

УДК 621.453

**АНАЛИЗ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ ЖРД ДЛЯ РБ ТИПА ДМ С КИСЛОРОДНЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ**

©2011 А. А. Смоленцев, П. П. Стриженко

Ракетно-космическая корпорация «Энергия», г. Королёв

Рассматриваются результаты огневых испытаний экспериментальных камер сгорания перспективного ЖРД с беззавесным охлаждением жидким кислородом. Показано соответствие полученных экспериментальных данных проектным параметрам. Сделан вывод, что охлаждение криогенным кислородом является надёжным. Даже при наличии негерметичности тракта охлаждения камеры сгорания разрушения конструкции не происходит.

*ЖРД, кислородное охлаждение, теплообмен, огневое испытание, экспериментальная камера сгорания.*

В настоящее время в ОАО «РКК «Энергия» ведутся интенсивные работы по созданию перспективного многофункционального ЖРД для РБ типа ДМ тягой 5 тс. Его основными преимуществами по сравнению с аналогами являются: многофункциональность и многоблочность двигателя, высокий удельный импульс тяги, охлаждение камеры сгорания жидким кислородом, его «интеллектуальность» в связи с наличием в составе двигателя автономной системы управления (АСУД).

В 2008 г. для повышения энергомаховых характеристик РБ типа ДМ было принято решение о разработке нового ЖРД на базе двигателя 11Д58М. Ранее проведённые проектные и экспериментальные работы показали, что значительное повышение удельного импульса тяги (свыше 10 с) возможно за счёт отказа от использования колец завесного охлаждения керосином (в двигателе 11Д58М 3 пояса колец завесы). Дополнительное повышение удельного импульса тяги возможно за счёт увеличения геометрической степени расширения сопла.

Высокая полнота сгорания компонентов топлива и равномерность соотношения компонентов топлива в камере двигателя обеспечиваются щелевой смесительной головкой, аналогичной головке КС двигателя 11Д58М.

Ключевым элементом двигателя, определяющим его высокие энергомаховые характеристики, является камера сгорания, полностью охлаждаемая жидким кислородом. Использование такой схемы охлаждения является уникальным в мировой практике. Впервые эта схема была опробована в 1959-1960 гг. в РКК «Энергия». На 8 экспериментальных камерах, тракт охлаждения

которых был образован навитой проволокой  $\varnothing 2$  мм, было проведено 14 огневых испытаний, из них 8 - без существенных замечаний. Однако по ряду причин при разработке ЖРД 11Д33 было принято решение вернуться к наружному охлаждению керосином. Его разработка привела к необходимости внедрения колец завесы для внутреннего охлаждения КС.

Расчёт охлаждения камеры двигателя проведён по отраслевым методикам [1, 2]. Как отмечалось ранее [3], проведение такого расчёта сопряжено с особенностями тепловых и гидравлических процессов при течении жидкого кислорода в тракте охлаждения.

Подтверждение основных проектных и конструкторских решений, заложенных в конструкции камеры двигателя и её тракте охлаждения, возможно только по результатам огневых испытаний. В 2009 г. на Воронежском механическом заводе были изготовлены 3 экспериментальные камеры сгорания (ЭКС). Их конструкция максимально соответствовала конструкции камеры сгорания разрабатываемого двигателя. Общий вид конструкции ЭКС представлен на рис. 1.

Камера сконструирована с учётом возможности проводить её огневые испытания в земных условиях без применения газодинамической трубы, но с безотрывным истечением продуктов сгорания из сопла. Для этого сверхзвуковая часть камеры была значительно укорочена до диаметра выходного сечения, равного 144 мм. Вместе с тем, это дало возможность изготовить внутреннюю медную огневую оболочку без сварных швов и развальцовки, используя разрезные вкладыши со стороны внешней стальной оболочки камеры.

