

Методика оценки теплового и напряженно-деформированного состояния камеры ЖРД многократного включения

09, сентябрь 2014

Антонов Ю. В.¹, Ягодников Д. А.¹, Ворожеева О. А.¹, Чертков К. О.²,
Гаврюшин С. С.¹

УДК: 621.455

¹Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана

²ЦНИИМАШ

antonov@bmstu.ru

Перспективным направлением развития двигательных установок (ДУ) с ЖРД является создание экологически чистых ракетных комплексов космического назначения с использованием горючего на основе метана (сжиженного природного газа), экологически чистого, коррозионно пассивного, обладающего хорошими охлаждающими свойствами в камерах с регенеративным охлаждением, а так же являющегося предпочтительным для ЖРД многократного включения и использования. В общем случае требованиям экологической безопасности отвечают и кислород - керосиновые ЖРД, однако подавляющее большинство таких ДУ ввиду особенностей организации рабочего процесса, а именно повышенного сажеобразования при существенном избытке горючего, выполнены по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа в камере сгорания (КС). Данные ЖРД не удовлетворяют требованиям по минимальной стоимости и максимальной безопасности работ, поскольку их газовые тракты имеют повышенную склонность к возгоранию в средах со значительным окислительным потенциалом. Переход на кислород – метановые ЖРД позволит комплексно решить указанные выше проблемы, а также перейти на схему с дожиганием восстановительного генераторного газа, имеющую лучшие эксплуатационные характеристики по сравнению с окислительными ДУ без дожигания.

Принципиально важным моментом при реализации комплексного подхода при проектировании ракетного двигателя является учет факторов, которые оказывают определяющее влияние на его облик. В частности требование организации эффективного рабочего процесса напрямую определяет геометрию камеры сгорания ракетного двигателя. Теплофизические и термодинамические свойства продуктов сгорания определяют материал и конструкцию огневой стенки КС, а вопросы массового совершенства конструкции связаны с НДС элементов конструкции камеры ракетного двигателя. В свою очередь многократность включения двигателя вносит определенные коррективы в комплексные методики проектирования. Имеющиеся специализированные пакеты САПР не позволяют в полной мере учесть влияние многократности включения ДУ на напряженно-

деформированное состояние стенки камеры, а также осуществить комплексное моделирование внутрикамерных процессов, нагрева стенок КС и их термо-механическое нагружение, что необходимо для оптимизации конструкции камеры ЖРД и повышения эффективности последнего.

Целью данной работы является разработка и численная реализация методики расчета НДС с учетом комплекса явлений, протекающих во внутреннем объеме и по толщине огневой стенки камеры при многократных полетных включениях ЖРД.

Объектом исследования является камера ЖРД разгонного блока на компонентах топлива «жидкий кислород + сжиженный природный газ», общий вид которой приведен на рис. 1. Из основных геометрических особенностей камеры необходимо отметить наличие двух стыков: развальцованной оболочки камеры с расширяющейся частью сопла (см. рис. 1, стык А) и стык секций сопла, выполненных из различных материалов: бронзы БрХ0,8 и стали ХН60ВТ (см. рис. 1, стык Б).

В работе [1] был разработан алгоритм термopрочностного расчета камеры РДМТ, работающей как в непрерывном, так и в импульсном режимах, позволяющий собрать и обработать в едином цикле результаты численного моделирования рабочего процесса и теплового состояния конструкции КС, полученные по кодам авторской разработки, а также внедрить полученные данные в программу Ansys Structural для выполнения прочностного расчета. Учитывая положительные результаты, полученные при численной реализации и последующей доработке описанного выше алгоритма, представляется целесообразным оценить возможность расширения диапазона его использования до охлаждаемых камер ЖРД разгонных блоков с точки зрения их многократного запуска, что в настоящее время является актуальной задачей.

