

УДК 62-9

DOI: 10.15593/2224-9982/2022.70.03

Е.В. ХарлинаПермский национальный исследовательский политехнический
университет, Пермь, Россия**МАЛОЭМИССИОННЫЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И СПОСОБЫ ОХЛАЖДЕНИЯ**

Современный газотурбинный двигатель должен соответствовать большому перечню требований, входящих в параметрические, ресурсные и эксплуатационные показатели. Для увеличения ресурса работы газотурбинного двигателя при повышенных температурах газового потока целесообразно применение термобарьерных покрытий на поверхностях конструктивных материалов. Циклические испытания материалов и термобарьерных покрытий газотурбинных двигателей при температурах свыше 1500 °С предлагается проводить на стенде, в котором горячий газовый поток вырабатывается воздушно-метановой горелкой. С целью снижения норм на эмиссии оксидов азота и углерода необходима разработка и применение в стационарных газотурбинных двигателях принципиально новых технологий организации горения и, как следствие, конструкций камер сгорания.

Из детального анализа предъявляемых в настоящее время требований следует, что вновь проектируемая малоэмиссионная камера сгорания для перспективных газотурбинных двигателей и установок должна сопровождаться увеличением температуры газов на 200–300 К, увеличением долговечности жаровой трубы в 3–4 раза при двукратном снижении доли воздуха на охлаждение стенок, двукратным и более снижением эмиссии вредных веществ.

В данной статье рассмотрены жаропрочные покрытия конструктивных элементов газотурбинных установок. Описаны концепции малоэмиссионного сжигания топлива путем организации рабочего процесса по схеме Dry Low Emission. В качестве альтернативного способа организации малоэмиссионного горения предлагается стехиометрическое горение, позволяющее также обеспечить необходимую температуру газовой струи. Проведен обзор малоэмиссионных камер сгорания. Описаны существующие способы охлаждения камер сгорания газотурбинных и жидкостных ракетных двигателей. Анализ собранной информации позволил определить концепцию проектирования высокотемпературной воздушно-метановой горелки.

Ключевые слова: малоэмиссионная камера сгорания, металлическое покрытие, керамическое покрытие, малоэмиссионное горение, система охлаждения, топливно-воздушная смесь, газотурбинный двигатель, жидкостный ракетный двигатель, жаровая труба, микротурбина, рекуператор, продукты сгорания.

E.V. Kharlina

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

LOW-EMISSION COMBUSTION CHAMBERS AND COOLING SYSTEMS

A modern gas turbine engine must meet a large list of requirements that are included in the parameters, resource and performance indicators. To increase the service life of a gas turbine engine at elevated temperatures of the gas flow, it is expendable to use thermal barrier protection on explosive structural materials. Cyclic tests of materials and thermal barrier coatings of gas turbine engines at temperatures above 1500 °C are proposed to be carried out on a stand in which a hot gas flow is generated by an air-methane burner. In order to reduce the emission standards for nitrogen and carbon oxides, it is necessary to develop and use in stationary gas turbine engines fundamentally new technologies for organizing combustion and, as a result, designs of combustion chambers.

From a detailed analysis of the current requirements, it follows that the newly designed low-emission combustion chamber for advanced gas turbine engines and installations should be accompanied by an increase in gas temperature by 200–300 K, an increase in the durability of the flame tube by 3–4 times, with a twofold decrease in the proportion of air for cooling the walls, a twofold or more reduction in the emission of harmful substances.

In this article, heat-resistant coatings of structural elements of gas turbines are considered. The concepts of low-emission fuel combustion are described by organizing the working process according to the "DLE" - Dry Low Emission scheme. As an alternative method for organizing low-emission combustion, stoichiometric combustion is proposed, which also makes it possible to provide the required temperature of the gas jet. A review of low-emission combustion chambers has been carried out. The existing methods of cooling the combustion chambers of gas turbine and liquid rocket engines are described. The analysis of the collected information made it possible to determine the concept of designing a high-temperature air-methane burner.

Keywords: low-emission combustion chamber, metal coating, ceramic coating, low-emission combustion, cooling system, fuel-air mixture, gas turbine engine, liquid-propellant rocket engine, flame tube, microturbine, recuperator, combustion products.

Камеры сгорания (КС) современных газотурбинных установок (ГТУ), отличаются высокой степенью повышения давления за компрессором, что усложняет проблему охлаждения стенок жаровой трубы (ЖТ), и на охлаждение тратится более одной трети общего воздуха, проходящего через КС.

Увеличение доли воздуха, подаваемого вдоль стенки ЖТ, в сочетании с неизбежным уменьшением воздуха, подаваемого в зону смешения, ухудшает неравномерность поля температур газа за КС. Более того, охлаждающий воздух вызывает «замораживание» химических реакций при горении вблизи стенки. Это приводит к понижению полноты сгорания и увеличению выброса окиси углерода и несгоревшего углеводорода.

Вышеперечисленные причины требуют изменения способа организации горения, повышения эффективности системы охлаждения ЖТ и применения специальных теплозащитных покрытий [1, 2].