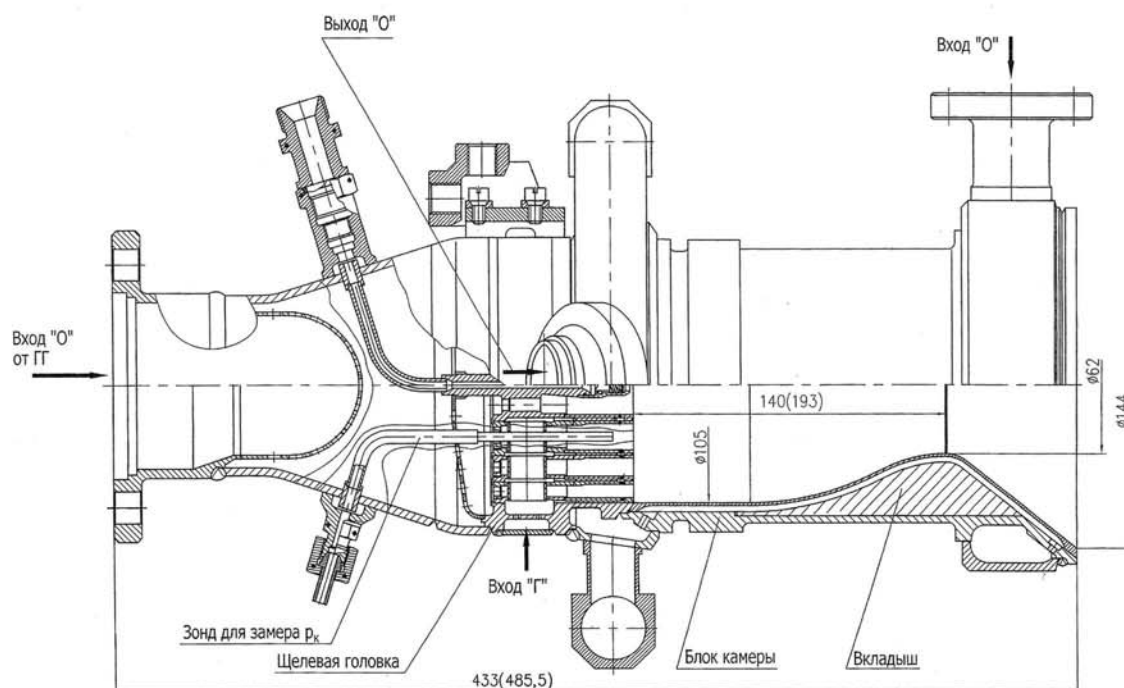


Рис. 1. Конструкция экспериментальной камеры

Охладитель подаётся в коллектор около среза сопла и течёт к смесительной головке. Таким образом, в области критического сечения реализуется максимум теплофизических свойств кислорода. Для интенсификации теплообмена на всей длине каналов тракта охлаждения была нанесена искусственная шероховатость.

Тракт внешнего регенеративного охлаждения образован фрезерованными каналами на бронзовой огневой стенке камеры, их высота по всей длине равна 1,5 мм, угол наклона рёбер к оси камеры и ширина канала выполнены переменными. В зоне критического сечения угол наклона составляет 7°, увеличиваясь до 30° на цилиндрической части камеры. Число каналов равно 90.

ЭКС были выполнены с разной длиной цилиндрической части камеры сгорания: 105 мм для ЭКС №1 и №3, 52,5 мм для ЭКС №2. Кроме того, в ЭКС №3 была изменена конструкция периферийного канала подачи горючего в щелевой смесительной головке.

