

## Инновационная методика расчета и проектирования камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя

© О.В. Короткая

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Изложена методика математического моделирования, позволяющая выполнять расчеты и проектирование камер сгорания жидкостных ракетных двигателей, минимизируя количество стендовых испытаний. В настоящее время основным способом проверки прочности камер сгорания являются многочисленные огневые испытания. Разработанная методика посредством объединения ряда программных комплексов (ANSYS, pSeven) позволяет не только выполнить поверочный расчет конструкции, но также и спроектировать конструкцию с оптимальными параметрами с учетом заданных критериев. Представлен пошаговый алгоритм действий. Приведены рекомендации для расчета камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя на нескольких режимах его работы в постановке задачи малоциклового усталости. Предложенная методика апробирована при проектировании маршевого двигателя 11Д58МФ.*

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

**Введение.** Для обеспечения надежности проектируемых маршевых двигателей необходим анализ прочностных характеристик сопловой части и камеры сгорания. Охлаждаемая часть конструкции жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) — трехслойная оболочка, состоящая из огневой стенки и силовой оболочки. Между ними по спиральным каналам с переменным углом закручивания протекает охладитель.

Ныне не существует отработанной методики точной оценки прочностных характеристик камеры сгорания и сопловой части ЖРД.

В целях решения проблемы проводят многочисленные дорогостоящие огневые испытания.

В России оценочные расчеты осуществляют, как правило, по методике, предложенной В.И. Феодосьевым [1]. Использование математического моделирования с помощью современного метода конечных элементов (МКЭ) позволяет на этапе проектирования создавать оптимальную конструкцию ЖРД. Такой подход существенно снижает объем экспериментальных исследований и повышает надежность конструкции. Однако реализация МКЭ напрямую — трудновыполнимая задача, поскольку для ее выполнения необходим анализ громоздких конечно-элементных моделей, что приводит к необходимости использования суперкомпьютеров. Вследствие этого применяют традиционные огневые испытания.

Таким образом, приобретает актуальность разработка методики, которая позволила бы свести анализ прочностных характеристик конструкции к решению задач со значительно меньшей размерностью конечно-элементных моделей. Для осуществления этого предлагаем использовать метод подконструкций в комплексе с учетом циклической симметрии [2].

Работы в направлении конечно-элементного моделирования ЖРД проводятся в Германии [3], США [4–6], Индии [7–9], Китае [10]. Несмотря на некоторые успехи зарубежных коллег в использовании МКЭ для расчетов камер сгорания ЖРД, отметим, что точность таких расчетов оставляет желать лучшего.

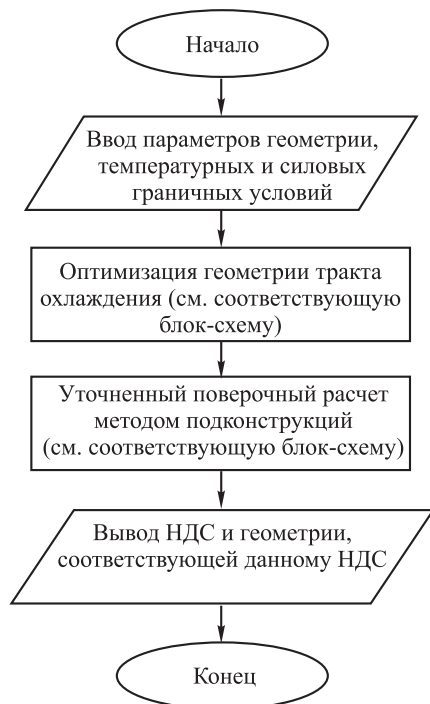
Идеи трехмерных расчетов высказывались еще в 1970-х гг., однако ввиду недостаточных мощностей вычислительной техники возникли сложности при их реализации. В связи с этим в настоящее время при проведении расчетов используют простейшие двумерные модели или сильно упрощенные трехмерные модели, которые не позволяют с необходимой степенью точности оценить напряженно-деформированное состояние (НДС) конструкции. Именно поэтому приходится проводить многочисленные стендовые испытания.

В настоящей статье изложена методика создания оптимальной конструкции, позволяющая с помощью трехмерных конечно-элементных моделей подконструкций [11–21], полностью отражающих реальную геометрию изделия, точно определить НДС маршевого двигателя без проведения огневых испытаний. Предлагаемая методика позволяет также проводить анализ двигателя в постановке задачи малоциклового усталости, т. е. ракетного двигателя многократного использования, где в рамках каждого цикла нагружения предполагается несколько режимов работы двигателя.