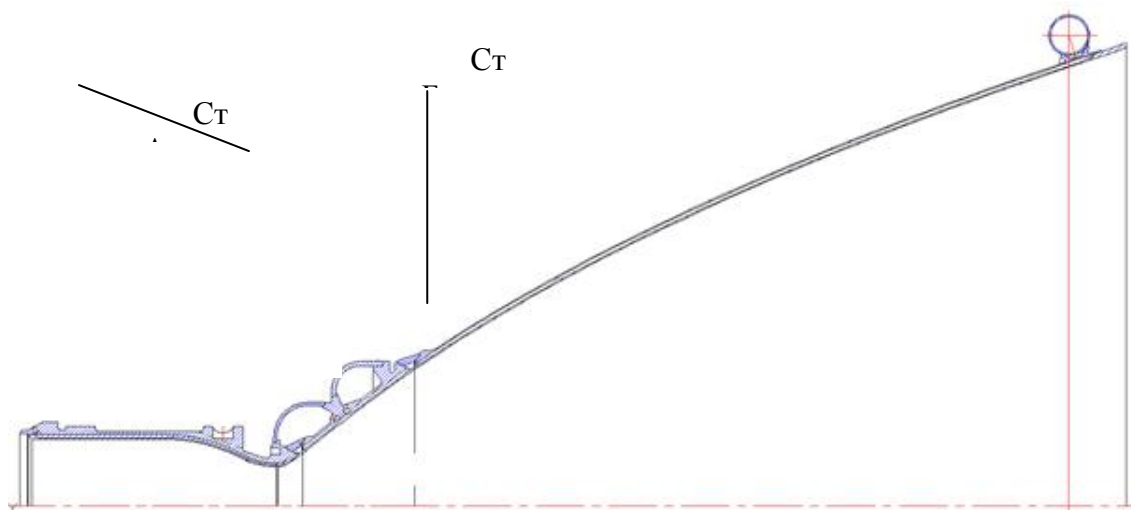


Рис. 1 – Общий вид камеры ЖРД

На кафедре «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана реализован комплекс программ по расчету теплового состояния стенки [2], а также характеристик внутрикамерного процесса [3]. Реализация данного кода осуществлялась на платформе Microsoft Visual Studio 2012 с привлечением высокоуровневых языков программирования C++ и Fortran, а так же комплекса Matlab. Авторами данной работы разработана методика внедрения результатов, полученных по упомянутым выше кодам, в программу Ansys Structural.

Первой стадией алгоритма (рис. 2) является расчет теплового состояния огневой стенки и характеристик рабочего процесса, протекающего во внутреннем объеме камеры сгорания (КС) ЖРД. Основные особенности соответствующей математической модели приведены в работах [2, 3]. Выходными данными в данном случае будут следующие характеристики: поле температуры продуктов сгорания (ПС) в продольном сечении КС; распределение температуры огневой стенки по ее толщине и вдоль оси, поле температуры охладителя. Вторым этапом является термopочностной расчет камеры ЖРД, граничными и начальными условиями которого являются данные, перечень которых приведен выше. В случае неудовлетворения требованиям прочности и (или), организации рабочего процесса, а также превышения допустимых температур стенки КС цикл повторяется.



Рис. 2 – Алгоритм термopочностного расчета ЖРД

Принципиальным моментом при разработке методики термпрочностного расчета и последующих исследованиях полей напряжений и деформаций камеры ЖРД является учет многократности его включения. Здесь можно провести аналогию с камерой РДМТ [3], работающей в импульсном режиме, при этом увеличив на несколько порядков длительность паузы между двумя последовательными импульсами. С учетом вышесказанного алгоритм расчета НДС камеры ЖРД разгонного блока можно представить следующим образом (рис. 3).