По параметрам рабочего процесса в камере сгорания и геометрическим параметрам тракта охлаждения были проведены тепловой и гидравлический расчёты ЭКС. Методики расчёта соответствовали принятым для штатной камеры:

- конвективный тепловой поток рассчитывался по методике, основанной на решении уравнений пограничного слоя по В. М. Иевлеву с использованием равновесной температуры продуктов сгорания без диссоциации и их энтальпии при температуре стенки [2];

- лучистый тепловой поток рассчитывался по методике Л. Ф. Фролова [2];

- коэффициент теплоотдачи от стенки к жидкости определялся по ОСТ 92-0289-73 [4], т.е. по полуэмпирической формуле, выведенной Л.Ф.Фроловым специально для расчетов охлаждения камер ракетных двигателей криогенным кислородом:

$$\alpha_{ст} = \eta_p \cdot B_m \frac{(\rho_f \cdot w_f)^{0.8}}{d_z^{0.2}} \frac{\frac{4}{9} \cdot \left[ 1 - \left( \frac{\rho_m}{\rho_f} \right)^{3/2} \right]^2}{\left( 1 - \frac{\rho_m}{\rho_f} \right)^2};$$

- при определении коэффициента теплоотдачи в формуле для  $\eta_p$  учитывался коэффициент интенсификации теплообмена от искусственной шероховатости, принятый равным 2,0;

- расчет гидравлического сопротивления тракта охлаждения проводился по формуле для трубы круглого сечения с шероховатыми стенками при стабилизированном течении и режиме квадратичного закона сопротивления:

$$\lambda = \frac{\Delta p}{\frac{\rho \cdot w_0^2}{2} \cdot \frac{l}{D_0}} = \frac{1}{\left(2 \cdot \lg\left(3,7 \frac{D_0}{\Delta_0}\right)\right)^2};$$

- учитывались также гидравлические потери на коллекторах входа и выхода кислорода.

Существенной особенностью ЭКС №1 явилось наличие запаев в одном канале охлаждающего тракта в виде двух перемычек из припоя на расстоянии 5-7 мм друг от дру-

га. Несмотря на столь существенный дефект производства, с целью ускорения начала работ было принято решение допустить данную камеру к огневым испытаниям. Проведённые расчёты показали, что возможное повышение температуры огневой стенки в запаянном канале составляет 150...200° по сравнению с каналом без запая (рис. 2). При этом в модели было заложено, что запай произошёл вдали от критического сечения, расход через канал отсутствует (граничное условие «адиабата» на стенке), учитывалось влияние запаянного канала на соседние каналы тракта охлаждения.