**Описание методики.** Проведение расчета на прочность с использованием МКЭ [22] приводит к анализу довольно громоздких конечно-элементных моделей. Учет физически нелинейных свойств материалов, сложность конструкции делают прямую конечно-элементную аппроксимацию практически невозможной. Кроме того, существенные трудности возникают при численной реализации циклического процесса нагружения с учетом нескольких режимов работы в пределах каждого цикла. Не полностью решена проблема оптимизации геометрии тракта охлаждения для повышения прочности камеры сгорания [3].

В связи с этим разработана методика расчета камеры сгорания и сопловой части ЖРД (рис. 1).

Предлагаемая методика состоит из двух последовательно выполняемых шагов: 1) оптимизации геометрии тракта охлаждения; 2) уточненного поверочного расчета с использованием подконструкций. В свою очередь каждый из этих шагов включает в себя несколько этапов.



**Рис. 1.** Блок-схема расчета камеры сгорания и сопловой части жидкостного ракетного двигателя

В настоящее время существуют различные оптимизационные программы. Для оптимизации геометрических параметров тракта охлаждения автор предлагает использовать программный комплекс pSeven (рис. 2, 3).

При выполнении уточненного поверочного расчета для преодоления проблемы большой размерности конечно-элементных моделей задачи предлагается использовать двухэтапную схему (рис. 4).

На первом этапе расчет проводится по упрощенной схеме осесимметричной конструктивно-анизотропной оболочки. Осевую симметрию конструкции нарушают спиральные каналы охлаждения, которые находятся в стенке изделия. Для преодоления сложившейся трудности необходимо заменить реальную конструкцию на конструктивно-анизотропную сплошную оболочку, тогда каналы охлаждения как бы «размажутся» по толщине и окружному направлению.

Такое упрощение позволит с достаточной степенью точности определить значения перемещений в конструкции. Однако точно оценить НДС конструкции с использованием приведенной выше схемы не представляется возможным. Эту проблему можно решить с помощью метода подмоделей (подконструкций), согласно которому меридиональные границы подконструкции располагают на расстоянии от кри-

тических сечений (принцип Сен-Венана). При расчете подконструкций следует учитывать накопленные на предыдущих этапах упругопластические деформации.

