

УДК 621.454.2:621.45.038.23

## РЕЗУЛЬТАТЫ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ ОКИСЛИТЕЛЬНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА ЖРД 11Д58МФ

©2014 О.А. Барсуков, П.П. Стриженко

Ракетно-космическая корпорация «Энергия», г. Королёв

В статье рассматриваются результаты разработки окислительного газогенератора перспективного жидкостного ракетного двигателя 11Д58МФ. Газогенератор выполнен двухзонным, в первой зоне происходит сгорание компонентов, во второй – смешение с газообразным кислородом. Всего проведено 39 испытаний пяти экземпляров газогенератора. Испытания проводились на различных режимах по давлению в камере сгорания, соотношению расходов компонентов и при различной температуре газообразного кислорода на входе. Проведена оценка равномерности распределения температурного поля по сечению на выходе из газогенератора. Полученные по результатам испытаний значения средней температуры генераторного газа хорошо согласуются с расчётными величинами. Подтверждена устойчивая работа газогенератора в широком диапазоне параметров на входе. Конструкция форсунок газогенератора и полости горючего на входе была доработана с целью обеспечения надёжности его работы, выработаны требования к циклограмме запуска и останова газогенератора в составе двигателя. Для завершения этапа автономных доводочных испытаний необходимо провести огневые испытания ещё трёх экземпляров газогенератора.

*Газогенератор, испытания, ракетный двигатель, температурное поле, результаты испытаний.*

### Конструкция и расчёт газогенератора

В разрабатываемом в настоящее время в ОАО «РКК «Энергия» многофункциональном жидкостном ракетном двигателе (ЖРД) 11Д58МФ [1,2] для обеспечения привода турбонасосного агрегата, подающего компоненты топлива в камеру сгорания, используется газогенератор окислительной схемы. Рабочими телами газогенератора являются газообразный кислород, нагретый в тракте охлаждения камеры сгорания, и керосин.

Основные проектные параметры газогенератора:

Давление в газогенераторе 170 кгс/см<sup>2</sup>;

Требуемая температура продуктов сгорания на выходе 350°C;

Расход окислителя (газообразный кислород) 9,78 кг/с;

Температура окислителя на входе 80°C;

Плотность окислителя на входе 180 кг/м<sup>3</sup>;

Температура горючего на входе 67°C;

Плотность горючего на входе 830 кг/м<sup>3</sup>.

Газогенератор выполняется двухзонным. В первой зоне происходит сгорание компонентов с образованием высокотемпературного потока продуктов сгорания. Во второй зоне происходит его смешение с газообразным кислородом, втекающим в камеру газогенератора через 6

отверстий, до требуемого соотношения массовых расходов компонентов.

Таким образом, расчёт газогенератора заключается в определении расхода горючего (соотношения расходов компонентов), обеспечивающего требуемую температуру продуктов сгорания на выходе, расчёт процессов в обеих зонах газогенератора (смешения и горения), расчёт смесительных элементов.

Термодинамический расчёт проводился в программе АСТРА.4 [3]. Расчёты проводились при энтальпии кислорода 5,0 кДж/кг, соответствующей температуре 50°C и давлению 150 кгс/см<sup>2</sup>, номинальной энтальпии керосина 1739,7 кДж/кг. В результате расчёта было определено, что расход горючего, обеспечивающий требуемую температуру продуктов сгорания, равен 81 г/с, соотношение расходов компонентов  $K_m=120$ .

В расчёте смешения первой зоны принималось, что смесительная головка газогенератора состоит из семи двухкомпонентных центробежно-центробежных форсунок, из которых центральная расположена на оси газогенератора, а остальные 6 форсунок располагаются вокруг центральной на одной окружности. Форсунки выполнены центробежно-центробежными так называемой обратной

схемы: центробежная ступень горючего располагается на оси форсунки, в вихревой зоне центробежной ступени газообразного кислорода. Двухкомпонентные форсунки такого вида использовались в смесительной головке камеры рулевого двигателя 17Д15 объединённой двигательной установки космического корабля «Буран» и были достаточно полно исследованы. Такое устройство двухкомпонентных форсунок является целесообразным для камеры сгорания, работающей при больших соотношениях расходов компонентов: при  $K_m$  более 10 полнота сгорания  $\varphi_k \geq 0,925$ . При этом горение компонентов топлива по отношению к высокочастотным колебаниям достаточно устойчивое.