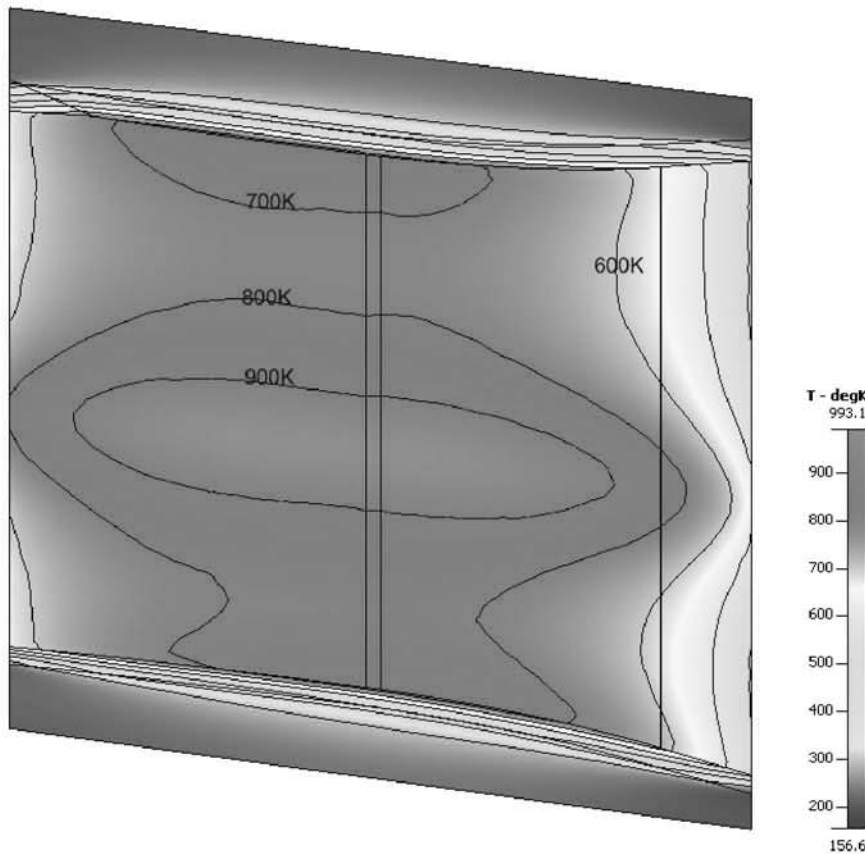


Рис. 2. Тепловое состояние огневой стенки камеры с 1 запаянным каналом (район критического сечения)

В ЭКС №2 существенных замечаний к конструкции не было. В ЭКС №3 выявились запаи, которые были высверлены с последующим восстановлением целостности наружной оболочки КС.

Огневые испытания ЭКС проводились на стенде ФГУП «Центр Келдыша». Особенностью схемы стенда была независимая подача кислорода в камеру сгорания и в тракт охлаждения. Программой испытаний опре-

делялось последовательное увеличение режима работы камеры, при этом расход кислорода на охлаждение сохранялся штатным:

1. испытание без подачи основного расхода горючего в камеру сгорания (работают только газогенератор и пусковая форсунка);
2. ОИ на пониженном режиме (60% по давлению в КС);
3. ОИ на номинальном режиме.

В ноябре-декабре 2009 г. было проведено 4 огневых испытания ЭКС №1.

После первого ОИ на 60% режиме длительностью 10 с на дозвуковой части сопла, соответствующей месту расположения запая, обнаружена полоса с цветом побежалости синего цвета от места запая до второй риски. Остальная часть поверхности сопла сохраняла свой первоначальный блестящий, светло-серый цвет хромового покрытия. При осмотре после второго ОИ на 60% режиме длительностью 30 с эта полоса расширилась до 8-10 мм и потемнела в центре. В этом месте увеличилась шероховатость поверхности и при увеличении лупой просматривалась основа – медный сплав, т.е. хромовое покрытие на узкой, перегретой полоске потрескалось и начало уноситься потоком продуктов сгорания.

При проведении первого ОИ на 100% режиме длительностью 10 с расход криогенного кислорода в охлаждающем тракте камеры вследствие неправильной настройки стендовой установки оказался меньше расчётного (номинального) расхода на ~29 %, что привело к существенному ухудшению охлаждения огневой стенки камеры.

При осмотре камеры после этого испытания было обнаружено, что за местом расположения запая, в месте перегрева, появились три сквозных отверстия с неровными краями, размерами от 1.0 до 2.0 мм, расположенные друг за другом. Зона перегретого хромового покрытия увеличилась по длине, но не достигала критического сечения на 3-5 мм.

Огневая поверхность на цилиндрической части камеры и дозвуковой части сопла на длине ~120 мм от головки сохранялась без следов термического воздействия на хромовое покрытие с чёткими отпечатками от струй горючего из периферийного газового канала. Далее, на дозвуковой части сопла, хромовое покрытие тёмно-синего цвета, переходящего в чёрный цвет. Часть хромового покрытия была унесена, из-за чего обнажился основной материал огневой оболочки – медный сплав бурого цвета. Следы обнажения медного сплава отмечены, в основном, в зоне набегания газового потока.

Несмотря на вскрытие канала тракта охлаждения, было принято решение о проведении второго ОИ на 100% режиме длительностью 10 с. При осмотре после испытания

было обнаружено, что размеры трёх сквозных отверстий, появившихся при предыдущем испытании, практически не изменились, т.е. дальнейший прогар огневой стенки не наблюдался. Состояние огневой поверхности камеры визуально при сравнении с предыдущим испытанием почти не изменилось. На основании этого можно считать, что охлаждение экспериментальной камеры было достаточно надёжным. Предыдущие повреждения её огневой поверхности произошли только из-за запаев канала в охлаждающем тракте в зоне с максимальными тепловыми потоками, а также почти на треть пониженным расходом охладителя.

