

## Использование метода подконструкций для термopочностного расчета камеры жидкостного ракетного двигателя

© С.С. Гаврюшин<sup>1</sup>, Е.Е. Красновский<sup>1</sup>, О.В. Короткая<sup>1</sup>,  
П.П. Стриженко<sup>2</sup>, Р.Э. Катков<sup>2</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва 105005, Россия

<sup>2</sup> РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королёв, Московская область, 141070, Россия

*Изложена методика конечно-элементного анализа напряженно-деформированного состояния камеры сгорания и сопловой части перспективного жидкостного ракетного двигателя. Рассмотрено циклическое нагружение конструкции на трех режимах работы. Исследование проведено в среде программного комплекса ANSYS. При составлении расчетной схемы применен метод подконструкций и учтено свойство циклической симметрии, что позволило существенно уменьшить размерность рассматриваемой задачи. По результатам расчета определены зоны появления пластических деформаций, критических с точки зрения малоциклового усталости конструкции. Предложенная методика и созданные численные модели прошли практическую апробацию.*

**Ключевые слова:** метод конечных элементов, математическое моделирование, подконструкция, циклическая симметрия, напряженно-деформированное состояние, насадок радиационного охлаждения, сопло, камера сгорания, жидкостный ракетный двигатель.

**Введение.** В настоящее время на рынке космических пусковых услуг наиболее динамично развивается сектор доставки космических аппаратов на околоземные орбиты. Наибольшее число космических аппаратов выведено на эти орбиты космическими ракетными разгонными блоками типа ДМ — надежными космическими буксирами, созданными в Ракетно-космической корпорации «Энергия» имени С.П. Королева и применяемыми совместно с трехступенчатой ракетой-носителем «Протон» и двухступенчатой ракетой-носителем «Зенит-2S» ракетно-космического комплекса «Морской старт».

Для успешной конкуренции на рынке космических услуг требуется модернизация старых и создание новых разгонных блоков. Важными элементами, определяющими работоспособность конструкции разгонного блока, являются камера сгорания и сопловая часть жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), анализ прочностных характеристик которых рассмотрен в настоящей работе.

**Принципиальная схема расчета.** Для проведения термopочностного анализа камеры сгорания и сопловой части ЖРД (рис. 1) ис-

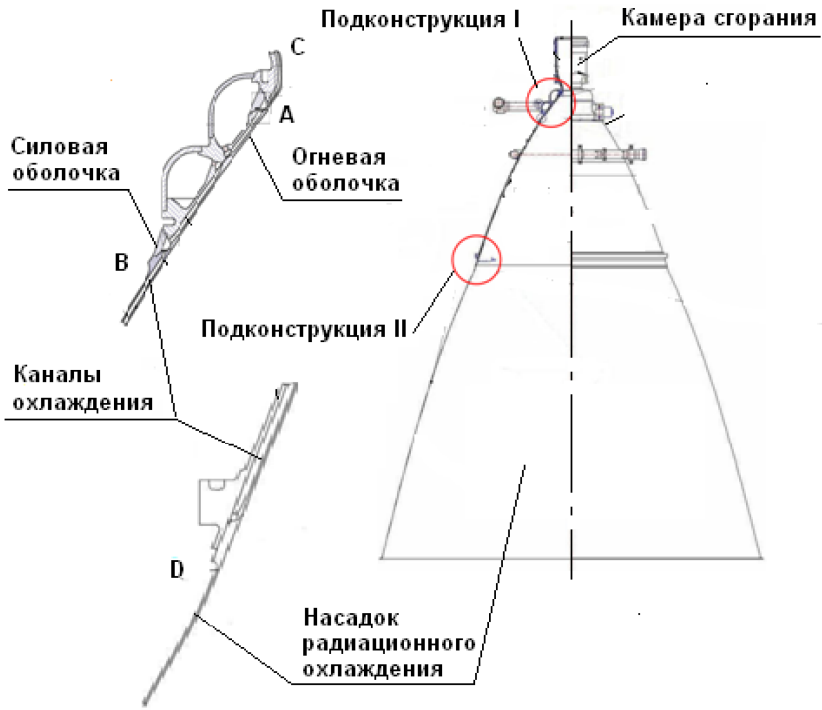


Рис. 1. Общая схема камеры сгорания и сопловой части ЖРД

пользуется численное моделирование методом конечных элементов [1–4].