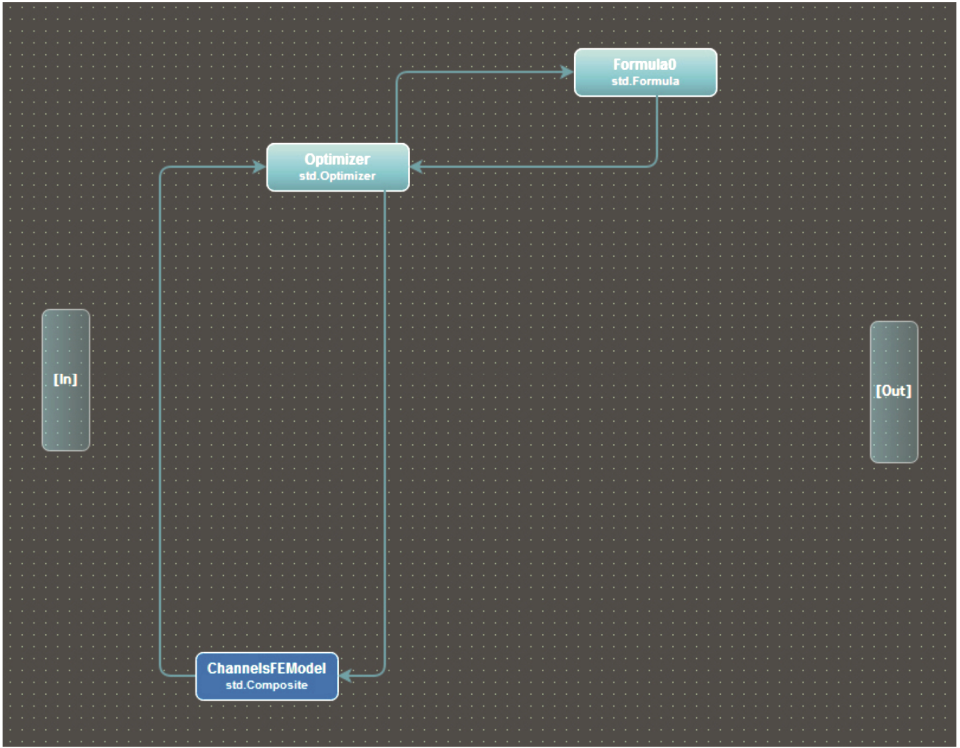


Рис. 2. Блок-схема оптимизационной программы

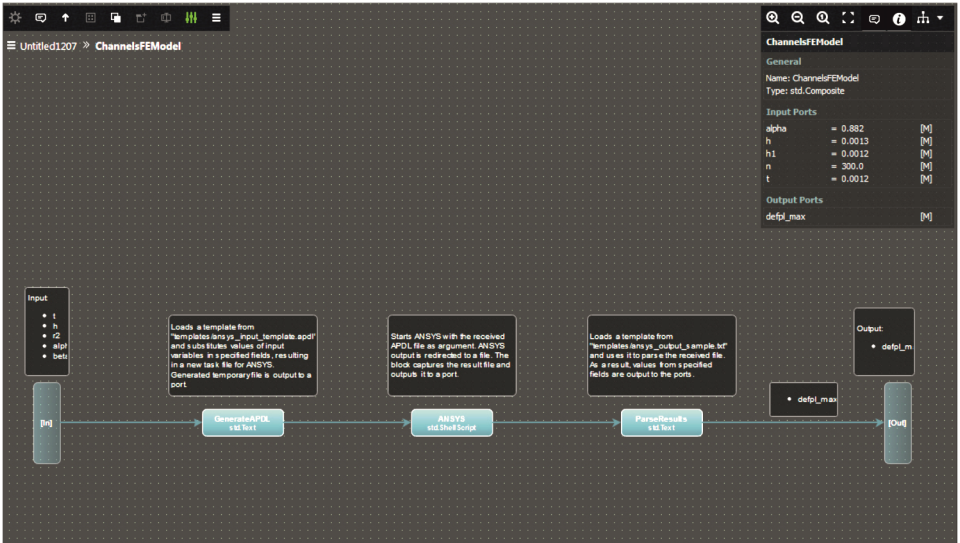


Рис. 3. Блок-схема подпрограммы, интегрирующей ANSYS в оптимизационный цикл

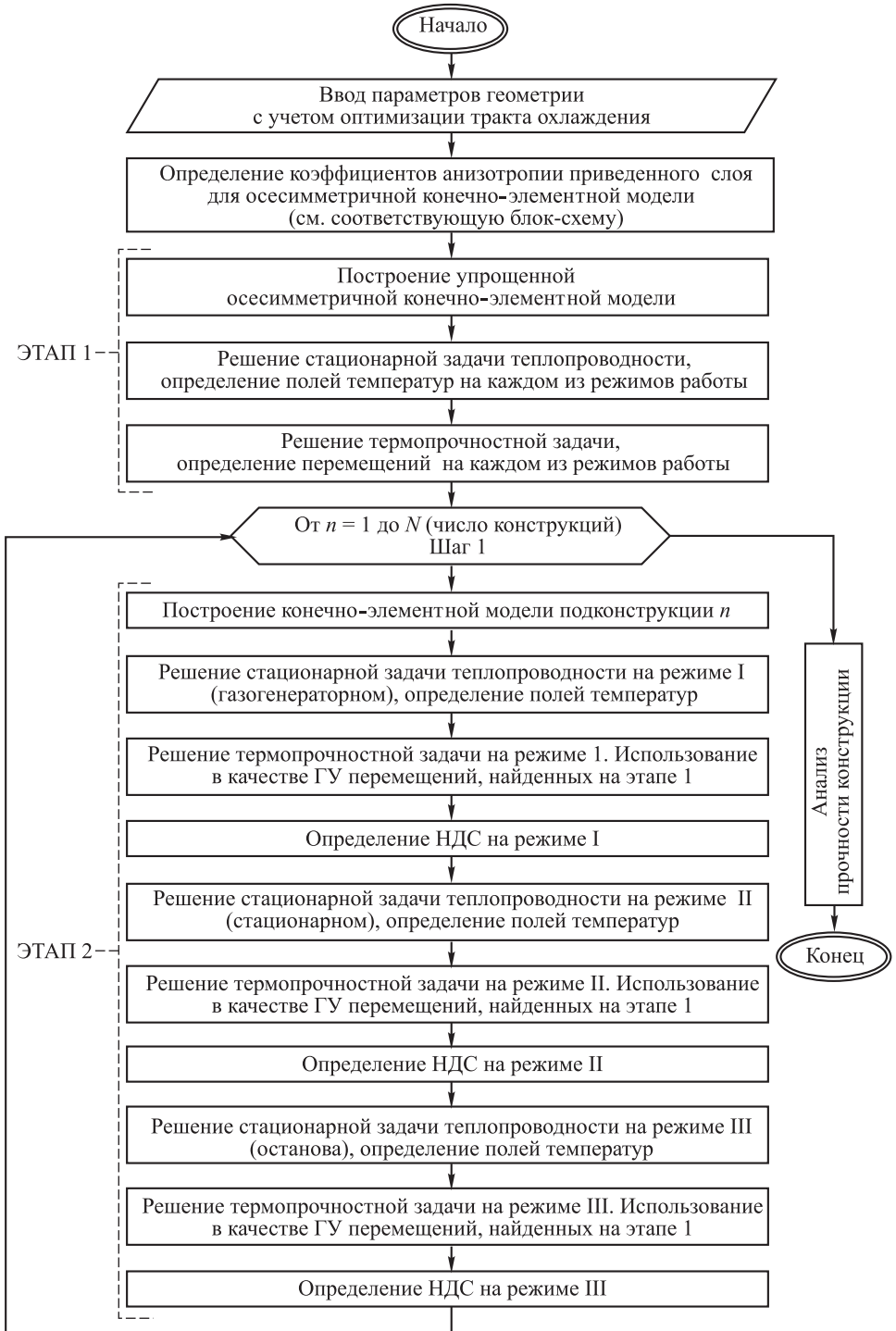


Рис. 4. Блок-схема уточненного поверочного расчета методом подконструкций

Применение условия циклической симметрии позволяет создавать модель не всей конструкции, а только повторяющейся части в виде сектора.

При переходе от одного режима к другому параметры нагрузки изменяются по линейному закону. Двухэтапная схема расчета повторяется.

При анализе подконструкций для описания свойств материалов используется билинейная модель кинематического упрочнения.

**Этап расчета по схеме осесимметричной оболочки.** Как отмечалось выше, вследствие наличия каналов охлаждения нарушается осевая симметрия реальной конструкции. Поэтому вместо неоднородной по толщине и окружному направлению конструкции предлагается моделировать сплошную анизотропную оболочку. Для этого необходимо знать коэффициенты анизотропии. Для их вычисления разработан макрос в среде программного конечно-элементного комплекса ANSYS [23, 24] (рис. 5).

Считая, что стационарная задача теплопроводности и термopрочностная задача не связаны, расчет можно проводить последовательно. По его результату определяют температурное состояние конструкции. Полученные значения температуры применяют для решения прочностной задачи.

Расчет НДС следует проводить по соотношениям осесимметричной задачи механики деформируемого твердого тела.

Расчет по соотношениям осесимметричной модели позволяет определить значения перемещений и использовать их для задания кинематических граничных условий при проведении трехмерных расчетов.

**Этап расчета подконструкций.** На этом этапе создают детально описывающие реальную геометрию трехмерные модели, которые позволяют исследовать НДС подконструкций.

Применение принципа циклической симметрии дает возможность ограничиться расчетом части конструкции в виде сектора.

В результате расчета по соотношениям осесимметричной модели получают значения перемещений в узлах. Их используют в качестве кинематических граничных условий на границах подконструкций. Однако в трехмерной модели узлов значительно больше, чем в осесимметричной. Для нахождения значений перемещений в промежуточных узлах используют интерполяцию.

Для каждой из подконструкций критические зоны, определенные экспериментально и по предварительному расчету, следует анализировать.