В дальнейшем на ЭКС №1 были проведены 2 ОИ (на 50% и на 100% режиме) на экспериментальной установке, созданной в ОАО «РКК «Энергия» для отработки агрегатов двигателя 11Д58МФ и исследования процессов запуска-останова.

В октябре-ноябре 2010 г. были проведены 3 ОИ на ЭКС №2 и 2 ОИ на ЭКС №3. Основные принципы построения стендовой установки и формирования программы испытаний сохранились идентичными ОИ ЭКС №1.

На ЭКС №2 с длиной цилиндрического участка камеры 52,5 мм было проведено 1 ОИ на режиме 60% и 2 ОИ на режиме 100% длительностью 30 с, дефектов огневой стенки обнаружено не было, цвет хромового покрытия не изменился.

При проведении ОИ ЭКС №3 на 60% режиме в течение 15 с расход кислорода на охлаждение и камеру сгорания был равным, а в течение 7 с расход кислорода на охлаждение был на 20% ниже. После ОИ на сужающейся части сопла ЭКС было обнаружено изменение цвета покрытия, вызванное утяжеленным режимом охлаждения.

При проведении ОИ ЭКС №3 на 100% режиме длительностью 10 с расход кислорода на охлаждение был на 15% ниже, чем в камеру. После испытания осмотр выявил образование негерметичности каналов тракта охлаждения камеры на сужающейся части сопла. Образовавшийся дефект огневой стенки в виде трех отверстий и подплавления вокруг них локализовался в ходе испытания, не распространился на критическое сечение сопла и не повлиял на стабильную работу ЭКС.

Следует отметить, что после огневых испытаний всех ЭКС огневая поверхность камеры сгорания была покрыта сажей. Наибольший слой сажи наблюдался при испытаниях «короткой» ЭКС №2, наименьший – при испытаниях ЭКС №3, в которой был уменьшен расход горючего в периферийной зоне камеры сгорания.

На смесительной головке и огневой поверхности ЭКС после ОИ также отмечались следы от струй горючего, характерные для процессов смесеобразования и горения в щелевой смесительной головке. Следы примерно равной величины, что свидетельствует о хорошей окружной равномерности потока продуктов сгорания.

Обработка результатов огневых испытаний ЭКС включала в себя определение эффективности рабочего процесса (коэффициент камеры  $\varphi_K$ ) и уточнение методик расчёта гидравлического сопротивления и тепловых потоков.

В соответствии с отраслевой методикой определения удельного импульса тяги по результатам наземных испытаний [5] совершенство рабочего процесса оценивается экспериментальными значениями характери-

стической скорости –  $C_{эксп}$  и коэффициента камеры –  $\varphi_K$ .

$$C_{эксп} = \frac{P_K \cdot F_{кр}}{m_{\Sigma}} \cdot \mu_T \cdot \mu_{\delta H} \cdot \mu_{сн},$$

где  $P_K$  – измеренное давление в камере сгорания у смесительной головки;

$F_{кр}$  – геометрическая площадь узкого сечения камеры сгорания;

$m_{\Sigma}$  – суммарный расход топлива;

$\mu_T$  – коэффициент, определяющий отношение полного давления в конце цилиндра камеры перед соплом  $P_2^*$  и измеренного давления  $P_K$ ;

$\mu_{сн}$  – коэффициент, учитывающий неравномерность профиля скорости в узком сечении сопла;

$\mu_{\delta H}$  – коэффициент, учитывающий толщину вытеснения в узком сечении камеры на номинальном режиме работы камеры.