Охлаждаемую часть конструкции можно представить как тонкостенную трехслойную оболочку, состоящую из огневой и силовой оболочек, между которыми расположены спиральные каналы охлаждения, характеризующиеся переменным углом наклона к вертикальной оси. Осевая симметрия конструкции нарушается наличием упомянутых каналов, а также подводящих патрубков. Насадок радиационного охлаждения представляет собой однослойную осесимметричную оболочку.

Условиями эксплуатации конструкции предусмотрено наличие до семи циклов нагружения. В пределах каждого цикла конструкция работает в трех режимах: запуска, стационарном, предпусковом. Газодинамическая задача и задача термпрочностного расчета рассматривались как несвязанные. Законы распределения температуры и давления во времени вдоль меридиана огневой стенки для каждого режима предполагались известными и определялись из решения соответствующей газодинамической задачи.

Предварительные расчеты и экспериментальные исследования позволили выявить критические зоны конструкции (см. рис. 1):

- область входных коллекторов в сверхзвуковой части сопла и стык развальцованной оболочки камеры со сверхзвуковой частью сопла (I–A);
- стык медного и стального участков огневой стенки камеры в сверхзвуковой части сопла (I–B);
- тракт охлаждения в области критического сечения (I–C);
- стык сопловой охлаждаемой части с насадком радиационного охлаждения (II–D).

Вопросам термopочностного расчета аналогичных конструкций посвящено значительное число работ [5–10], однако проблема по-прежнему остается актуальной в силу усложнения конструкции и совершенствования вычислительных методов. Уточненный анализ проводился в среде конечно-элементного программного комплекса ANSYS [11, 12].

Авторы столкнулись с необходимостью детального прочностного анализа весьма сложной трехмерной конструкции, для которой прямая конечно-элементная аппроксимация оказалась практически нереализуемой в силу большой размерности задачи и необходимости учета физически нелинейных свойств материалов. Существенную трудность представляла проблема численной реализации циклического процесса нагружения с учетом трех режимов работы ЖРД в пределах каждого цикла.

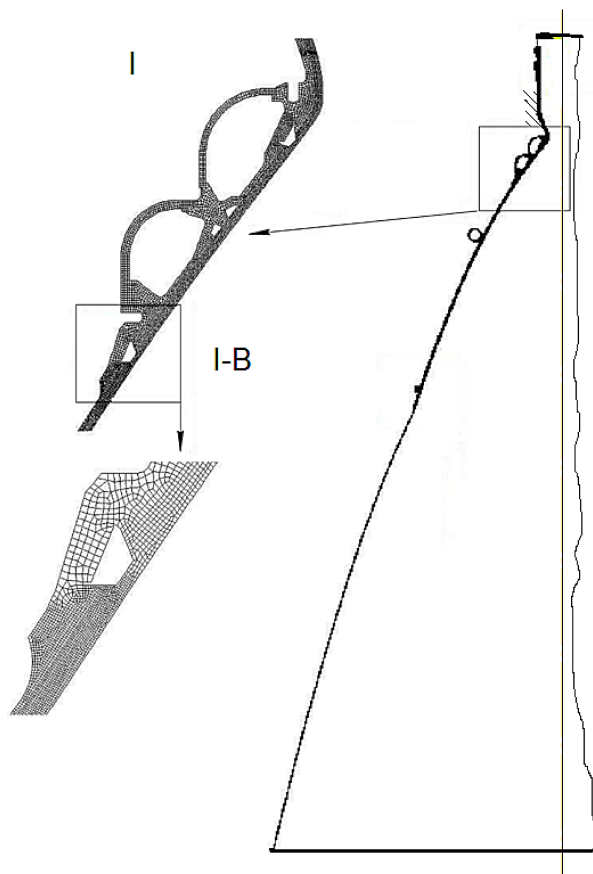
Для преодоления проблемы размерности задачи было решено использовать метод подконструкций и провести моделирование конструкции камеры с использованием упрощенной расчетной схемы осесимметричной конструктивно-анизотропной оболочки [13, 14]. Суть приема заключается в том, что охлаждающие каналы как бы размазываются по толщине и окружному направлению, что позволяет представить оболочку как сплошную. Тепловой расчет и расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) оболочки рассматривались как несвязанные задачи. Жесткость подводющих патрубков не учитывалась. Коэффициенты анизотропии определяли из условия эквивалентной жесткости оболочки на растяжение — сжатие и на изгиб в радиальном и окружном направлениях.

