and experimental research of combustion chambers.

Tsibizov Yury Ilyich, head of the development department, “Kuznetsov“ plc, Samara. Area of research: working processes in combustion chambers of gas turbine engines.

Matveev Sergey Gennadyevich, candidate of technical science, associate professor, the department of heat engineering and heat engines, Samara State Aerospace University named after academician S.P.Korolyov (National Research University). E-mail: pfu@ssau.ru. Area of research: combustion, formation and emission of hazardous substances, chemical kinetics.

Orlov Mikhail Yuryevich, candidate of technical science, associate professor, the department of heat engineering and heat engines, Samara State Aerospace University named after academician S.P.Korolyov (National Research University). E-mail: adler65@mail.ru. Area of research: experimental research of combustion chambers, formation and emission of hazardous substances.

Zubrilin Ivan Alexandrovich, engineer, Samara State Aerospace University named after academician S.P.Korolyov (National Research University). E-mail: zubrilin416@mail.ru. Area of research: application of CAE/CAD technologies for the calculation of combustion processes and turbulent flows.