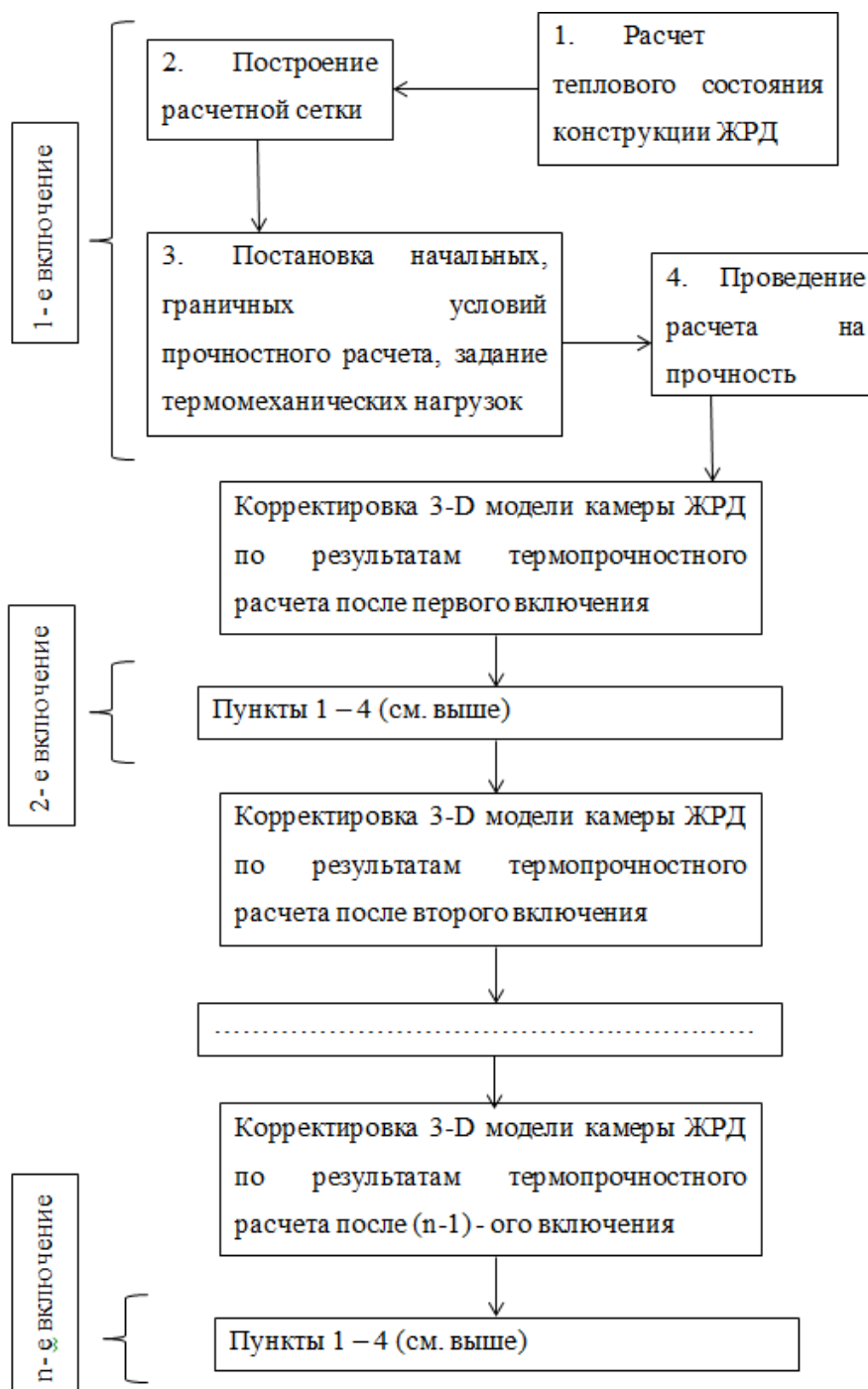


Рис. 3. – Методика расчета НДС камеры ЖРД разгонного блока

Вначале производится расчет теплового состояния стенки камеры ЖРД, вычисляются значения температуры конструкции в каждом узле расчетной сетки, составляются файлы с распределениями температуры вдоль осевой и радиальной координат. На втором этапе алгоритма строится сетка для расчета на прочность, в общем случае узлы последней не совпадают с узлами тепловой расчетной сетки. Это учитывается при реализации пункта 3, в частности, поля температур представляются в полиномиальном виде, либо аппроксимируются кусочными функциями.