Известно, что подобное упрощение позволяет достаточно точно оценить жесткостные характеристики конструкции, но не позволяет адекватно проанализировать возникающие в конструкции напряжения. Проблема была успешно разрешена с помощью метода подконструкций при использовании следующей расчетной схемы. Каждый цикл разбивали на два этапа. На первом этапе по упрощенной осесимметричной конечно-элементной модели рассчитывали НДС камеры и определяли узловые перемещения по границам подконструкций I и II (см. рис. 1). На втором этапе найденные перемеще-

ния использовали в качестве граничных условий для нелинейного расчета детально проработанной реалистичной трехмерной модели подконструкции. Кинематические граничные условия дополняли результатами решения стационарной задачи теплопроводности, что позволяло достоверно оценить напряженное состояние в критических зонах подконструкции. При расчетах кривые упругопластического деформирования используемых материалов и зависимости физико-механических свойств материалов от температуры задавали в табличном виде. Нелинейный расчет на втором этапе проводили методом продолжения решения по параметру нагрузки [15]. Задачу решали в квазистатической постановке. Предполагалось, что при переходе от одного режима к последующему параметры нагрузки изменяются по линейному закону, двухэтапную схему расчета повторяли. Вначале решали осесимметричную задачу, а затем анализировали подконструкции. При решении осесимметричной задачи предполагалось, что появившиеся в критических зонах пластические деформации несущественно влияют на поведение осесимметричной конструктивно-анизотропной оболочки и осесимметричную задачу допустимо решать в предположении упругого поведения. Что же касается подконструкции, то для нее дальнейший расчет проводили с учетом упругопластических деформаций, накопленных на предыдущих этапах.

При анализе подконструкций учитывались условия циклической симметрии, определяемые повторяемостью картины расположения охлаждающих каналов в окружном направлении. Это позволило моделировать не всю подконструкцию, а только ее периодически повторяющуюся часть в виде сектора. В предположении справедливости принципа Сен-Венана меридиональные границы подконструкции располагали на достаточном расстоянии от критических сечений.

**Этап расчета по упрощенной осесимметричной расчетной схеме.** Поскольку наличие охлаждающих каналов в стенке изделия нарушает осевую симметрию конструкции, использовали прием замены реальной конструкции конструктивно-анизотропной сплошной моделью. Конструктивно неоднородную по толщине и окружному направлению реальную конструкцию моделировали как сплошную однородную анизотропную оболочку. Коэффициенты анизотропии рассчитывали из условия эквивалентной жесткости оболочки на растяжение — сжатие и на изгиб в радиальном и окружном направлениях. Предположение о том, что стационарная задача теплопроводности и теплопрочностная задача не связаны, позволило проводить решение последовательно. Для решения задачи теплопроводности применяли изопараметрический восьмиузло-



**Рис. 2.** Конечно-элементная модель осесимметричной конструктивно-анизотропной оболочки

вой конечный элемент PLANE77 [11]. Конечно-элементная модель оболочки камеры содержала 30 327 элементов и насчитывала 101 439 узлов (рис. 2).