Жаропрочные покрытия конструктивных элементов газотурбинных установок

В последние годы наблюдается значительное развитие технологий теплозащитных покрытий, которые используются там, где температура покрытия значительно превышает сопротивление окислации материала. Теплозащитные покрытия представляют собой современные составы, которые, как правило, применяются на металлических поверхностях деталей газотурбинных двигателей. Данные детали работают в условиях высоких температур и испытывают значительные тепловые напряжения. Покрытия служат для защиты от длительных тепловых нагрузок за счет использования термоизоляционных материалов, которые могут выдержать значительные перепады температур. Таким образом, покрытия обеспечивают более высокие рабочие температуры при ограничении теплового воздействия на конструктивные элементы, продлевая срок службы деталей за счет снижения окислации и термической усталости. В сочетании с активным пленочным охлаждением детали газотурбинного двигателя могут работать при более высоких температурах, чем температура плавления металла [3].

В настоящее время в мире широкое распространение получили два основных класса покрытий – металлические и теплозащитные керамические. Платино-алюминиевое покрытие (рис. 1) наносится гальваническим способом.

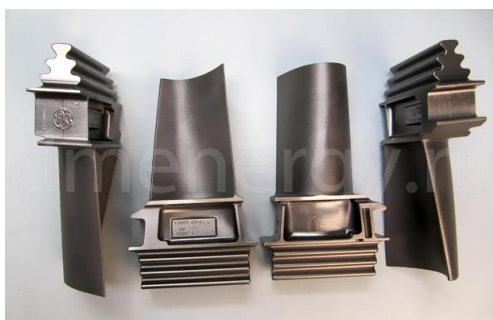


Рис. 1. Лопатки турбины ГТУ с платино-алюминиевым покрытием

Второй тип – теплозащитные покрытия на основе керамики. Как правило, такие покрытия состоят из стабилизированного оксидом иттрия диоксида циркония. Такое покрытие позволяет иметь рабочие температуры свыше 1200 °С.

Керамическое покрытие позволяет обеспечить высокий уровень устойчивости к коррозии, что подтверждено многочисленными часами наработки газотурбинных двигателей [4, 5].

К термобарьерным покрытиям предъявляются три основных требования:

- низкая температуропроводность,
- стабильность при высоких температурах,
- высокая долговечность.

Дополнительные требования:

- сопротивление эрозии,
- невосприимчивость к внешним повреждениям,
- сопротивление химическому взаимодействию с частицами присутствующими в газе, такими как сера и ванадий или кальций-магний-алюмо-силикаты [6].

Малоэмиссионное сжигание топлив

В настоящее время существует ряд направлений низкоэмиссионного сжигания топлива в камерах сгорания ГТД, где организация рабочего процесса осуществлена по схеме DLE – Dry Low Emission (дословно: сухая низкая эмиссия), когда получение низкого уровня вредных выбросов достигается «сухим» методом, то есть без добавления воды, пара или аммиака в проточную часть камеры сгорания. К таким направлениям относятся:

1. Концепция RQL (Rich – Quench – Lean), которая основана на низкотемпературном сжигании богатой топливовоздушной смеси (ТВС) с подачей всего топлива в первую зону горения, быстросмешении с оставшимся воздухом и дожиганием бедной ТВС при низкой температуре во второй зоне камер сгорания.

Технология малоэмиссионного горения *RQL* формирует в камере сгорания три последовательно расположенных зоны горения. В первой зоне формируется горение «богатой» топливовоздушной смеси ($\alpha = 0,6 \dots 0,8$). Во второй зоне горения продукты неполного сгорания топлива из «богатой» зоны интенсивно смешиваются с большим количеством воздуха (зона резкого разбавления). Смешение продуктов неполного сгорания из «богатой» зоны с «холодным» воздухом понижает температуру и увеличивает коэффициент избытка воздуха в смеси, поступающей в зону «бедного» горения. В третьей зоне камеры происходит горение «бедной» топливовоздушной смеси ($\alpha = 2,2 \dots 3,0$), образовавшейся на выходе из зоны резкого разбавления [7–9].

2. Концепция LPP (Lean – Premixed – Prevapozised), которая основана на низкотемпературном ($T_{пл} \sim 1800 \dots 1900$ К) сжигании предварительно перемешанной «бедной» топливовоздушной смеси.

Однако наряду с перечисленными выше концепциями имеет место, и до сих пор остаётся актуальным модернизация конструкции традиционных камер сгорания.

В настоящее время известны общепринятые рекомендации по снижению оксидов азота в традиционной камере сгорания ГТД, такие как:

- снижение температуры газа в зоне горения;
- сокращение времени пребывания $t_{пр}$ продуктов сгорания в КС;
- предварительное смешение топлива с воздухом;
- «обеднение» топливовоздушной смеси и интенсификация смешения топлива и воздуха в первичной зоне.

Что касается окиси углерода, то согласно работе [10] она образуется как промежуточное вещество в процессе окисления углеродосодержащих топлив, а борьба с выбросами СО сводится не к предотвращению образования этого вещества, а к проблеме завершения реакции его окисления. Поэтому в камерах сгорания ГТД необходимо обеспечить оптимальные условия для процесса догорания СО, такие как: длина камеры, подвод вторичного воздуха, зона обратных токов и интенсивность смешения.