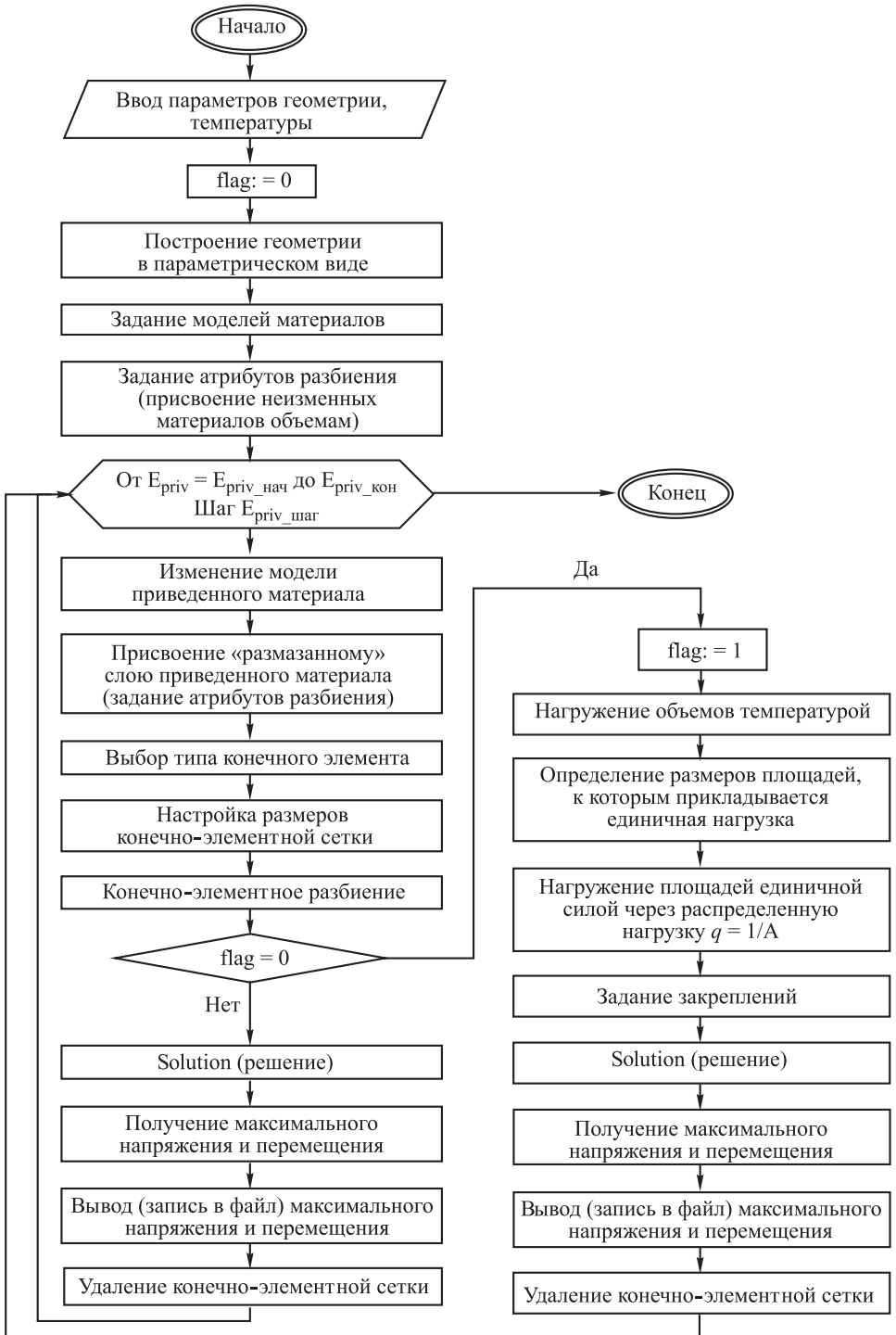


Рис. 5. Блок-схема расчета коэффициентов анизотропии

**Выводы.** Предложен алгоритм проведения термopочностного расчета с использованием метода подконструкций и учетом циклической симметрии для оценки НДС критических мест камеры сгорания и сопловой части ЖРД. Разработана численная методика оценки прочностных характеристик камеры сгорания и сопловой части ЖРД на этапе проектирования. Предложенная методика апробирована при проектировании маршевого двигателя 11Д58МФ [25]. Описанную методику можно успешно применять для расчета сверхсложных конструкций в различных областях машиностроения.

*Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-38-00368 мол\_а.*

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Феодосьев В.И. *Прочность камеры жидкостного ракетного двигателя*. Москва, Оборонгиз, 1957, 212 с.
- [2] Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Применение циклической симметрии и метода подконструкций в термopочностном расчете камеры сгорания ЖРД с кислородным охлаждением. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2016, № 1 (670), с. 78–86.  
DOI: 10.18698/0536–1044–2016–1–78–86
- [3] Kuhl D., Riccius J., Haidn O.J. Thermomechanical Analysis and Optimization of Cryogenic Liquid Rocket Engines. *Journal of propulsion and power*, July–August 2002, vol. 18, no. 4, p. 835–846.
- [4] Sutton G.P., Biblarz O. *Rocket Propulsion Elements*. New York, John Wiley & Sons, 2001, 751 p.
- [5] Naraghi M.H.N. *A Computer Code for Three-Dimensional Rocket Thermal Evaluation*. New York, Tara Technologies, 2002. 106 p.
- [6] Naraghi M.H., Dunn S., Coats D. A Model for Design and Analysis of Regeneratively Cooled Rocket Engines. *AIAA-2004-3852, Joint Propulsion Conference, Fort Lauderdale*, 2004. 13 p.
- [7] Asraff A.K., Sunil S., Muthukumar R., Ramanathan T.J. Stress analysis & life prediction of a cryogenic rocket engine thrust chamber considering low cycle fatigue, creep and thermal ratchetting. *Transactions of the Indian Institute of Metals*, April–June 2010, vol. 63, issues 2–3, p. 601–606.
- [8] Babu A., Asraff A.K., Philip N. Fatigue life prediction of a rocket combustion chamber. *IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering (IOSR-JMCE)*, September–October 2014, vol. 11, issue 5, p. 12–20.
- [9] Asraff A.K., Sheela S., Eapen R.K., Babu A. Cyclic stress analysis of a rocket engine thrust chamber using chaboche constitutive model. *Transactions of The Indian Institute of Metals*, March 2016, vol. 69, issue 2, p. 495–500.
- [10] Cheng Cheng, Yibai Wang, Yu Liu, Dawei Liu, Xingyu Lu. Thermal-structural response and low-cycle fatigue damage of channel wall nozzle. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013. URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.cja.2013.07.045>
- [11] Короткая О.В. Термopочностной расчет сопловой части ЖРД с использованием метода подконструкций. *Сб. тр. Междунар. конкурса научных работ по приоритетным направлениям развития науки, технологий и техники в Российской Федерации*. Москва, НИИ электроники и лазерной техники, 2012, с. 263–269.