В результате расчета получено распределение температур по всей конструкции, которое использовалось при решении прочностной задачи. Расчет НДС проводили по соотношениям осесимметричной задачи механики деформируемого твердого тела с использованием изопараметрического восьмиузлового элемента PLANE82. Полученные в результате расчета по осесимметричной модели перемещения в конструкции использовали для задания кинематических граничных условий при проведении трехмерных расчетов НДС подконструкций.

Отметим, что упрощенная осесимметричная модель в работах [5, 8] использовалась для оценочного расчета несущей способности оболочки. Расчетная схема имела вид кольца, вырезанного из цилиндрической оболочки камеры. Расчет проводился в предположении од-

ноосного напряженного состояния, осевые температурные удлинения и осевая сила не учитывались. Механические свойства материалов наружной и внутренней стенок определяются их средними рабочими температурами. Оболочка рассматривалась как составной тонкостенный сосуд, находящийся под высоким давлением. Связи между оболочками предполагались жесткими и настолько частыми, что их можно было заменить однородным слоем. При таком подходе можно провести приближенный общий расчет, отвлекаясь от особенностей поведения оболочек в окрестности местных связей. Модель позволяла оценить усредненные окружные напряжения в стенках оболочки и контактное давление на стенки оболочки. Однако детальный расчет конструкции по такой схеме невозможен. Двухэтапная схема расчета, предложенная в настоящей работе, позволяет решить эту задачу.

**Этап расчета подконструкций.** На втором этапе расчета исследовалось НДС подконструкции с использованием детальных трехмерных моделей, учитывающих реальную геометрию изделия (рис. 3 и 4).

Принятие условий циклической симметрии позволило ограничиться расчетом только части конструкции в виде сектора, отражающей реальную геометрию изделия.