Оптимальное соотношение расходов компонентов для форсунки такого типа составляет  $K_m=20$ . Расход кислорода через смесительную головку в первую зону горения 1,62 кг/с, температура продуктов сгорания при этом составляет 2030 К.

Для рационального размещения форсунок на огневом днище головки, с учётом ширины факелов горения у каждой форсунки, необходим диаметр смесительной головки, равный 60 мм. Эта величина принимается за диаметр камеры газогенератора в её цилиндрической части.

Расчёт форсунок газогенератора проводился по методике, изложенной в ГОСТ 21980–76 «Форсунки центробежные газовые с тангенциальным входом». Для уменьшения объёма между клапаном на входе в газогенератор и выходом из форсунки подвод горючего к каждой форсунке выполнен через индивидуальный канал.

Число устьевых отверстий для струй кислорода, разбавляющих продукты сгорания во второй зоне газогенератора, принято равным шести, по числу форсунок в головке газогенератора, расположенных на окружности. При этом каждое устьевое отверстие располагается напротив форсунки. В этом случае считается, что поток продуктов сгорания от каждой форсунки будет разрушать струю окислителя, рас-

положенную напротив этой форсунки, и в результате этого образуется достаточно однородное температурное поле потока продуктов сгорания на выходе из газогенератора.

При определении диаметров отверстий подачи окислителя во вторую зону (смещения) учитывалось, что для обеспечения равномерного температурного поля в радиальном направлении скоростной напор струи кислорода из отверстий должен быть не менее чем в три раза больше скоростного напора продуктов сгорания за зоной смещения. При этом необходимым условием является проникновение оси внедряемой струи кислорода не ближе, чем до центра сносимого потока.

Зажигание газогенератора химическое с использованием пускового горючего, самовоспламеняющегося в среде кислорода.

Корпус смесительной головки, внутренняя и наружная оболочки камеры смещения выполнены из стали 12Х18Н10Т, форсунки и огневое днище – из жаростойкого медного сплава БрХЦрТ.

Общий вид разработанного газогенератора представлен на рис. 1.

### **Отработка газогенератора на пониженном режиме работы**

На первом этапе отработки были изготовлены два опытных газогенератора и проведены их испытания на модельном режиме (пониженном до 50% по давлению в камере сгорания) с продолжительностью  $\approx 3$  с. Режим и длительность проведения испытаний определялись возможностями стендовой газобаллонной системы подачи. Модельный режим характеризовался следующими параметрами:

- расход газообразного кислорода 5,0 кг/с;
- расход горючего 0,04 кг/с;
- давление в камере газогенератора 90 кгс/см<sup>2</sup>;
- температура газогенераторного газа 670К.

Для обеспечения модельного режима работы на выходе из газогенератора за температуроизмерительной проставкой устанавливалось профилированное газодинамическое сопло с критическим диаметром 23 мм.

Перед подачей компонентов топлива в газогенератор и сразу после прекращения

испытания осуществлялась продувка каналов подачи горючего гелием, поскольку появление в этих полостях кислорода могло привести к локальному воспламенению пускового горючего и забросу давления.