После ввода исходных данных и задания условий термомеханического нагружения выполняется расчет НДС камеры ЖРД разгонного блока после первого включения. В случае наличия деформаций конструкции производится корректировка трехмерной модели камеры, затем рассчитывается тепловое поле после второго включения, строится расчетная сетка и т.д. по аналогии с ранее описанным алгоритмом. При переходе к n -ому включению пункты 1 – 4 алгоритма повторяются.

Общий вид расчетной сетки, включающей в себя 2793791 узел с ячейкой в виде четырехугольника, и модель камеры, на которой производилась апробация описанной выше методики, приведены на рис. 4.

В процессе построения описываемых ниже моделей использовались пакеты Solid Works 2013, Catia V5R21, Kompas 3D v.13, Ansys Workbench v. 14. Перенос файлов модели между программами осуществлялся через расширения файлов *.stp, *.igs, *.anf.

Отдельно отметим некоторые особенности твердотельных моделей для термopрочностных и газодинамических расчетов. В частности при выполнении исследований напряженно-деформированного состояния стенки камеры геометрия модели совпадает с фактической геометрией детали, указанной на чертеже с учетом литейных и иных радиусов и уклонов. Для газодинамических расчетов принципиальное значение имеют внутренние контуры детали, с которыми непосредственно взаимодействует высокотемпературный поток. Модель в данном случае получается путем логического вычитания из общего тела собственно геометрии детали, в результате чего остаются очертания только внутренних полостей.