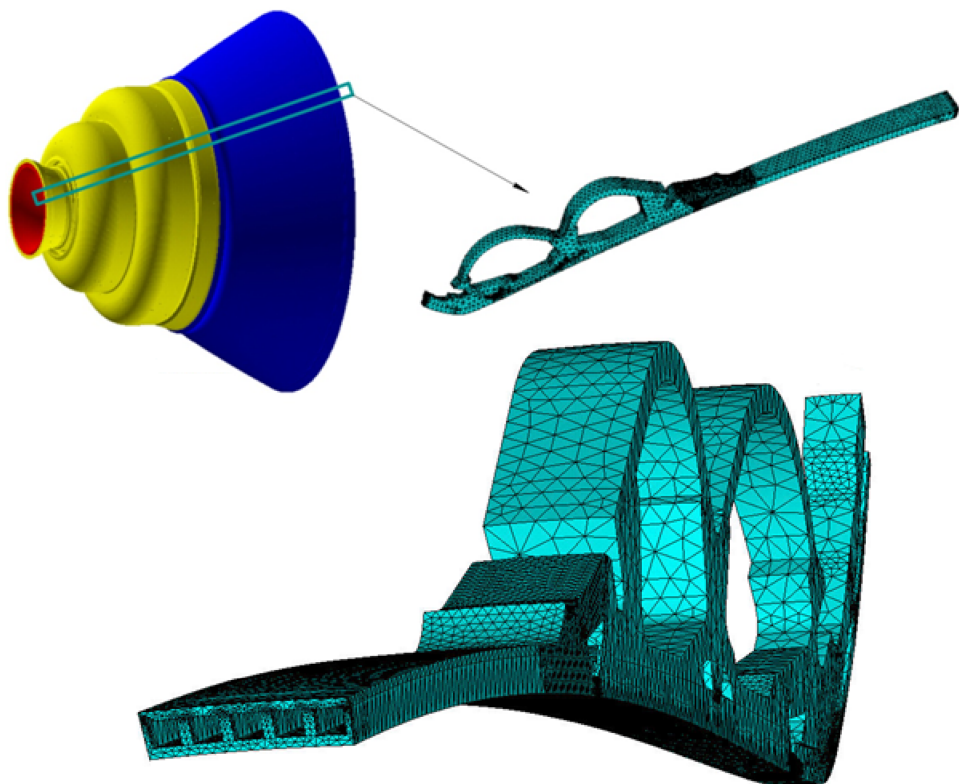


Рис. 3. Конечно-элементная модель подконструкции I

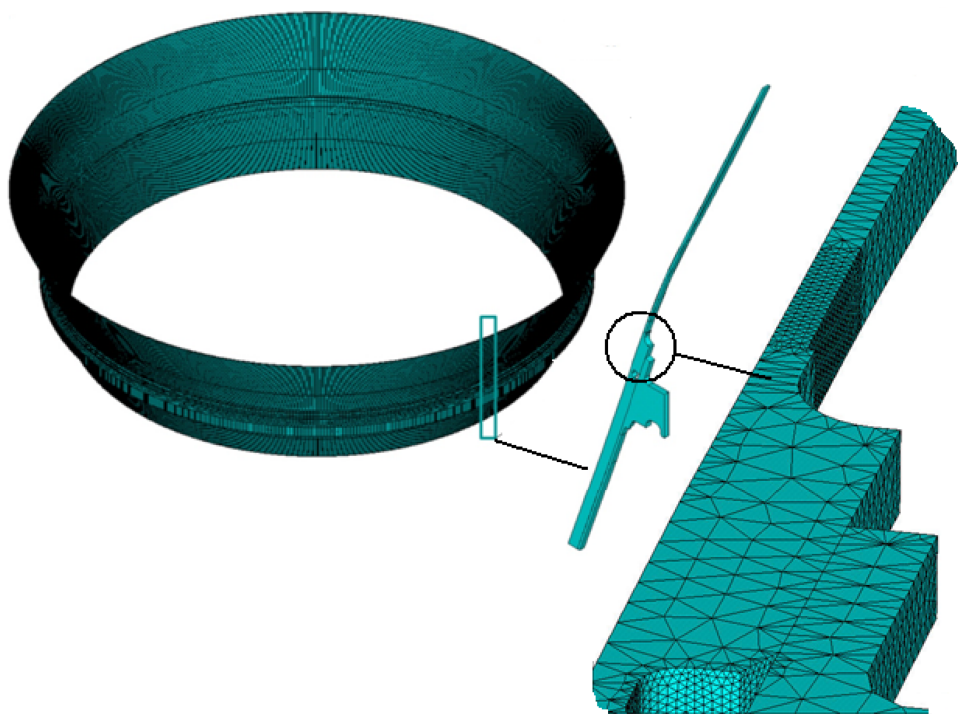


Рис. 4. Конечно-элементная модель подконструкции II

По результатам расчета осесимметричной модели, проведенного на первом этапе, определяли общую картину деформирования конструкции. Полученные значения узловых перемещений использовали в качестве кинематических граничных условий на границах подконструкции. Поскольку узлов в детализированной трехмерной модели больше, чем в осесимметричной модели, для нахождения значений в промежуточных узлах использовали интерполяцию.

Для подконструкции I анализировали три критические зоны: стык медного и стального участков огневой стенки камеры в сверхзвуковой части сопла (I–A), стык развальцованной оболочки камеры со сверхзвуковой частью сопла (I–B) и тракт охлаждения в области критического сечения (I–C).