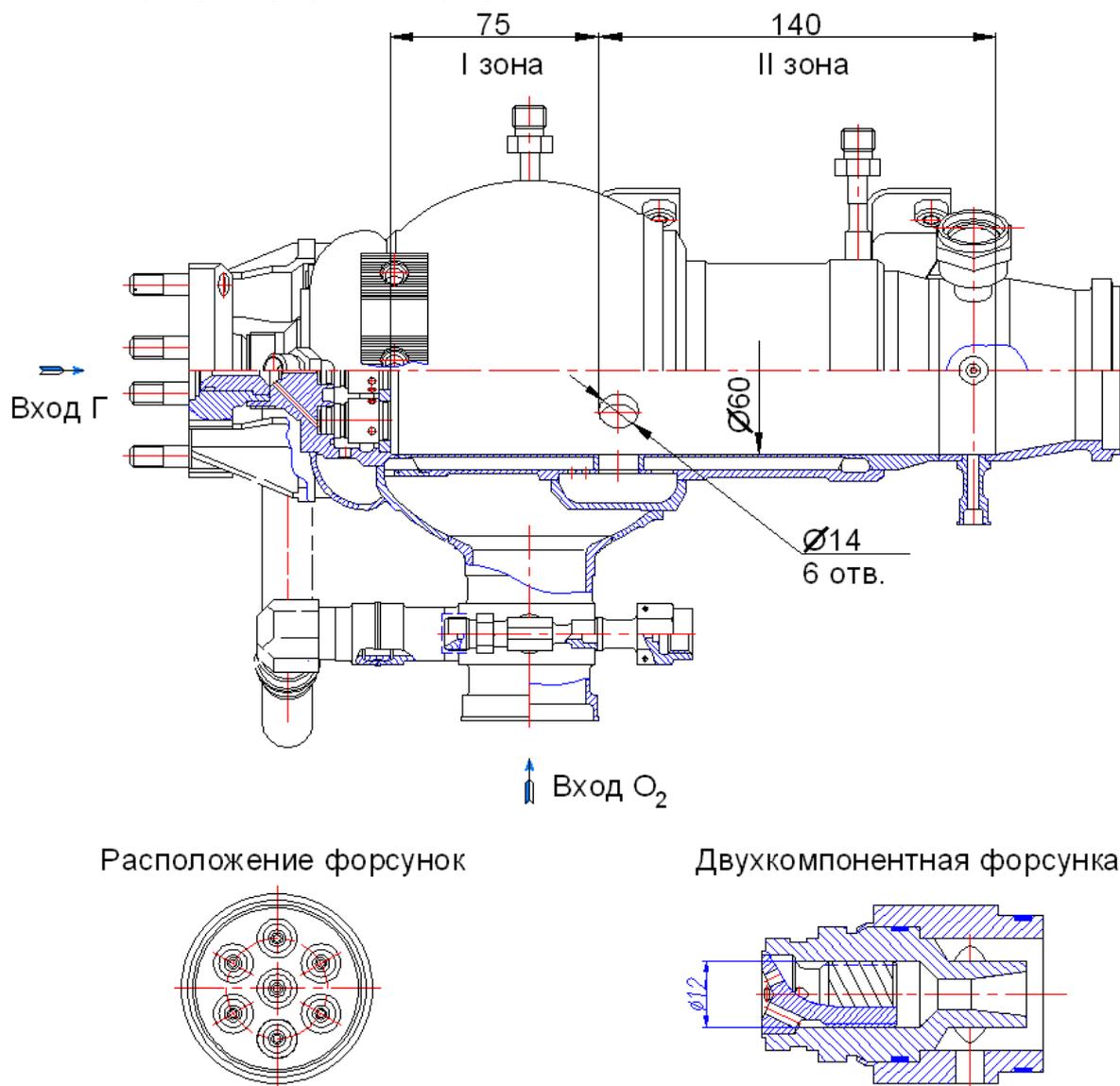


Рис. 1. Общий вид двухзонного газогенератора

Во время испытаний проводилось измерение температуры генераторного газа с помощью 12 термопар, установленных в специальной проставке за газогенератором (одна термопара в центре, пять в среднем ряду и шесть в периферийном ряду). Измерялись также расход керосина (турбинным датчиком расхода), давление в газогенераторе и в расходных ёмкостях.

Расход кислорода оценивался расчётным путём по параметрам кислорода (давлению и температуре) перед критическим соплом на выходе из газогенератора в соответствии с формулой

$$\dot{m}_O = \mu \cdot F_{GC} \cdot A_k \frac{p_{ГГ}}{\sqrt{R \cdot T_{ГГ}}} - \dot{m}_Г,$$

где  $\dot{m}_O, \dot{m}_F$  – массовые расходы окислителя и горючего соответственно, кг/с;

$\mu = 0,98553$  – коэффициент расхода газодинамического сопла, определённый при продувках при помощи контрольного градуировочного сопла;

$F_{ГС}$  – площадь критического сечения газодинамического сопла;

$R$  – газовая постоянная продуктов сгорания;

$T_{ГГ}$  – средняя температура продуктов сгорания на выходе из газогенератора;

$p_{ГГ}$  – давление в газогенераторе;

$A_k$  – коэффициент, зависящий от показателя политропы продуктов сгорания  $k$ :

$$A_k = \sqrt{k} \cdot \left( \frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(2(k-1))}$$

Выдача команд на агрегаты и регистрация параметров испытаний проводилась с использованием стендовой системы управления, частота опроса датчиков не менее 125 Гц.

Испытания на стендовой установке проводились последовательно:

- автономные испытания системы подачи окислителя;
- автономные испытания системы подачи горючего;
- комплексные холодные испытания;
- огневые испытания ГГ.