Наиболее эффективными конструктивными параметрами, влияющими на полноту сгорания, являются параметры головочной части жаровой трубы: степень раскрытия фронтального устройства, угол установки лопаток, направление крутки завихрителей, размеры и расположение первого ряда отверстий.

Результаты многих экспериментов подтвердили, что определяющим фактором $\eta_{г}$ является состав смеси в первичной зоне, где обеднение последнего приводит к снижению полноты сгорания [7–9].

В качестве альтернативного варианта организации малоэмиссионного горения предлагается стехиометрическое горение.

Малоэмиссионные камеры сгорания

1) Малоэмиссионная высокоресурсная камера сгорания микрогазотурбинного энергетического агрегата для утилизации попутного нефтяного газа с выработкой электрической и тепловой энергии.

Четырехзонная камера сгорания (рис. 2), 1-й зоной является штатная диффузионная горелка с коэффициентом избытка воздуха 1,08 и температурой 2000 °С. Следующие зоны: зоны разбавления, вторичный воздух в которые попадает через отверстия, снижая температуру до 950 °С, что обусловлено работоспособностью турбины. Вырабатываемая мощность установки 200 кВт [9].

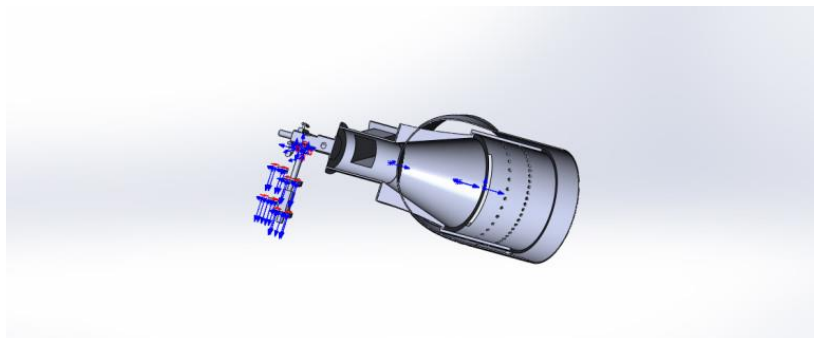


Рис. 2. Малоэмиссионная высокоресурсная камера сгорания

2) Микротурбины Capstone.

Турбина выполнена в виде конструкции с одной движущейся деталью – вращающимся валом, на котором соосно расположены электрический генератор, компрессор и непосредственно турбина (рис. 3). Высокоскоростной вал вращается со скоростью 96 000 об/мин при номинальной нагрузке и поддерживается воздушными подшипниками, которые не требуют жидкой смазки и периодического обслуживания. Другим замечательным свойством турбины является компоновка всех основных узлов. В одном небольшом по габаритам объеме размещены компрессор, камера сгорания, рекуператор, непосредственно турбина и постоянные магниты электрогенератора. Генератор охлаждается набегающим потоком воздуха, что исключает необходимость в системе жидкостного охлаждения. Эти и ряд других конструкторских особенностей во многом определяет высокие потребительские свойства установки. В частности, установка работает почти без вибраций, не излучая большого шума в окружающее пространство даже без применения специальных шумопоглощающих кожухов.

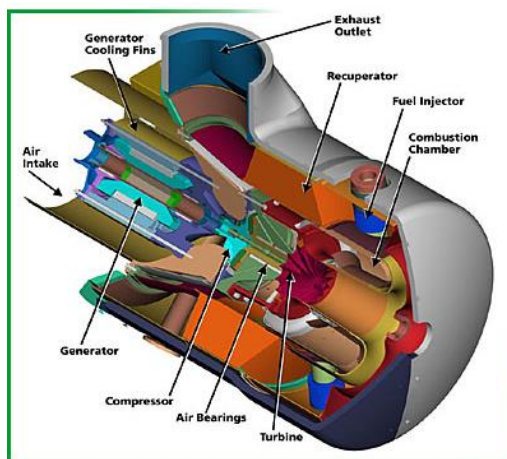


Рис. 3. Микротурбина Capstone

Рабочие испытания и опыт эксплуатации турбины показали надежную работу топливной системы и камеры сгорания, которая пригодна для работы на разных видах топлива: природный, шахтный, сжиженный, попутный газы, причем с весьма высоким содержанием сероводорода, биогаз, а также жидкое дизельное топливо и керосин. Низкие требования к качеству топлива (загрязненности примесями) сочетаются с отличными характеристиками по выбросам вредных продук-

тов сгорания. Уровень их столь низок, что устанавливает новые экологические стандарты для малых электростанций [10].

3) Микротурбины FlexEnergy MT250.

Конструкция камеры сгорания микротурбины представлена на рис. 4.

Принцип работы: отфильтрованный наружный воздух поступает в компрессор для сжатия, откуда попадает в рекуператор, который является противоточным теплообменником. Рекуператор отбирает тепло от выхлопа турбины и передает его воздуху от компрессора для увеличения КПД двигателя.