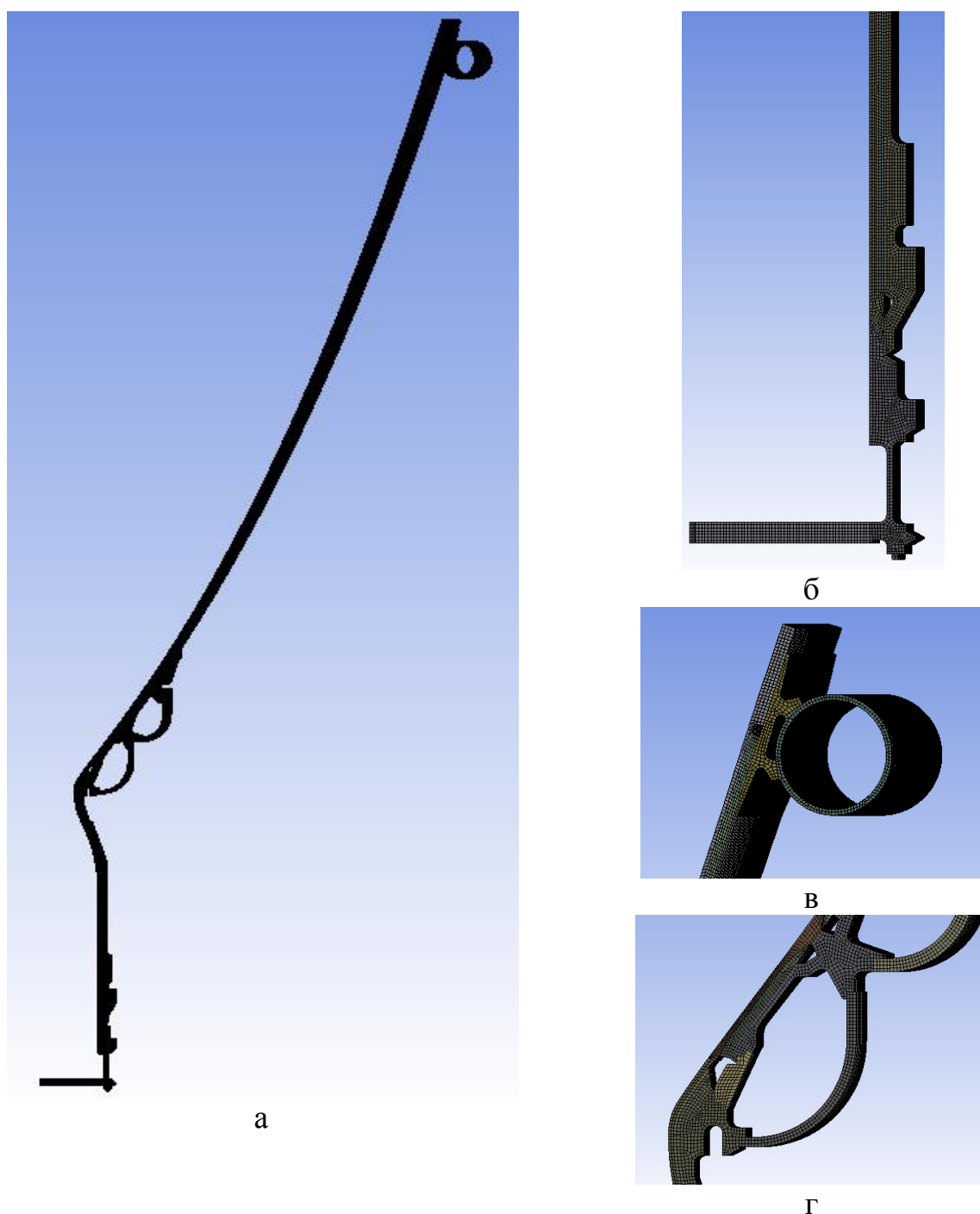


Рис. 4 – Общий вид расчетной сетки осесимметричной модели: а – профиль камеры двигателя; б – область форсуночной головки; в – коллектор отвода охладителя; г – область подвода охладителя

Расчетные исследования рабочего процесса и теплового состояния стенки камеры ЖРД разгонного блока проводились при следующих условиях:

- давление в камере сгорания $p_k = 8$ МПа;
- коэффициент избытка окислителя $\alpha = 0,9$;
- расход СПГ в рубашку охлаждения $\dot{m}_{\text{охл}} = 2,92$ кг/с;
- суммарный расход топлива в камеру сгорания $\dot{m}_f = 13,22$ кг/с;

- время включения $t_{\text{вкл}} = 100$ с;
- время паузы между включениями $t_{\text{п}} = 10$ с.

На рис. 5 приведены распределения температур внутренней (огневой) и наружной поверхностей стенки двигателя по его длине на стационарном режиме при первом и втором полетных включениях. Полученные зависимости температур совпадают на входной и транзвуковой секциях сопла. На участке от 0,45 м до среза сопла с каждым последующим полетным включением происходит повышение температуры стенки, что указывает на аккумуляцию тепла этой частью конструкции. При этом температура стенки на срезе сопла при 2-ом полетном включении увеличивается примерно на 10 градусов по сравнению с температурой стенки на срезе сопла при 1-ом полетном включении. Так как в области максимальных температур конструкции двигателя не происходит накопления тепла в процессе нескольких включений, можно предположить, что температура конструкции двигателя не превысит допустимую при последующих полетных включениях.