Конечно-элементная модель подконструкции I состоит из 142 601 узла и 88 960 элементов — тетраэдров второго порядка (см. рис. 3). Проведенные расчеты показали, что в области сварного шва в стыке на стационарном режиме возникают эквивалентные пластические деформации, превышающие значение 5 %. Остаточные эквивалентные пластические деформации по Мизесу [16, 17] в месте стыка превышают 3 %.

Эквивалентные напряжения по Мизесу в области сварного шва в стыке на стационарном режиме составляют в среднем порядка 40 % от предела прочности материала камеры, а для материала проставки сопла превышают 60 % от его предела прочности. Недостаточность экспериментальных данных о циклической долговечности материалов конструкции не позволяет сделать достоверное заключение о степени опасности остаточных напряжений и деформаций в месте стыка охлаждаемой части с насадком радиационного охлаждения. Основной причиной появления значительных пластических деформаций является высокий температурный градиент, вызванный существенным (на порядок) различием коэффициентов теплопроводности материала огневой стенки и материала внутренней проставки сопла. Для уменьшения пластических деформаций рекомендуется рассмотреть возможность замены материала огневой стенки сопла материалом с более высоким коэффициентом теплопроводности.

Причиной значительных пластических деформаций в ребрах охлаждения также представляются температурные градиенты. Для возможного уменьшения пластических деформаций в области стыка развальцованной оболочки камеры со сверхзвуковой частью сопла рекомендуется рассмотреть вопрос об использовании материала с более высоким пределом текучести, а также возможность изменения геометрии канала для снижения температуры внутренней оболочки и (или) уменьшения градиентов температур.

Оценка циклической прочности конструкции [18, 19] может быть проведена при наличии дополнительных экспериментальных данных о свойствах материала, поскольку разработанный алгоритм позволяет реализовать расчет конструкции при циклически изменяющихся нагрузках.

Рассмотрим подробнее расчет стыка сопловой охлаждаемой части с насадком радиационного охлаждения (подконструкция П–D). Для подконструкции П последовательно решали две задачи: стационарную задачу теплопроводности и задачу расчета НДС. Для решения задачи теплопроводности применяли десятиузловой тетраэдральный конечный элемент SOLID87 с одной степенью свободы в каждом узле — температурой. Конечно-элементная модель содержала 68 495 узлов и 36 704 элементов — тетраэдров второго порядка (см. рис. 4).

Для решения прочностной задачи применяли SOLID187 — десятиузловой объемный элемент с тремя степенями свободы в каждом узле (см. рис. 1). Расчет проводили последовательно на каждом из трех режимов с учетом предварительно достигнутого НДС.

Результаты расчета НДС для критических зон подконструкций представлены в таблице.



Подконструкция	Критическая зона	Эквивалентные напряжения по Мизесу (в процентах от предела прочности материала при стационарном режиме)	Остаточные эквивалентные пластические деформации по Мизесу, %
I-A	Стык развальцованной оболочки камеры со сверхзвуковой частью сопла	76	4,1
I-B	Стык медного и стального участков огневой стенки камеры в сверхзвуковой части сопла	42 — для материала камеры, 64 — для материала проставки	3,3
I-C	Тракт охлаждения в области критического сечения	55	0,4
II-D	Стык сопловой охлаждаемой части с насадком радиационного охлаждения	54 — для материала камеры, 45 — для материала сопла	0,3...0,4

### Выводы и рекомендации.

1. Предложена конечно-элементная методика расчета напряженно-деформированного состояния камеры сгорания и сопловой части перспективного жидкостного ракетного двигателя при циклическом нагружении конструкции на трех режимах работы.

2. Показана возможность существенного снижения размерности конечно-элементной аппроксимации сложной конструкции на основе применения метода подконструкций и учета циклической симметрии.

3. Изложен алгоритм расчета, пригодный для исследования процесса нелинейного деформирования конструкции при циклически изменяющейся нагрузке, позволяющий учесть историю нагружения.

4. Для рассмотренной конструкции определены зоны появления пластических деформаций, критических с точки зрения малоциклового усталости. Предложены рекомендации по совершенствованию конструкции.

### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Зенкевич О.К. *Метод конечных элементов в технике*. Москва, Мир, 1975, 541 с.
- [2] Bathe K.-J. *Finite Element Procedures in Engineering Analysis*. New Jersey, Prentice-Hall, 1982, p. 735.
- [3] Шабров Н.Н. *Метод конечных элементов в расчетах деталей тепловых двигателей*. Ленинград, Машиностроение, 1983, 212 с.

- [4] Гаврюшин С.С., Барышникова О.О., Борискин О.Ф. *Численные методы в динамике и прочности машин*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012, 492 с.
- [5] Балабух Л.И., Алфутов Н.А., Усюкин В.И. *Строительная механика ракет*. Москва, Высшая школа, 1984, 320 с.
- [6] Оболенский Е.П., Сахаров Б.И., Сибиряков В.А. *Прочность летательных аппаратов и их агрегатов*. Москва, Машиностроение, 1995, 504 с.
- [7] Мишин В.П., ред. *Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1991, 416 с.
- [8] Феодосьев В.И. *Прочность теплонапряженных узлов жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Оборонгиз, 1963, 212 с.
- [9] Феодосьев В.И. *Основы техники ракетного полета*. Москва, Наука, 1979, 496 с.
- [10] Усюкин В.И. *Строительная механика конструкций космической техники*. Москва, Машиностроение, 1988, 392 с.
- [11] Каплун А.Б., Морозов Е.М., Олферьева М.А. *ANSYS в руках инженера. Практическое руководство*. Москва, Едиториал УРСС, 2003, 272 с.
- [12] Морозов Е.М., Музеймек А.Ю., Шадский А.С. *ANSYS в руках инженера. Механика разрушения*. Москва, ЛЕНАНД, 2008, 456 с.
- [13] Бидерман В.Л. *Механика тонкостенных конструкций*. Москва, Машиностроение, 1977, 488 с.
- [14] Пономарев С. Д., Андреева Л. Е. *Расчет упругих элементов машин и приборов*. Москва, Машиностроение, 1980, 327 с.
- [15] Гаврюшин С.С. Численное моделирование и анализ процессов нелинейного деформирования гибких оболочек. *Изв. РАН. Механика твердого тела*, 1994, № 1, с. 109–119.
- [16] Феодосьев В.И. *Сопrotивление материалов*. 10-е изд. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999, 592с.
- [17] Малинин Н.Н. *Прикладная теория пластичности и ползучести*. Москва, Машиностроение, 1975, 400 с.
- [18] Пестриков В.М., Морозов Е.М. *Механика разрушения твердых тел*. Санкт-Петербург, Профессия, 2002, 320 с.
- [19] Махутов Н.А. *Деформационные критерии разрушения и расчет элементов конструкций на прочность*. Москва, Машиностроение, 1981, 272 с.

Статья поступила в редакцию 15.07.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Гаврюшин С.С., Красновский Е.Е., Короткая О.В., Стриженко П.П., Катков Р.Э. Использование метода подконструкций для термopрочностного расчета камеры жидкостного ракетного двигателя. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 4. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/705.html>

**Гаврюшин Сергей Сергеевич** — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Компьютерные системы автоматизации производства» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [gss@bmstu.ru](mailto:gss@bmstu.ru)

**Красновский Евгений Ефимович** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Прикладная математика» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

**Короткая Ольга Владимировна** — студентка МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [kotokaya\\_olga@mail.ru](mailto:kotokaya_olga@mail.ru)

**Стриженко Павел Петрович** — начальник сектора РКК «Энергия» им. С.П. Королева, выпускник МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [strizhenko@gmail.com](mailto:strizhenko@gmail.com)

**Катков Руслан Эдуардович** — ведущий специалист РКК «Энергия» им. С.П. Королева, выпускник МГТУ им. Н.Э. Баумана.