Сжатый подогретый воздух поступает в камеру сгорания и смешивается с топливом. С целью дополнительной энергетической эффективности и рационального использования пространства, камера сгорания в MT250 интегрирована в узел рекуператора. При сгорании топливно-воздушной смеси образуется сжатый газ высокой температуры, который из камеры сгорания поступает в турбину и расширяется, отдавая свою энергию ротору турбины. Роторы центробежного компрессора и радиальной центростремительной турбины располагаются последовательно на одном валу. Ротор турбины, в свою очередь, приводит в движение электрогенератор через редуктор, понижающий частоту вращения вала турбины с 45 000 до 1500 об/мин. Входной вал редуктора соединен с ведущим валом двигателя с помощью гибкой муфты. Выхлопные газы из турбины попадают в рекуператор. При оборудовании микротурбины MT250 опцией утилизации тепла, выхлоп рекуператора проходит через теплообменник, который передает тепло выхлопных газов циркуляционной воде. После этого выхлопной газ покидает установку.

Тепло выхлопа может быть утилизировано опционной внутренней системой когенерации или непосредственно направлено во внешнее устройство [11], при этом:

- камера сгорания интегрирована в узел рекуператора,
- низкий уровень NO_x (< 9 ppm).



Рис. 4. Камера сгорания микротурбины FlexEnergy MT250

Обзор показал, что существующие малозмиссионные КС выполнены неохлаждаемыми, следовательно, необходимой и обязательной является разработка эффективной системы охлаждения.

Системы охлаждения камер сгорания

В процессе горения в камере сгорания стенки жаровой трубы нагреваются конвекцией и тепловым излучением от горячих газов и твердых частиц. Если стенки ЖТ не охлаждать специальным образом, то они могут разогреваться до предельных температур и прогорать.

С помощью систем охлаждения увеличивается конвективный отвод тепла к обтекающему воздуху. Кроме того, на внутренней поверхности ЖТ создается завеса охлаждающего воздуха, которая предотвращает нагрев стенок от конвективного тепла горячих газов. Для направления

потока воздуха вдоль внутренней поверхности выполняют разделение стенок по длине на секции, в соединениях которых выполняют отверстия или щели для прохода охлаждающего воздуха [1].

Таким образом, так как для стенда испытаний образцов с термобарьерными покрытиями основным параметром является температура продуктов сгорания (ПС) на выходе из горелки, то охлаждение стенки горелки в процессе работы является необходимым условием долгосрочной и бесперебойной эксплуатации испытательной установки.

Системы охлаждения камер сгорания газотурбинных установок

Различают системы охлаждения конвективные, пленочные, конвективно-пленочные. Однако каждая из систем является комбинированной в различной степени в зависимости от преобладающего способа теплосъема [12].

а) конвективная схема охлаждения.

В настоящее время чаще всего встречаются в конструкциях ЖТ две разновидности конвективной системы охлаждения:

– *однослойная* (рис. 5) – охлаждение стенки ЖТ происходит за счет съема тепла потоком воздуха, обтекающего ЖТ снаружи.

– *двухслойная* (рис. 6) – наружная стенка 1 выполняется с мелкими отверстиями 2, через которые охлаждающий воздух 3 струйками натекает и ударяется о внутреннюю стенку 4. Ударное натекание воздуха увеличивает эффективность охлаждения. Иногда для повышения эффективности теплосъема на внешней стороне внутренней стенки выполняют продольные или поперечные ребра 5.

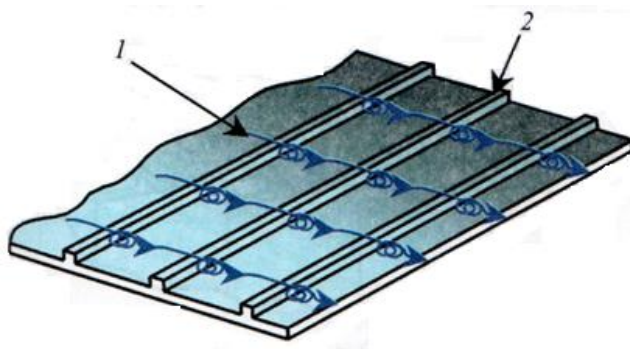


Рис. 5. Конвективная однослойная схема охлаждения ЖТ:
1 – охлаждающий воздух; 2 – ребро

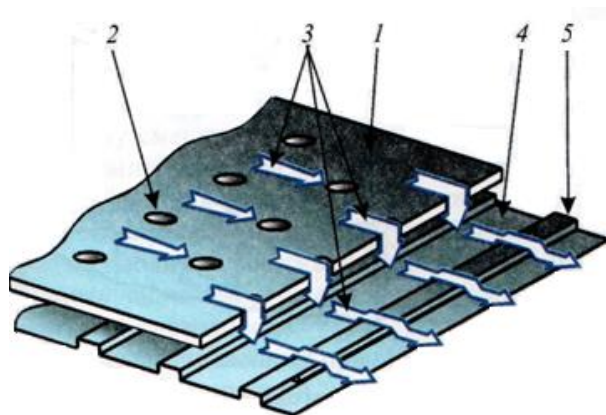


Рис. 6. Конвективная двухслойная система охлаждения ЖТ: 1 – наружная стенка; 2 – отверстия подвода охлаждающего воздуха; 3 – охлаждающий воздух; 4 – внутренняя стенка; 5 – ребро

б) пленочная схема охлаждения.