При обработке результатов испытаний было проведено сравнение температуры генераторного газа с результатами расчёта в программе АСТРА.4 [3]. Расчёты проводились при энтальпии кислорода, соответствующей его температуре на входе в газогенератор и давлению в газогенераторе, и энтальпии керосина РГ-1, соответствующей давлению в газогенераторе.

Типичный график изменения температуры генераторного газа при проведении испытания приведён на рис. 2, распределение температуры на выходе из газогенератора - на рис. 3.

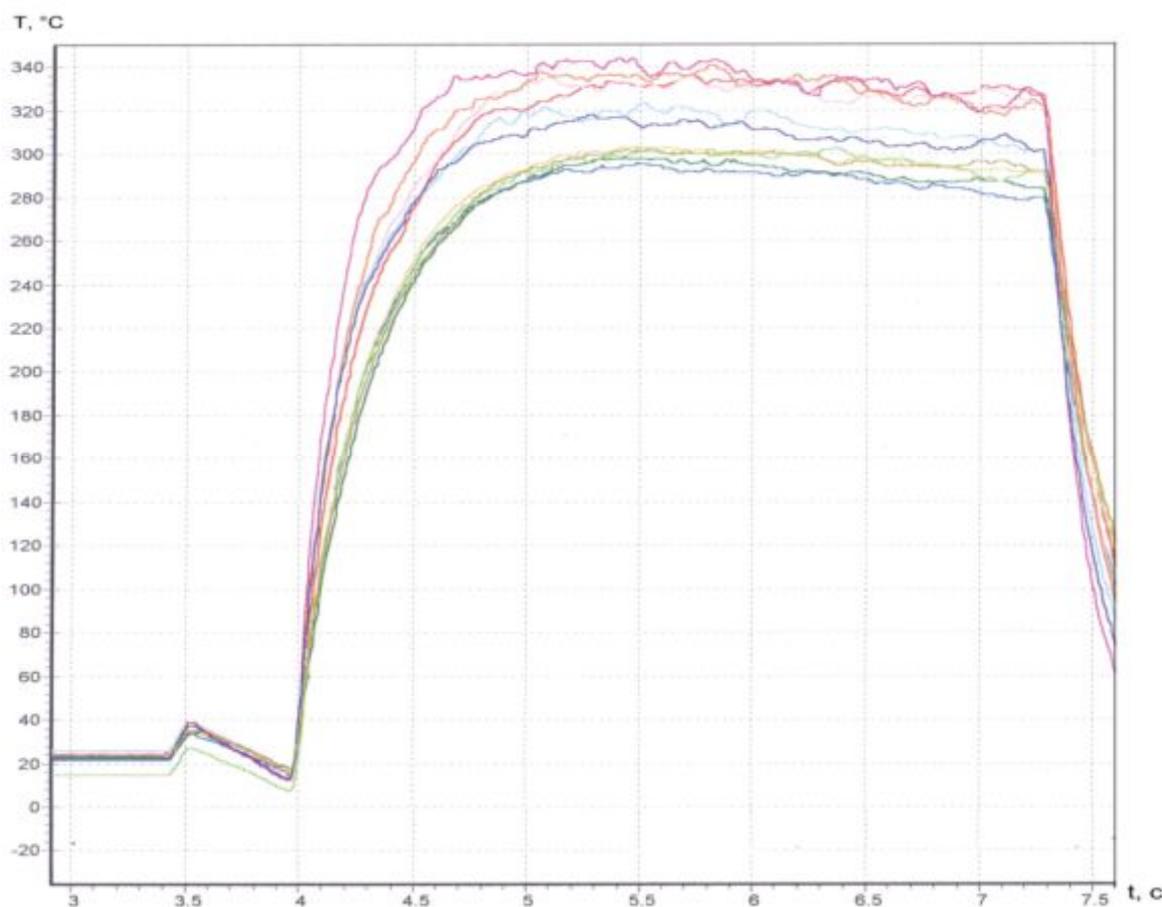


Рис. 2. Изменение температуры генераторного газа при испытании №10957

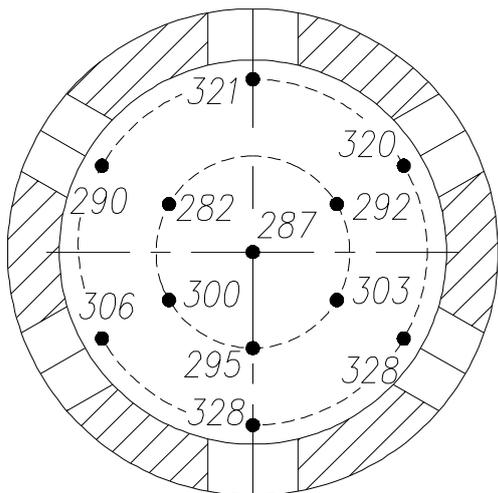


Рис. 3. Распределение температуры по сечению на выходе из газогенератора при испытании №10957