- [12] 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>
- [13] Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Расчет камеры сгорания перспективного ЖРД на основе метода подконструкций. *Материалы XX Междунар. симп. «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т. 1.* Москва, ООО «ТР-принт», 2014, с. 50–52.
- [14] Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Расчет камеры сгорания ЖРД с кислородным охлаждением на основе метода подконструкций. *Материалы XXI Междунар. симп. «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т. 1.* Москва, ООО «ТР-принт», 2015, с. 50–52.
- [15] Гаврюшин С.С., Короткая О.В., Ягодников Д.А., Полянский А.Р. Расчет и проектирование камеры сгорания перспективного ЖРД на основе метода подконструкций. *Ракетные двигатели и энергетические установки: материалы докл. Всерос. науч.-техн. конф., посвящ. 70-летию основания кафедры ракетных двигателей Казанского авиационного института*, Казань, Изд-во Казан. ун-та, 2015, с. 149–152.
- [16] Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Термopрочностной расчет сопловой части камеры сгорания перспективного жидкостного ракетного двигателя с кислородным охлаждением с использованием метода подмоделей для оптимизации финансирования при создании новых ЖРД. *Сб. материалов Всерос. науч.-техн. конф. «Ракетно-космические двигательные установки», посвящ. 90-летию со дня рождения заслуженных деятелей науки и техники РФ, лауреатов Государственной премии СССР, профессоров Кудрявцева В.М. и Поляева В.М. и 185-летию МГТУ им. Н.Э. Баумана*, Москва, ИИУ МГОУ, 2015, с. 65–67.
- [17] Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Методика расчета и проектирования сверхсложных конструкций с помощью МКЭ и метода подмоделей на примере камеры сгорания ЖРД. *Материалы VIII Междунар. науч. симп. «Проблемы прочности, пластичности и устойчивости в механике деформируемого твердого тела»*, Тверь, Тверской государственный технический университет, 2015, с. 152–155.
- [18] Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Методика математического моделирования для термopрочностного расчета камеры сгорания инновационного ЖРД. *Тр. XXVII Междунар. инновационно-ориентированной конф. молодых ученых и студентов (МИКМУС–2015)*, Москва, ИМАШ им. А.А. Благодногова АН, 2015, с. 70–72.
- [19] Гаврюшин С.С., Короткая О.В. Расчет и проектирование циклически симметричных сложных технических конструкций на примере жидкостного ракетного двигателя. *Материалы XXII Междунар. симп. «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т. 1.* Москва, ООО «ТРП», 2016, с. 76–78.
- [20] Гаврюшин С.С., Ягодников Д.А., Короткая О.В. Структурный подход при компьютерном моделировании камер сгорания ЖРД. *Сб. тезисов Всерос. науч.-техн. конф. «Механика и математическое моделирование в технике», посвящ. 100-летию со дня рождения Героя Социалистического Труда лауреата Ленинской и Государственной премий СССР чл.-корр. АН СССР заслуженного деятеля науки и техники РСФСР д-ра техн. наук В.И. Феодосьева*, Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016, с. 234–236.