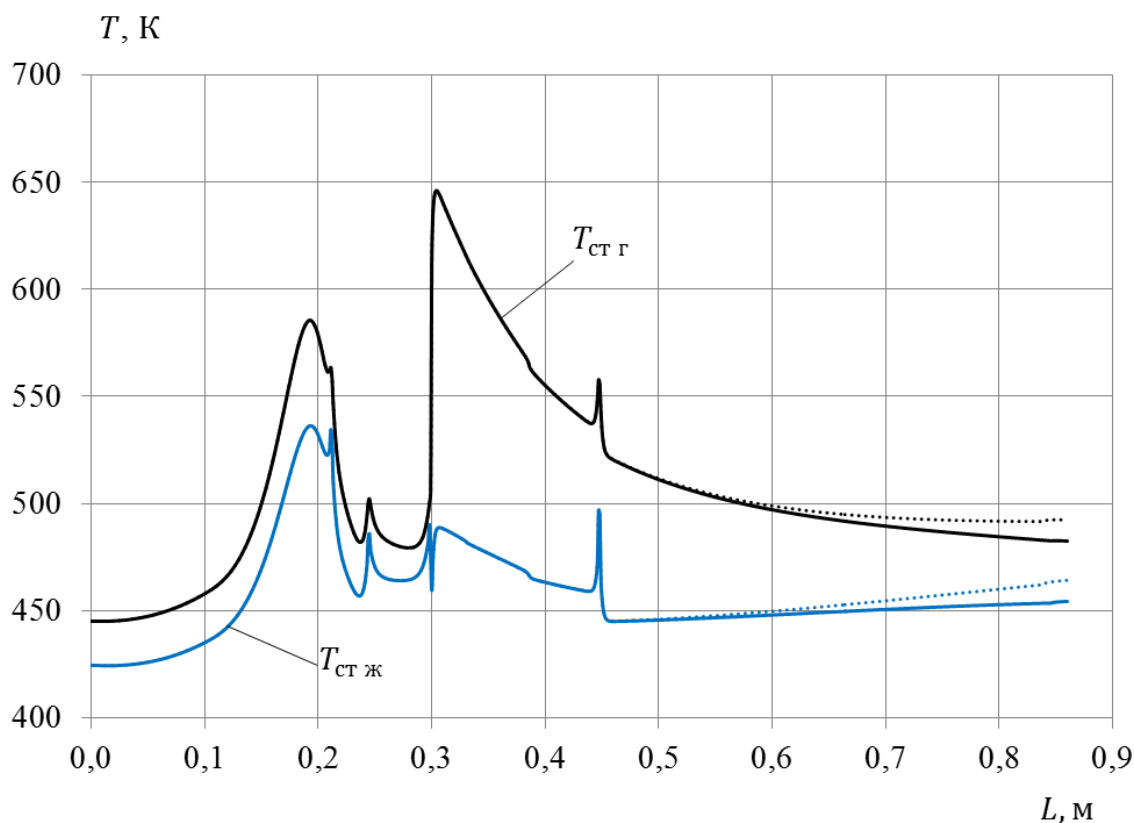


Рис. 5 – Распределение температуры внутренней и наружной стенок по длине камеры двигателя (с пристенком)

— — 1-ое включение, — 2-ое включение

С учетом полученных температурных полей при формулировке дополнительных исходных данных расчёта оболочки камеры сгорания ЖРД конкретизируем поверхность закрепления (рис. 6). При этом примем, что запрещены только осевые перемещения. Радиальные перемещения воспринимаются узлом качания, т.е. ограничения отсутствуют.

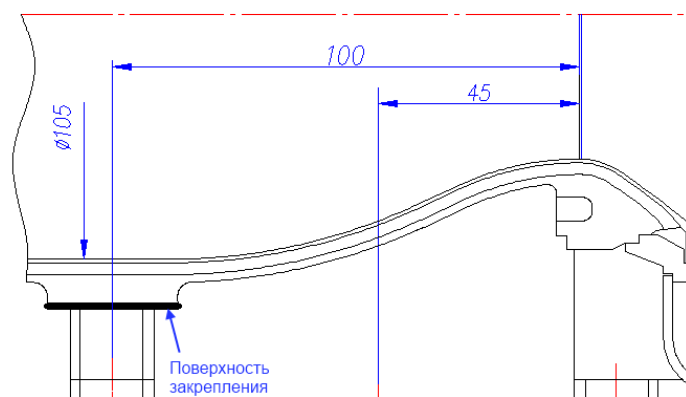


Рис. 6 – Поверхность закрепления камеры

При решении осесимметричной задачи были использованы следующие упрощающие предположения.

1. Жесткость подводящих патрубков не учитывается (данное упрощение позволяет использовать для расчёта перемещений оболочки собственно осесимметричную модель).
2. При расчёте температурных деформаций считалось, что конструкция камеры была собрана при 20⁰С.
3. Каналы подвода охлаждающего компонента не моделируются, а их геометрия и масса «рассосредотачиваются», то есть неоднородная по толщине и окружному направлению реальная конструкция моделируется как сплошная однородная анизотропная оболочка.