Всего было проведено 5 испытаний газогенератора №Б02 и 2 испытания газогенератора №Б03, при этом давление в камере составляло от 80 до 100 кгс/см<sup>2</sup>, соотношение расходов компонентов топлива – от 133 до 218. Температура генераторного газа при этом составила от 382 до 605 К, разброс температуры генераторного газа от 22 до 60 К.

### Отработка газогенератора на номинальном режиме работы

Для обеспечения номинального давления в газогенераторе и длительности проведения испытания не менее 10 с стендовая установка была модернизирована путём монтажа батареи из 15 баллонов газообразного кислорода с рабочим объёмом 0,5 м<sup>3</sup> каждый и разрешённым давлением 250 кгс/см<sup>2</sup>.

Так же, как и при проведении испытаний на модельном режиме, на выходе из газогенератора устанавливались температуроизмерительная проставка (12 термопар: одна в центре, пять в среднем ряду и шесть в периферийном ряду) и газодинамическое сопло диаметром 23 мм. Система измерений использовалась без изменений. Обеспечивалась продувка гелием каналов подачи горючего до и после проведения испытания.

В связи с тем, что для проведения испытаний использовались вновь создан-

ные системы, было предусмотрено проведение автономных испытаний систем подачи окислителя и горючего, затем контрольное огневое испытание газогенератора на модельном режиме, и только после подтверждения характеристик установки – переход к испытаниям газогенератора на номинальном режиме. Была проведена проверка функционирования агрегатов пневмогидросхемы: времени открытия и закрытия клапанов, продувка системы подачи газообразного кислорода с определением максимального времени поддержания номинального давления в газогенераторе и критического перепада давления на редукторах, проливки системы подачи горючего для определения диаметров шайб, обеспечивающих требуемый расход для номинального и пониженного режимов работы. Максимальная длительность проведения испытаний газогенератора на номинальном режиме составила 15 с. В дальнейшем все испытания проводились с длительностью огневой работы 15 с.

Контрольные испытания проводились на газогенераторе №Б02: сначала одно испытание на модельном режиме для подтверждения характеристик стендовой установки, затем одно испытание на номинальном режиме. В задачу испытаний входила оценка устойчивости процесса горения и определение температурной неравномерности генераторного газа.

Результаты испытаний показали, что стендовая установка обеспечивает требуемые параметры испытаний. Для повышения давления в газогенераторе до номинального было принято решение устанавливать сопла на выходе диаметром 21,0 мм, 21,3 мм и 22,2 мм (в зависимости от требуемого давления в камере) вместо 23 мм.

Огневые испытания были продолжены на газогенераторах 11Д58МФ.1350-0 №1102 и №1103, изготовленных по штатной документации.

Анализ испытаний газогенератора №1102 показал, что при всех испытаниях наблюдается устойчивый процесс горения

в камере газогенератора, локальных забросов давления в камере газогенератора и в магистрали горючего не наблюдается.

Для подтверждения целостности материальной части и отсутствия загрязнений после завершения огневых испытаний была проведена сравнительная продувка линии «Г» газогенератора №1102. Гидравлические характеристики линии «Г» газогенератора после проведения огневых испытаний полностью соответствуют характеристикам, полученным при продувках до испытаний.

Испытания были продолжены на газогенераторе 11Д58МФ.1350-0 №1103. После проведения первого испытания сразу же после выхода газогенератора на номинальный режим произошёл сбой в работе стенового редуктора, обеспечивающего заданное давление подачи газообразного кислорода. Падение давления за редуктором вызвало изменение всех рабочих параметров газогенератора: снижение расхода окислителя и давления в камере ГГ, повышение расхода горючего и температуры генераторного газа до 850 °С. В процессе испытания оператором вручную была проведена корректировка давления за редуктором, и к концу испытания газогенератор вышел на номинальный режим.