- [21] Korotkaya O.V. Substructure Method for Thermal-Stress Analysis of Liquid-Propellant Rocket Engine Combustion Chamber. World Academy of Science, Engineering and Technology, International Science Index 88. *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial and Mechatronics Engineering*, 2014, no. 8 (4), p. 734–737.
- [22] Zienkiewicz O. C., Taylor R. L. *The finite element method: Solid mechanics*. Oxford, Butterworth-Heinemann, 2000, 459 p.
- [23] Каплун А.Б., Морозов Е.М., Олферьева М.А. *ANSYS в руках инженера: Практическое руководство*. Москва, Едиториал УРСС, 2003, 272 с.
- [24] Морозов Е.М., Музеймек А.Ю., Шадский А.С. *ANSYS в руках инженера: Механика разрушения*. Москва, Ленанд, 2010, 456 с.
- [25] Аверин И.Н., Егоров А.М., Тупицын Н.Н. Особенности построения, экспериментальной обработки и эксплуатации двигательной установки разгонного блока ДМ-SL комплекса «Морской Старт» и пути ее дальнейшего совершенствования. *Космическая техника и технологии*, 2014, № 2 (5), с. 62–73.

Статья поступила в редакцию 02.11.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Короткая О.В. Инновационная методика расчета и проектирования камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-12-1560>

**Короткая Ольга Владимировна** — аспирант кафедры «Прикладная механика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 30 научных публикаций. Область научных интересов: математическое моделирование сложных систем и конструкций, в частности ракетно-космической техники, исследование напряженно-деформированного состояния с помощью численных методов, в том числе метода конечных элементов. e-mail: korotkaya\_olga@mail.ru

# Innovative methodology for calculation and design of liquid-propellant rocket engine combustion chamber

© O.V. Korotkaya

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*The methodology for mathematical modeling which makes it possible to perform calculations and design of liquid-propellant rocket engine combustion chambers, minimizing the number of bench tests, has been proposed in this article. Nowadays the numerous fire tests are the basic methods to test the strength of the combustion chambers. By combining a number of software packages (ANSYS, pSeven) the developed methodology enables us not only to perform a checking calculation but to design an optimal structure as well. We describe a step-by-step sequence of actions. Moreover, we give some recommendations for a calculation of a LPRE combustion chamber on several operating modes in terms of low-cycle fatigue. The proposed methodology has been approved while designing the 11D58MF cruise engine.*

**Keywords:** *mathematical modeling, finite-element method, substructure, cyclic symmetry, anisotropy coefficients, optimization, mode of deformation, nozzle, combustion chamber, liquid-propellant rocket engine, cooling channels.*

## REFERENCES

- [1] Feodosyev V.I. *Prochnost kamery zhidkostnogo raketnogo dvigatelya* [The strength of the liquid-propellant rocket engine combustion chamber]. Moscow, Oborongiz Publ., 1957, 212 p.
- [2] Korotkaya O.V., Gavryushin S.S. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2016, no. 1 (670), pp. 78–86. DOI: 10.18698/0536-1044-2016-1-78-86
- [3] Kuhl D., Riccius J., Haidn O.J. Thermomechanical Analysis and Optimization of Cryogenic Liquid Rocket Engines. *Journal of Propulsion and Power*, July–August 2002, vol. 18, no. 4, pp. 835–846.
- [4] Sutton G.P., Biblarz O. *Rocket Propulsion Elements*. New York, John Wiley & Sons, 2001, 751 p.
- [5] Naraghi M.H.N. *A Computer Code for Three-Dimensional Rocket Thermal Evaluation*. New York, Tara Technologies, 2002, 106 p.
- [6] Naraghi M.H., Dunn S., Coats D. A Model for Design and Analysis of Regeneratively Cooled Rocket Engines. *AIAA-2004-3852, Joint Propulsion Conference, Fort Lauderdale*, 2004, 13 p.
- [7] Asraff A.K., Sunil S., Muthukumar R., Ramanathan T.J. Stress analysis & life prediction of a cryogenic rocket engine thrust chamber considering low cycle fatigue, creep and thermal ratchetting. *Transactions of the Indian Institute of Metals*, April–June 2010, vol. 63, no. 2–3, pp. 601–606.
- [8] Babu A., Asraff A.K., Philip N. Fatigue life prediction of a rocket combustion chamber. *IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering (IOSR-JMCE)*, September–October 2014, vol. 11, no. 5, pp. 12–20.
- [9] Asraff A.K., Sheela S., Eapen R.K., Babu A. Cyclic stress analysis of a rocket engine thrust chamber using chaboche constitutive model. *Transactions of the Indian Institute of Metals*, March 2016, vol. 69, no. 2, pp. 495–500.