Получила широкой распространение

– *сварной конструкции* (рис. 7) – состоит из набора отдельных секций 1, штамповочных или выкатанных из листового материала толщиной 0,8–1,5 мм с кольцевыми ребрами 2. Секции сварены между собой контактной сваркой 3 с образованием в местах соединения кольцевой щели 4. Охлаждающий воздух 5 сквозь отверстия в секции попадает в кольцевую щель и далее направляется вдоль стенки ЖТ, образуя заградительную пленку 6. Эта пленка защищает стенку ЖТ от горячих продуктов сгорания. Для уменьшения термических напряжений внешние и внутренние части секций имеют продольные компенсирующие прорезы 7. Для сохранения постоянного зазора в щелях на секциях выштамповываются упоры 8.

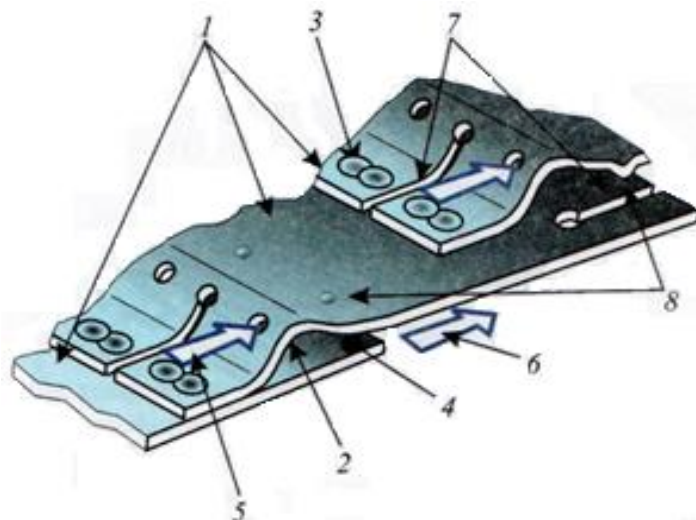


Рис. 7. Пленочная система охлаждения из сварных секций: 1 – секция; 2 – кольцевые ребра; 3 – контактная сварка; 4 – кольцевая щель; 5 – охлаждающий воздух; 6 – заградительная пленка; 7 – компенсирующие прорезы; 8 – упор

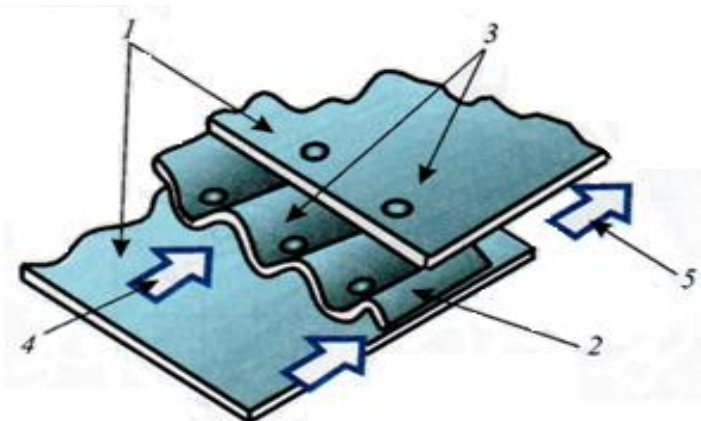


Рис. 8. Пленочная система охлаждения с гофрированным кольцом: 1 – секция; 2 – гофрированное кольцо; 3 – контактная точечная сварка; 4 – охлаждающий воздух; 5 – заградительная пленка

– *с гофрированным кольцом* (рис. 8) – состоит из листовых секций 1, между стыками которых вставлены гофрированные кольца 2, приваренные контактной точечной сваркой 3 к секциям. Охлаждающий воздух 4 проходит в щели гофрированного кольца и образует заградительную пленку 5. Такая система охлаждения может быть использована только на ЖТ небольшого диаметра, когда стенка малой толщины еще способна работать на устойчивость под воздействием перепада давления.

– из точеных секций (рис. 9) – механически обработанные секции позволяют повысить точность изготовления кольцевых каналов 1, обеспечивают точное дозирование охлаждающего воздуха, что повышает их ресурс.

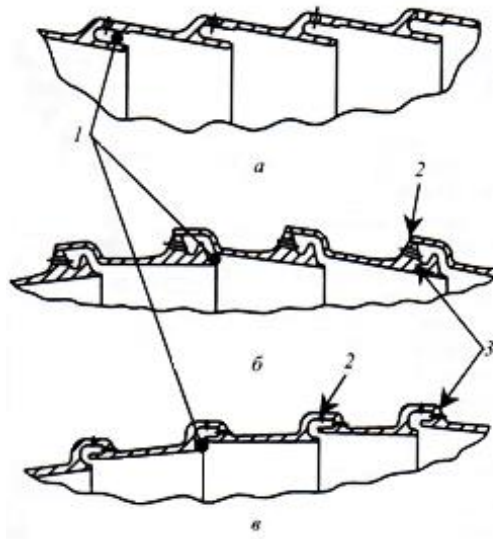


Рис. 9. Пленочная система охлаждения из точеных секций: 1 – кольцевой канал; 2 – лазерная сварка; 3 – кольцевые ребра

в) конвективно-пленочные системы охлаждения.