После проведения дефектации и доработки стенового редуктора испытания были продолжены. При проведении второго испытания газогенератора №1103 был отмечен низкий расход горючего (в 2 раза ниже номинального) при повышенном перепаде давления по линии подачи горючего. Дефектация газогенератора после испытания показала, что причиной этого явилось частичное разрушение форсунок подачи горючего по центральному шнеку. Контрольный обмер показал, что практически у всех форсунок горючего наблюдается осевое смещение центрального шнека в сторону выхода, вследствие которого были нарушены их гидравлические характеристики. Характер разрушения свидетельствовал о детонационном горении, которое могло возникнуть при

непосредственном контакте горючего и окислителя во внутренних полостях форсунок. Причиной наличия остатков горючего в шнеке, как было установлено, стала недостаточная отработка процесса их удаления и использование нештатных стеновых клапанов на входе в газогенератор с большими заклапаннными объёмами.

По результатам анализа причин нештатной ситуации испытаний газогенератора №1103 были реализованы следующие мероприятия:

- доработана конструкция форсунки и каналов подвода горючего для изготовления следующих экземпляров газогенераторов;
- скорректирована циклограмма проведения испытаний;
- в пневмогидросхему испытательной установки введена система автоматического поддержания заданного давления за газовыми редукторами;
- доработаны стеновый клапан и переходник на входе в газогенератор с целью значительного уменьшения заклапанного объёма и ликвидации застойных зон при продувке.

Для проверки результативности данных мероприятий было проведено 4 дополнительных испытания газогенератора 11Д58МФ.1350-0 №1102. Перед запуском газогенератора проводилась трехкратная продувка полости горючего гелием. В дальнейшем требование трехкратной продувки полости горючего гелием перед запуском стало обязательным при проведении испытания.

Испытания были продолжены на газогенераторе 11Д58МФ.1350-0 №1104. Замечаний к работе газогенератора не было, результаты испытаний аналогичны результатам газогенератора №1102. Температурное поле газогенераторного газа устанавливалось через ≈1 с после выхода газогенератора на режим главной ступени.

Последующие испытания на газогенераторах №1102 и №1104 проводились с целью исследования работоспособности газогенераторов при крайних отклонениях рабочих параметров. Всего было проведено по 4 испытания: по 2 на максимальном

и по 2 на минимальном режимах. Проведённые испытания показали, что газогенератор 11Д58МФ.1350-0 работоспособен на любом режиме, при этом запас отклонения расходов компонентов топлива составлял не менее  $\pm 10\%$  от эксплуатационных расходов. Замечаний к работе газогенератора не было.

Дополнительно исследовалась работоспособность газогенератора 11Д58МФ.1350-0 на технологическом горючем – бензине (нефрас – С2-80/120). Замечаний также не было.

### Результаты испытаний газогенератора

Всего было проведено 5 испытаний ГГ №Б02, 2 испытания ГГ №Б03, 14 испытаний ГГ №1102, 2 испытания ГГ №1103, 12 испытаний ГГ №1104.

Результаты испытаний представлены на рис. 4. Точки сгруппированы по давлению в камере газогенератора (число в скобках в легенде, в кгс/см<sup>2</sup>), закрашенные точки – экспериментальные значения, соответствующие им по соотношению расходов компонентов, незакрашенные точки – расчётные данные.