Коэффициенты анизотропии рассчитывались из условия эквивалентной жесткости оболочки на растяжение-сжатие и изгиб в радиальном и окружном направлениях.

Решение осуществлялось методом конечных элементов, при этом программный код тепловой задачи реализован с использованием пакета Delphi XE3, поле напряжений и деформаций получено в комплексе ANSYS Mechanical.

Остановимся подробнее на результатах расчета для осесимметричной модели камеры ЖРД. В данном случае принципиальным моментом является учет многократности ее включения. Для сравнения на рис. 7, 8 приведены радиальные перемещения на стационарном режиме работы для двух последовательных включений. Анализ показывает, что отличия в абсолютных значениях перемещений в данном случае составляют величину менее 0,7 %. Зоны пластических деформаций вдоль осевых и радиальных координат не распространяются. Однако достоверная оценка циклической прочности конструкции в данном случае затруднительна и может быть проведена при наличии дополнительных экспериментальных данных о свойствах материала. Разработанный алгоритм позволяет реализо-

вать циклический расчет конструкции. Следует отдельно отметить, что поскольку температурные поля для первого и второго включений так же практически подобны (см. рис. 5, отличия составляют не более 7 К), то дальнейший расчет НДС выполнен преимущественно для первого включения.

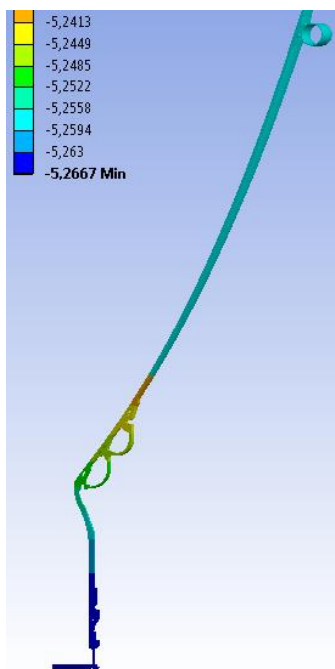


Рис. 7 – Радиальные перемещения на стационарном режиме, м (первое включение)

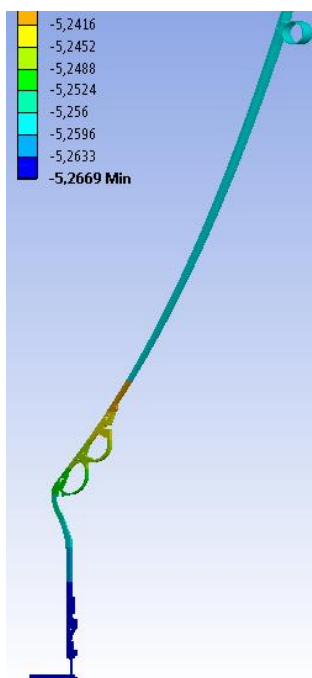


Рис. 8 – Радиальные перемещения на стационарном режиме, м (второе включение)

Радиальные и осевые перемещения конструкции для стационарного режима работы показаны на рис. 8 и рис. 9 соответственно.

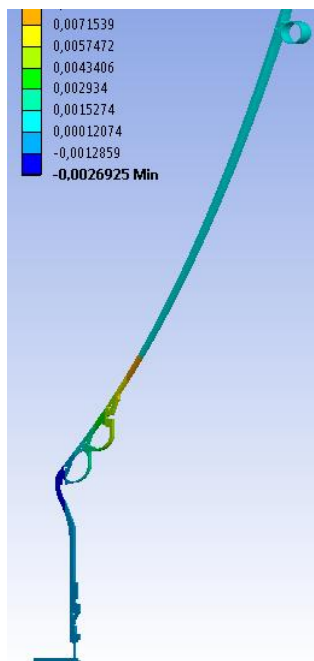


Рис. 9 – Осевые перемещения на стационарном режиме, м

Анализируя данные, приведенные на рис. 7 – 9, можно отметить следующее. Для конструкции, локализованной непосредственно возле стыка А (рис. 1), наибольшее значение (6,85 %) эквивалентных пластических деформации достигается в районе сварного шва. Остаточные эквивалентные пластические деформации по Мизесу в месте стыка равны 2,15%.