Коэффициент камеры равен:

$$\varphi_K = \frac{C_{эксп}}{C_T}.$$

Основные результаты испытаний представлены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты испытаний ЭКС №1, 2, 3

Камера	ЭКС №1 Длина КС 105 мм Периферийный торец СГ открыт				ЭКС №2 Длина КС 52,5 мм Периферийный торец СГ открыт			ЭКС №3 Длина КС 105 мм Периферийный торец СГ закрыт	
	23.11 2009	27.11 2009	08.12 2009	11.12 2009	14.10 2010	21.10 2010	27.10 2010	30.10 2010	03.11 2010
Испытание	23.11 2009	27.11 2009	08.12 2009	11.12 2009	14.10 2010	21.10 2010	27.10 2010	30.10 2010	03.11 2010
Давление в КС, кгс/см <sup>2</sup>	53,5	53,4	78,6	76,4	50,72	73,36	74,95	52.20	75.5
Km	2,73	2,87	2,6	2,75	2,57	2,65	2,78	2.65	2.8
Расход кислорода на охлаждение, кг/с	7,9	8,6	7,6	9,6	13,5	15,34	10.1	6,65	8,03
$\frac{m_{(O_2)} \text{ на охлаждение}}{m_{(O_2)} \text{ в камеру сгорания}}$	0,84	0,79	1,24	0,97	0,47	0,6	0,94	0,8	1,17
Перепад давления, кгс/см <sup>2</sup>	56	60,9	63,5	87	67,31	105,8	50,9	49,1	93,3
Подогрев кислорода, °С	69,1	65,5	118,3	74,4	22,3	31,3	52,5	122	110
Характеристическая скорость эксп., с	181,1	176,2	182,6	180,5	171,2	174,4	174,2	178.2	178.0
Коэффициент камеры	0,99	0,98	0,990	0,990	0,93	0,95	0,96	0,98	0,98
Время работы КС, с	10	30	10	10	10	10	30	15	10
Общая наработка камеры	60 с (~15 с с дефектом)				50 с (без дефекта)			25 с (~15 с с дефектом)	

Сравнительный анализ результатов испытаний ЭКС позволил отметить следующее:

1) Совершенство рабочего процесса, характеризующее  $\varphi_K$ , для ЭКС №2 оказалось значительно ниже, чем для ЭКС №1 и №3, и согласуется с резко уменьшенным разогревом кислорода в тракте охлаждения (суммарный тепловой поток снизился в 1,9 раза). Это связано, по-видимому, с незавершенностью процессов преобразования и горения топлива на длине камеры сгорания 52,5 мм. Поэтому для разработки конструкторской документации был принят вариант конструкции ЭКС №1 и №3, т.е. с длиной цилиндрической части КС 105 мм.

2) При проливках ЭКС №1 на воде гидравлическое сопротивление тракта охлаждения оказалось значительно выше расчётного – почти в 2 раза. После осмотра препарированных образцов тракта охлаждения другой ЭКС было обнаружено, что изначально прямоугольные каналы после пайки приобретают форму овалов вследствие затекания припоя. Для учёта увеличения гидравлического сопротивления охлаждающего тракта значение шероховатости при расчёте потерь давления было изменено с  $\Delta_{\text{ЭКВ}}=20$  мкм на  $\Delta_{\text{ЭКВ}}=50$  мкм, и в

дальнейшем отличие расчётного перепада давления от экспериментального не превышало 5%.

3) Полученные при испытаниях величины разогрева охладителя и суммарный теплосъём оказались значительно ниже расчётных (на 20...30% для ЭКС №1, 3, на 50% для ЭКС №2). Это может объясняться несколькими факторами. Во-первых, расчёты проводились в предположении о наличии во всем объеме камеры продуктов сгорания с составом, соответствующим среднему по камере соотношению компонентов. В действительности в камере сгорания имеется малый пристеночный слой с  $\alpha < 1$ . Во-вторых, конвективный тепловой поток на цилиндрическом участке камеры сгорания не является постоянным, а зависит от кривой выгорания компонентов топлива и от толщины пограничного слоя. Поэтому для проведения расчётов было введено допущение о линейном характере изменения конвективного теплового потока (рис. 3), при этом отличие расчётной величины подогрева от экспериментальной не превысило 10% при всех испытаниях.