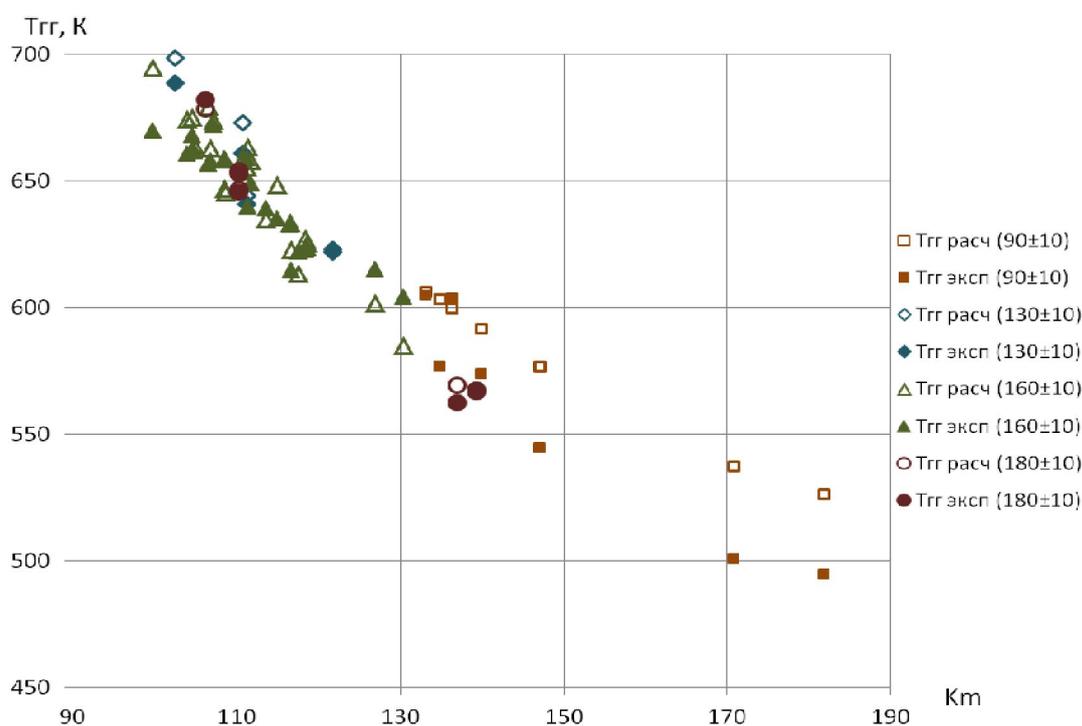


Рис. 4. Температура генераторного газа в зависимости от соотношения расходов компонентов

Температурное поле газогенераторного газа формировалось сразу же после запуска газогенератора и практически не изменялось на режиме. При этом максимальный разброс температур  $\Delta T_{\max}$  составил:

- не более 100°C в начале установившегося режима;
- в среднем 45°C в конце установившегося режима для всех газогенераторов, за исключением №1103.

Характер распределения температуры генераторного газа по сечению газового тракта показывает, что максимальный

разброс температур наблюдается в периферийной зоне. Общий характер распределения температуры индивидуален для каждого газогенератора и практически не зависит от ориентации термодар относительно смесительных отверстий.

Расчётная температура генераторного газа с хорошей точностью совпадает с экспериментальной: для 90% испытаний отклонение температуры не превышает 5%, для 75% испытаний – 3%. Расчёт температуры генераторного газа следует обязательно проводить с учётом изменения энтальпии окислителя и горючего от дав-

ления и температуры на входе. Следует отметить, что при испытаниях температура кислорода на входе варьировалась в диапазоне от -3 до 27°C.

Наибольшие отклонения от расчётной температуры наблюдались для первых образцов газогенераторов при испытаниях на пониженном режиме в области больших соотношений расходов компонентов (более 140). Это связано, по-видимому, с проявлением эффекта неидеальности газа. Для получения дополнительных данных в расширенном диапазоне параметров необходимо проведение дополнительных испытаний на штатных газогенераторах, в том числе и при пониженной (-30°C) температуре кислорода на входе.

В процессе испытаний отработывались варианты циклограммы запуска газогенератора, отличавшиеся временем предварительной ступени работы (0,8 с, 0,5 с и 0 с). Показано, что во всех случаях запуск газогенератора происходит без заброса давления в камере, температура генераторного газа плавно выходит на стационарный режим, при этом отмечается устойчивый режим горения в камере газогенератора. В связи с этим было сделано заключение об устойчивости рабочего процесса в газогенераторе. Для циклограммы работы двигателя 11Д58МФ был рекомендован запуск газогенератора без использования предварительной ступени работы.

Обязательным требованием обеспечения надёжного запуска газогенератора и отсутствия детонационного горения является проведение трёхкратной продувки гелием полости горючего перед запуском и однократной продувки после выключения.

## **Выводы**

Проведена серия из 39 испытаний пяти экземпляров двухзонного газогенератора двигателя 11Д58МФ, работающего на газообразном кислороде и керосине, в широком диапазоне давлений и соотношений расходов компонентов.

Испытания показали, что газогенератор работает устойчиво. На выходе из газогенератора на расстоянии 180 мм от места подачи в камеру балластировочного расхода кислорода процессы смешения практически завершаются и формируется относительно равномерное температурное поле.

Было выявлено, что полученная экспериментально средняя температура на выходе из газогенератора отличается от расчётной не более чем на 5%. Вместе с тем требуется проведение дополнительных исследований зависимости температуры генераторного газа от температуры кислорода на входе, а также при высоких значениях соотношения расходов компонентов.

По результатам испытаний конструкция форсунок газогенератора была доработана с целью повышения их прочности и уменьшения заклапанного объёма, введено требование обязательной трёхкратной продувки полости горючего гелием перед запуском, уточнены требования к циклограмме запуска и остановка газогенератора.