Этот результат закономерен, поскольку градиент температуры в районе стыка медного и стального участков огневой стенки камеры в сверхзвуковой части сопла довольно существенен: температура стенки на участке с 295 мм до 300 мм (координата по оси сопла) меняется на величину ~ 160 К.

Эквивалентные напряжения по Мизесу в районе сварного шва в стыке на стационарном режиме для материала камеры БрХ0,8 составляют в среднем ~ 58 МПа, а для материала проставки сопла ХН60ВТ составляют в среднем ~ 573 МПа.

Причиной пластических деформаций в стыке, по-видимому, являются температурные градиенты, вызванные тем, что коэффициент теплопроводности материала огневой стенки БрХ0,8 выше, чем у материала внутренней проставки сопла ХН60ВТ в 11...20 раз. Поэтому снижение пластических деформаций возможно за счет уменьшения упомянутого градиента температур (использования материалов с соизмеримыми коэффициентами теплопроводности и линейного расширения), снижения температуры внутренней оболочки или замены её материала на материал с увеличенным пределом текучести.

В стыке Б (рис. 1) пластические деформации по Мизесу достигали 8,5% на стационарном режиме; остаточные деформации – 3,1%, что является допустимым для ЖРД данного класса.

Резюмируя результаты выполненных работ можно сделать следующие выводы.

Разработана методика расчета НДС камеры ЖРД разгонного блока, позволяющая внедрить результаты расчета характеристик рабочего процесса и теплового состояния конструкции, полученные по программам авторской разработки, в комплекс Ansys, а также учесть возможную многократность включения двигательной установки.

Апробация расчетной методики на модельной камере кислород-метанового ЖРД показала незначительное отличие температурного поля между первым и вторым включениями ДУ. В частности на до- и транзвуковой секциях сопла температурные поля, построенные вдоль оси камеры совпадают, однако температура огневой стенки на срезе сопла при 2-ом полетном включении увеличивается примерно на 10 градусов по сравнению с 1-м включением. Наблюдаются локальные зоны пластической деформации. При этом размеры камеры двигателя практически не меняются, в частности максимальная величина осевых перемещений в сечениях стыков А и Б составляет ~ 0,6% начального радиуса КС, радиальные перемещения сопла ~ 1,4% радиуса его среза.

Выполненный объем расчетных исследований позволяет рекомендовать настоящую методику для оценки напряженно-деформированного состояния участков камеры кислородно-углеводородных ЖРД с целью повышения надежности и снижения массы ДУ.

Список литературы

1. Комплексное расчетно-экспериментальное исследование и прогнозирование эффективности параметров рабочего процесса в камерах сгорания и газогенераторах кислород-углеводородных ЖРД многократного использования и многократного включения. Разработка методики и проведение термпрочностного расчета камеры сгорания РДМТ при работе двигателя в импульсном режиме: Отчёт о НИР / МГТУ им. Н.Э. Баумана; Рук. Д.А. Ягодников.- Инв. № Э1/012-06. - М., 2012. – 151 с.
2. Буркальцев В.А., Лапицкий В.И., Новиков А.В., Ягодников Д.А. Математическая модель и расчёт характеристик рабочего процесса в камере сгорания ЖРД малой тяги на компонентах топлива метан-кислород. Вестник МГТУ. Серия Машиностроение. Специальный выпуск «Теория и практика современного двигателестроения», 2004. С. 8-17.
3. Ворожеева О.А., Ягодников Д.А. Математическая модель и расчетные исследования теплового состояния стенки камеры сгорания РДМТ на газообразном топливе кислород-метан в импульсном режиме работы // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2013. № 7. С. 11-20.