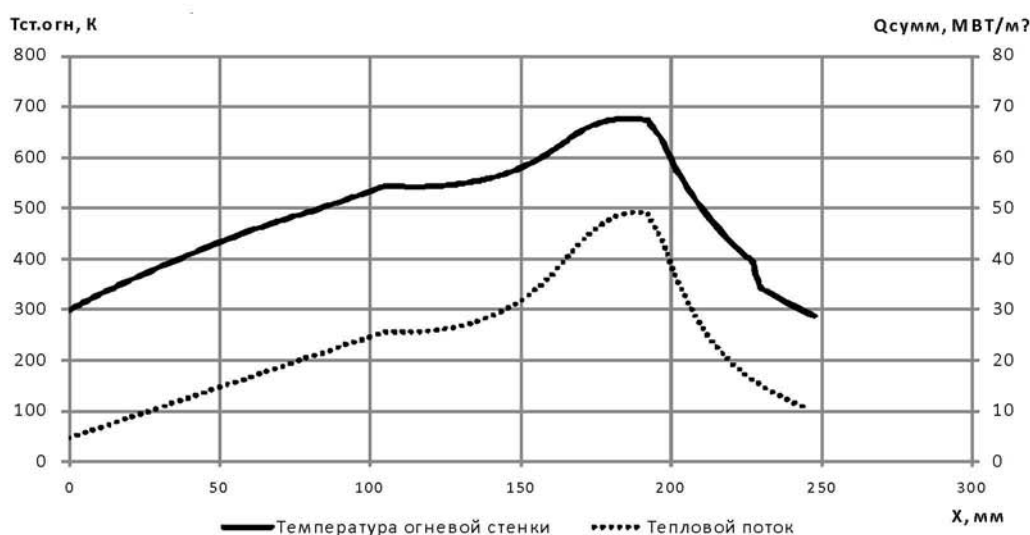


Рис.3. Расчёт теплового состояния ЭКС №1 (ОИ от 08.12.2009)

При проведении серии огневых испытаний ЭКС были продемонстрированы:

- возможность, эффективность и безопасность использования жидкого кислорода для охлаждения огневой стенки камеры;
- живучесть камеры, охлаждаемой жидким кислородом: при образовании негерметичности огневой стенки и поступле-

нии кислорода в огневую полость камеры катастрофического разгара конструкции не происходит;

- реальность повышения удельного импульса тяги камеры за счёт отказа от завесного охлаждения и высокого совершенства рабочего процесса, обеспечиваемого щелевой смесительной головкой.

Коэффициент камеры ЭКС, определяющий экономичность и величину удельного импульса, значительно превышает коэффициент камеры двигателя-прототипа 11Д58М. Из сравнительного анализа результатов испытаний ЭКС с разной длиной цилиндрической части  $L_{ц}$  был сделан вывод, что камера с  $L_{ц} = 105$  мм обеспечивает необходимое значение коэффициента камеры.

Результаты проведенных огневых испытаний ЭКС и разработанные методики оценки теплового состояния позволили уточнить конструкцию кислородного тракта охлаждения штатной камеры многофункционального двигателя. Проектирование штатной камеры проводилось при условии обеспечения низкой температуры огневой стенки, минимального перепада давления в тракте охлаждения и требуемой прочности конструкции. В 2011 г. в ОАО «Красмаш» изготавливаются две опытные камеры сгорания с измененным на основании полученных данных трактом охлаждения: используется переменный угол наклона и переменная высота ребер. Огневые испытания этих камер намечены на II полугодие 2011 г.