Для завершения этапа автономных доводочных испытаний необходимо провести огневые испытания ещё трёх экземпляров газогенератора, в том числе при пониженной температуре кислорода на входе.

## **Библиографический список**

1. Катков Р.Э., Лозино-Лозинская И.Г., Мосолов С.В., Смоленцев А.А. и др. Результаты огневых испытаний экспериментальных камер сгорания ЖРД с кислородным охлаждением // Известия РАН. Энергетика. 2013. № 1. С. 34-43.
2. Лупяк Д.С., Лакеев В.Н. Исследования по созданию разгонного блока с повышенными энергомассовыми характеристиками // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 26-29.
3. Трусов Б.Г. Моделирование хими-

ческих и фазовых равновесий при 1.17). М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1995.  
высоких температурах (Астра-4/рс, версия 50 с.

### **Информация об авторах**

**Стриженко Павел Петрович**, начальник сектора, Ракетно-космическая корпорация «Энергия». E-mail: [Pavel.Strizhenko@rsce.ru](mailto:Pavel.Strizhenko@rsce.ru), [strizhenko@gmail.com](mailto:strizhenko@gmail.com). Область научных интересов: математическое моделирование рабочих процессов в ЖРД, гидравлика и теплообмен в каналах с искусственной шероховатостью.

**Барсуков Олег Александрович**, ведущий инженер-конструктор, Ракетно-космическая корпорация «Энергия». E-mail: [post2@rsce.ru](mailto:post2@rsce.ru). Область научных интересов: смешение и горение в агрегатах кислородно-углеводородных двигателей, методология отработки огневых агрегатов.

## **RESULTS OF HOT TESTS OF AN OXYGEN PREBURNER OF A LIQUID-PROPELLANT ENGINE 11D58MF**

©2014 O.A. Barsukov, P.P. Strizhenko

Rocket and Space Corporation Energia, Korolyov, Moscow Region, Russian Federation

In this article results of LRE 11D58MF oxygen preburner development are considered. Preburner consist of two zones. In the first zone fuel is burned, in the second zone combustion products are mixed with the rest of oxygen. There were 39 hot test on five preburners performed. Tests were conducted with variable chamber pressure, propellant mixture and initial temperature of gas oxygen. Evaluation of temperature field distribution and uniformity in outer section was performed. Mean temperature of combustion products on the exit section of preburner, obtained from test results, agreed well with theoretical calculations. Operational stability of preburner with various input parameters is confirmed. Design of injection elements and fuel input chamber were improved on order to assure reliability of preburner. Ignition and stop sequence instructions were formulated. There's need to test three more preburners to complete individual development test series.

*Preburner, hot test, LRE, temperature field, test results.*

### **References**

1. Katkov R.E., Lozino-Lozinskaya I.G., Mosolov S.V., Smolentsev A.A. et al. Test Results of Experimental Rocket Engine Chambers for DM Upper Stage with Liquid Oxygen Cooling // *Izvestiya RAN. Energetika*. 2013. No. 1. P. 34-43. (In Russ.)
2. Loupiak D.S., Lakeev V.N. Researches on development of the upper stage with improved energy and mass parameters // *Vestnik NPO im. Lavochkina*. 2011. No. 5. P. 26-29. (In Russ.)
3. Trusov B.G. Modelirovanie khimicheskikh i fazovykh ravnovesii pri vysokikh temperaturakh (Astra-4/rs, versiya 1.17) [Modeling on chemical and phase equilibrium at high temperatures (ASTRA - 4/pc, v.1.17)]. Moscow: Bauman State Technical University Publ., 1995. 50 p.

### **About the authors**

**Strizhenko Pavel Petrovich**, Head of Sector, Rocket and Space Corporation Energia. E-mail: [Pavel.Strizhenko@rsce.ru](mailto:Pavel.Strizhenko@rsce.ru), [strizhenko@gmail.com](mailto:strizhenko@gmail.com). Area of Research: mathematical modeling of operational processes in LRE, hydraulics and heat transfer in channels with artificial roughness.

**Barsukov Oleg Aleksandrovich**, Principal Design Engineer. Rocket and Space Corporation Energia. E-mail: [post2@rsce.ru](mailto:post2@rsce.ru). Area of Research: propellants mixing and combustion in oxygen-hydrocarbon LRE, principal methodology of components hot fire testing.