– *транспирационная* (рис. 10) – в этой системе охлаждения воздух 1 проходит через множество мелких отверстий 2 во внешней стенке и далее внутри и вдоль стенки по специальным перекрещивающимся каналам 3. После этого воздух выходит внутрь ЖТ также через множество мелких отверстий 4, образуя внешнюю завесу 5.

– с *накладными панелями* (рис. 11) – в этой конструкции эффективность охлаждения увеличена за счет повышенного конвекционного теплообмена при течении воздуха между стенками. С внешней стороны внутренней стенки выполнены ребра 1 (или штырьки). Вытекая в зазор между накладными панелями, охлаждающий воздух создает заградительную пленку 2. Такие системы охлаждения состоят из цельной внешней стенки 3 с отверстиями 4 для подвода охлаждающего воздуха и накладных панелей 5. Крепление 6 панелей выполняют с зазорами для компенсации тепловых расширений. Применение накладных панелей повышает ремонтпригодность конструкции [1, 13].

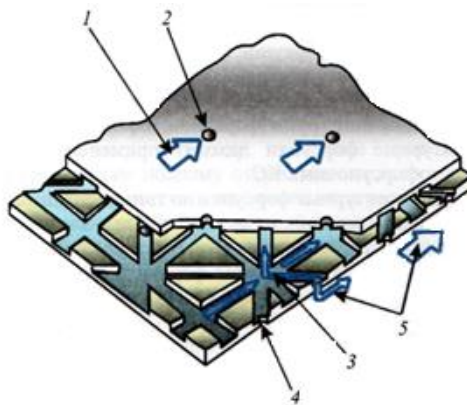


Рис. 10. Транспирационная система охлаждения: 1 – подвод охлаждающего воздуха; 2 – отверстия во внешней стенке; 3 – каналы внутреннего охлаждения; 4 – отверстия во внутренней стенке; 5 – воздушная заградительная пленка

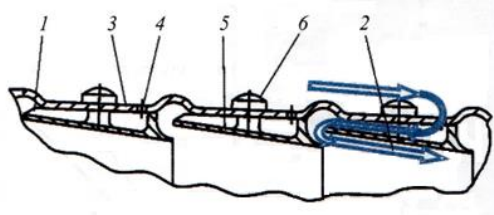


Рис. 11. Система охлаждения с накладными панелями: 1 – ребра; 2 – воздушная заградительная пленка; 3 – внешняя стенка; 4 – отверстия охлаждения; 5 – накладная панель; 6 – крепление панелей

Способы охлаждения жидкостных ракетных двигателей

При эксплуатации жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) на различных режимах работы КС, охлаждаемой одним из компонентов, расчетным обычно является режим наибольшей тяги. При переходе двигателя на работу с меньшей тягой падает давление в КС и несколько уменьшается температура, в результате чего уменьшается тепловой поток. Однако при уменьшении тяги одновременно снижается расход компонента-охлаждителя, а следовательно, и скорость охладителя по тракту и коэффициент теплоотдачи от стенки к жидкости. Поскольку поверхность охлаждения камеры остается неизменной, то уменьшение расхода охладителя может привести к такому росту температуры охладителя, что он может закипеть [14, 15].

Наружное охлаждение

Схема наружного охлаждения одним из компонентов топлива приведена на рис. 12.

Охлаждающая жидкость поступает в коллектор 1, из него – в охлаждающий тракт. Протекая по тракту, жидкость охлаждает стенки, и при этом сама нагревается. Нагретая жидкость выходит из зарубашечной полости и поступает в головку 4. Охлаждающей жидкостью может служить и горючее, и окислитель.

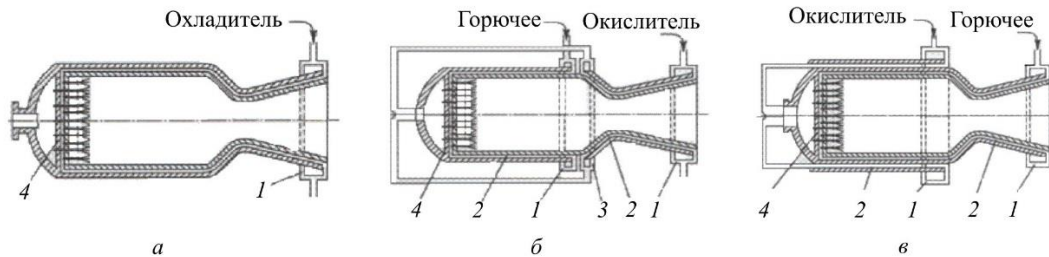


Рис. 12. Схемы наружного охлаждения: а – одним компонентом; б, в – двумя компонентами; 1 – входной коллектор; 2 – охлаждающий тракт; 3 – выходной коллектор; 4 – головка