### Библиографический список

1. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей [Текст]: учеб. в 2 кн. / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов [и др.]; под ред. В.М. Кудрявцева. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999.
2. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование [Текст]/ Е.В. Лебединский, Г. П. Калмыков, С. В. Мосолов [и др.]; под ред. академика РАН А.С. Коротева. - М.: Машиностроение, 2008. – 512с.
3. Стриженко, П.П. Особенности расчёта теплового состояния камеры ЖРД с беззавесным охлаждением жидким кислородом [Текст] / П.П. Стриженко // Вестн. Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009.. №3 (19). Ч. 2. -
4. ЖРД. Методика расчета наружного охлаждения. Расчет теплоотдачи к охлаждающей жидкости [Текст]. ОСТ 92-0289-73, М. 1973.
5. Определение удельного импульса тяги ЖРД: отраслевая методика [Текст] / Н.Б. Пономарёв, И.Г. Лозино-Лозинская, А.Л. Войнов [и др.]; ФГУП «Центр Келдыша», Инв. № 4948 ДСП. - 2008.

## ANALYSIS OF EXPERIMENTAL COMBUSTION CHAMBERS FIRE TESTS FOR LRE WITH COOLING BY LIQUID OXYGEN FOR “DM” TYPE BOOSTER

©2011 A. A. Smolentsev, P. P. Strizhenko

Rocket Space Corporation Energia, Korolyov

The paper discusses results of fire tests of the experimental combustion chamber for perspective liquid rocket engine with cooling by liquid oxygen without inner cooling. The correspondence between obtained experimental data and design parameters have shown. It is concluded that the cooling of cryogenic oxygen is reliable. Even with a leakage path of cooling the combustion chamber of serious damage or structural failure does not occur. During the fire tests the presence of leaks in the fire wall of the combustion chamber does not lead to the destruction of structure.

*LRE, cooling, heat exchange, oxygen, fire test, experimental combustion chamber.*

### Информация об авторах

**Смоленцев Александр Алексеевич**, главный конструктор двигателей, двигательных и энергетических установок Ракетно-космической корпорации «Энергия». E-mail: [Alexander.Smolentsev@rsce.ru](mailto:Alexander.Smolentsev@rsce.ru). Область научных интересов: двигатели и энергетические установки

ракет-носителей и космических аппаратов, в том числе маршевые, ЖРДМТ и электрореактивные; использование водородных технологий в космической отрасли и в промышленности.

**Стриженко Павел Петрович**, начальник сектора проектирования и отработки кислородных ЖРД Ракетно-космической корпорации «Энергия». Тел.: (495) 513-65-91, 8-926-365 92 50. E-mail: [Pavel.Strizhenko@rsce.ru](mailto:Pavel.Strizhenko@rsce.ru). Область научных интересов: математическое моделирование динамических рабочих процессов в ЖРД, теплообмен в камере ЖРД, интенсификация теплообмена при помощи искусственной шероховатости, нанотехнологии в космической промышленности, ТРИЗ.

**Smolentsev Alexander Alekseevich**, the chief designer of engines, propulsion and power systems of launch vehicles and spacecrafts in Rocket and Space Corporation “Energia”. E-mail: [Alexander.Smolentsev@rsce.ru](mailto:Alexander.Smolentsev@rsce.ru). Area of research: engines, propulsion and power systems of launch vehicles and spacecrafts, including main LRE’s, low-thrust LRE and electric propulsion engines, hydrogen technologies in the space and civil industry.

**Strizhenko Pavel Petrovich**, head of sector of designing and testing oxygen liquid rocket engines in Rocket and Space Corporation “Energia”. E-mail: [Pavel.Strizhenko@rsce.ru](mailto:Pavel.Strizhenko@rsce.ru). Area of research: mathematical modeling of dynamic processes in liquid rocket engines, features of start and shut-down of LRE, heat transfer in the chamber of LRE, heat transfer intensification with artificial roughness, nanotechnology in the space industry, TRIZ.