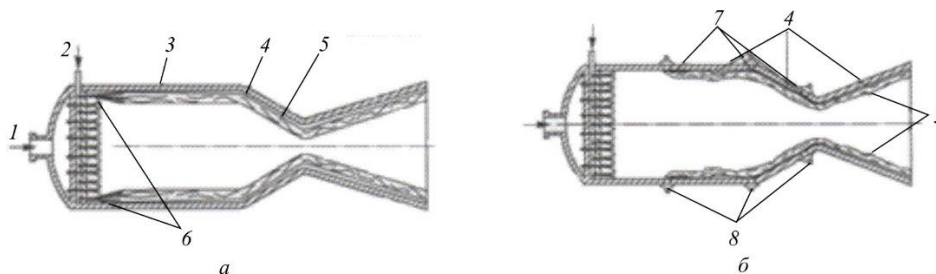


Рис. 13. Схемы создания пристеночного слоя для внутреннего охлаждения КС с помощью: а – периферийных форсунок; б – поясов охлаждения; 1 – окислитель; 2 – горючее; 3 – стенка камеры; 4 – пограничный слой; 5 – пристеночный слой; 6 – периферийные форсунки; 7 – жидкий охладитель; 8 – пояса

Следует отметить, что каждому топливу и давлению в КС соответствует минимальная тяга, ниже которой только наружного охлаждения недостаточно.

При очень ограниченных количествах горючего и окислителя для охлаждения иногда применяют оба компонента. Один из них охлаждает сопло двигателя, а второй – КС иногда второй компонент используют для снижения температуры компонента, непосредственно охлаждающего КС двигателя, и при этом подогревается сам.

Внутреннее охлаждение

При внутреннем охлаждении температура стенки снижается благодаря защите ее жидкостной пленке или газовым слоем пониженной, по сравнению с ядром, температуры, создаваемой с внутренней стороны стенки. Такой слой обычно называют пристеночным слоем.

Температура газа в пристеночном слое снижается за счет искусственного обогащения этого слоя одним из компонентов, который в данном случае является охладителем. В ЖРД без дожигания обычно таким компонентом является горючее, а в ЖРД с дожиганием защитным слоем может быть пристеночный слой с избытком окислителя (рис. 13).

В известных конструкциях ЖРД внутреннее охлаждение осуществляется либо с помощью периферийных форсунок в головке ЖРД, либо с помощью специальных поясов, выполненных в виде кольцевой щели или ряда отверстий на КС. Наиболее целесообразным является смешанное охлаждение – сочетание внутреннего и наружного, оно позволяет организовать надежную защиту стенок КС от прогара при расходе 1–3 % от общего количества топлива [14, 15].

Анализ проведенного литературного обзора показал, что для воздушно-метановой горелки, разрабатываемой для установки циклических испытаний термобарьерных покрытий, целесообразно применение наружного противоточного охлаждения по принципу жидкостных ракетных двигателей при стехиометрическом гомогенном способе организации горения.

Библиографический список

1. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок / А.А. Иноземцев и др. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 2. – 368 с.
2. Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания ГТД. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1984. – 92 с.
3. Гольдштейн М.И., Грачев С.В., Векслер Ю.Г. Специальные стали. – М.: Металлургия, 1985. – 408 с.
4. DM Energy [Электронный ресурс]. – URL: <https://dmenergy.ru/zharoprochnye-pokrytiya> (дата обращения: 05.04.2022).
5. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей / Г.Г. Гахун и др. – М.: Машиностроение, 1989. – 424 с.
6. Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов [Электронный ресурс]. – URL: <http://viam.ru/review/2725> (дата обращения: 16.05.2022).
7. Маркушин А.Н., Меркушин В.К., Бакланов А.В. Разработка и исследование малотоксичной камеры сгорания стационарного ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. Авиационная и ракетно-космическая техника. – 2011. – № 5. – С. 155–161.
8. Цыбизов Ю.И., Тюлькин Д.Д., Воротынцев И.Е. Технология малоэмиссионного сжигания топлива и конструктивный облик камеры сгорания газотурбинной установки // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2002. – Т. 19, № 2. – С. 107–120.
9. Иноземцев А.А., Токарев В.В. Технология малоэмиссионного горения RQQL как направление в достижении высокой надежности стационарного газотурбинного двигателя // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. Авиационная и ракетно-космическая техника. – 2002. – № 2 (2). – С. 46–51.
10. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. – 220 с.
11. Бетинская О.А. Мало-эмиссионная высокоресурсная камера сгорания микрогазотурбинного энергетического агрегата для утилизации попутного нефтяного газа с выработкой электрической и тепловой

энергии [Электронный ресурс] // Умник. – 2015. – URL: <http://madeinumnik.ru/projects> (дата обращения: 20.04.2022).

12. Сударев А.В., Антоновский В.И. Камеры сгорания газотурбинных установок. Теплообмен. – Л.: Машиностроение, 1985. – 272 с.

13. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. – М.: Изд-во Моск. гос. техн. ун-та им. Н.Э. Баумана, 2005. – 452 с.

14. Распределенные энергетические системы. – URL: <http://www.capstone.ru/techno/constructions/> (дата обращения: 22.03.2022).

15. «Турбины и дизели» специализированный информационно-технический журнал [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.turbine-diesel.ru> (дата обращения: 27.04.2022).

References

1. Inozemtsev A.A., etc. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Bases of designing of aviation engines and power stations], Vol. 2, Moscow: 2008, 368 p.

2. Pchelkin Yu.M. *Kamery sgoraniya GTD* [GTE combustion chambers]. Moscow: MSTU named after N.E. Bauman, 1984, 92 p.

3. Goldshtein M.I., Grachev S.V., Vexler U.G. *Specialnie stali* [Special steels]. Moscow: Metallurgiya, 1985, 408 p.

4. DM Energy URL: <https://dmenergy.ru/zharoprochnye-pokrytiya> (date of access: 05.04.22).

5. Gakhun G.G., etc. *Konstruktsiya i proektirovanie zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Design and engineering of liquid propellant rocket engines]. Moscow: Mashinostroeniye, 1989, 424 p.

6. *Vserossiyskiy nauchno-issledovatel'skiy institut aviatsionnykh materialov* [All-Russian Research Institute of Aviation Materials]. URL: <http://viam.ru/review/2725> (date of access: 05/16/22).

7. Markushin A.N., Merkushin V.K., Baklanov A.V. *Razrabotka i issledovaniye malotoksichnoy kamery sgoraniya statsionarnogo GTD* [Development and research of a low-toxic combustion chamber for a stationary gas turbine engine]. VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, 2011, no. 5, pp. 155-161.

8. Tsybizov Yu.I., Tyulkin D.D., Vorotyntsev I.Ye. *Tekhnologiya maloemissionnogo szhiganiya topliva i konstruktivnyy oblik kamery sgoraniya gazoturbinnoy ustanovki* [Technology of low-emission fuel combustion and the design of the combustion chamber of a gas turbine plant]. VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, 2002, vol. 19, no. 2, p. 107-120.

9. Inozemtsev A.A., Tokarev V.V. *Tekhnologiya maloemissionnogo goreniya RQQL kak napravleniye v dostizhenii vysokoy nadezhnosti statsionarnogo gazoturbinnogo dvigatelya* [RQQL low-emission combustion technology as a direction in achieving high reliability of a stationary gas turbine engine]. VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, 2002, no. 2 (2), pp. 46-51.

10. Mingazov B.G. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley* [Combustion chambers of gas-turbine engines]. Kazan, Kazan State Technical University, 2006, 220 p.

11. Betinskaya O.A. *Malo-emissionnaya vysokoresursnaya kamera sgoraniya mikro-gazoturbinnogo energeticheskogo agregata dlya utilizatsii poputnogo neftyanogo gaza s vyrabotkoy elektricheskoy i teplovoy energii* [Low-emission high-resource combustion chamber of a micro gas turbine power unit for the utilization of associated petroleum gas with the generation of electrical and thermal energy]. *Umnik*, 2015. URL: <http://madeinumnik.ru/projects> (date of access: 20.04.22).

12. Sudarev A.V., Antonovsky V.I. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh ustanovok. Teploobmen* [Combustion chambers of gas-turbine installations. Heat exchange]. Leningrad: Mashinostroeniye, 1985, 272 p.

13. Dobrovolskiy M.V. *Gidkostnie raketnie dvigateli* [Liquid rocket engines]. Moscow: MSTU named after N.E. Bauman, 2005, 452 p.

14. *Raspredeleennyye energeticheskiye sistemy* [Distributed energy systems]. URL: <http://www.capstone.ru/techno/constructions/> (date of access: 22.03.22).

15. «Турбины и дизели» спetsializirovanny informatsionno-tekhnicheskyy zhurnal [“Turbines and Diesels” specialized information and technical magazine]. URL: <http://www.turbine-diesel.ru> (date of access: 27.04.22).

Об авторе

Харлина Екатерина Владимировна (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические установки», Пермский национальный исследовательский политехнический университет (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 29, e-mail: katerinka_bev@mail.ru).

About the author

Ekaterina V. Kharlina (Perm, Russian Federation) – Postgraduate Student, Department of Rocket and Space Technology, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., 614990, Perm, e-mail: katerinka_bev@mail.ru).

Финансирование. Исследование не имело спонсорской поддержки.

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

Вклад 100 %.

Поступила: 30.05.2022

Одобрена: 20.06.2022

Принята к публикации: 10.11.2022

Просьба ссылаться на эту статью в русскоязычных источниках следующим образом: Харлина, Е.В. Малоэмиссионные камеры сгорания и способы охлаждения / Е.В. Харлина // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2022. – № 70. – С. 29–40. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.70.03

Please cite this article in English as: Kharlina E.V. Low-emission combustion chambers and cooling systems. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2022, no. 70, pp. 29-40. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.70.03