- [10] Cheng Cheng, Yibai Wang, Yu Liu, Dawei Liu, Xingyu Lu Thermal-structural response and low-cycle fatigue damage of channel wall nozzle. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013. Available at: <http://dx.doi.org/10.1016/j.cja.2013.07.045>
- [11] Korotkaya O.V. Termoprochnostnoy raschet soplovoy chasti ZhRD s ispolzovaniem metoda podkonstruktssii [Thermal-stress analysis and strength calculation of nozzle end of liquid-propellant rocket engine with the use of substructure method]. *Sb. tr. Mezhdunar. konkursa nauchnykh rabot po prioritetnym napravleniyam razvitiya nauki, tekhnologii i tekhniki v Rossiyskoy Federatsii* [International Science Project Competition. Collected papers]. Moscow, NII elektroniki i lazernoytekhniki Publ., 2012, pp. 263–269.
- [12] Gavryushin S.S., Krasnovskiy E.E., Korotkaya O.V., Strizhenko P.P., Katkov R.E. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2013, no. 4. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/705.html>
- [13] Korotkaya O.V., Gavryushin S.S. Raschet kamery sgoraniya perspektivnogo ZhRD na osnove metoda podkonstruktssii [Strength calculation of combustion chamber of a perspective liquid-propellant rocket engine by using the substructure method]. *Materialy XX Mezhdunar. simp. "Dinamicheskie i tekhnologicheskie problemy mekhaniki konstruktssiy i sploshnykh sred" im. A.G. Gorshkova. T. I* [XX International symposium "Dynamic and technological problems of a mechanics of constructions and continua". Collected papers. Vol. 1]. Moscow, TR-print Ltd Publ., 2014, pp. 50–52.
- [14] Korotkaya O.V., Gavryushin S.S. Raschet kamery sgoraniya ZhRD s kislorodnym okhlazhdeniem na osnove metoda podkonstruktssii [Analysis of a LOX-cooled combustion chamber of a liquid-propellant rocket engine by using the substructure method]. *Materialy XXI Mezhdunar. simp. "Dinamicheskie i tekhnologicheskie problemy mekhaniki konstruktssiy i sploshnykh sred" im. A.G. Gorshkova. T. I* [XXI International symposium "Dynamic and technological problems of a mechanics of constructions and continua". Collected papers. Vol. 1]. Moscow, TR-print Ltd Publ., 2015, pp. 50–52.
- [15] Gavryushin S.S., Korotkaya O.V., Yagodnikov D.A., Polyanskiy A.R. Raschet i proektirovanie kamery sgoraniya perspektivnogo ZhRD na osnove metoda podkonstruktssii [Calculation and designing of combustion chamber of a perspective liquid-propellant rocket engine by using the substructure method]. *Raketnye dvigateli i energeticheskie ustanovki: materialy dokl. Vseros. nauch.-tekhn. konf., posviasch. 70-letiyu osnovaniya kafedry raketnykh dvigatelei Kazanskogo aviatsionnogo instituta* [All-Russian Scientific Conference dedicated to the 70th anniversary of the Department of rocket engines of Kazan Aviation Institute. Collected papers]. Kazan, Kazan Aviation Institute Publ., 2015, pp. 149–152.
- [16] Korotkaya O.V., Gavryushin S.S. Termoprochnostnoy raschet soplovoy chasti kamery sgoraniya perspektivnogo zhidkostnogo raketnogo dvigatelya s kislorodnym okhlazhdeniem s ispolzovaniem metoda podmodeley dlya optimizatsii finansirovaniya pri sozdanii novykh ZhRD [Thermal-stress analysis of a combustion chamber of a perspective LOX-cooled liquid propellant rocket engine with the use of a submodeling method to optimize the financing while creating new liquid propellant rocket engines]. *Sb. materialov Vseros. nauch.-tekhn. konf. "Raketno-kosmicheskie dvigatelnye ustanovki", posvyashch. 90-letiyu so dnya rozhdeniya Zasluzhennykh deyatelei nauki i tekhniki RF, laureatov Gosudarstvennoi premii SSSR, professorov Kudryavtseva V.M. i Polyayeva V.M. i 185-letiyu MGTU im. N.E. Baubana* [All-Russian Scientific Conference

- “Rocket-Space Propulsion” dedicated to the 90th anniversary of Prof. Kudryavtsev V.M. and Prof. Polyayev V.M. and the 185th anniversary of Bauman Moscow State Technical University. Collected papers]. Moscow, MRSU Publ., 2015, pp. 65–67.
- [17] Korotkaya O.V., Gavryushin S.S. Metodika rascheta i proektirovaniya sverkhslazhnykh konstruktсии s pomoschyu MKE i metoda podmodelei na primere kamery sgoraniya ZhRD [Methodology of analysis and design of complex structures using the finite element method and submodeling on the example of the LPRE combustion chamber]. *Materialy VIII Mezhdunarodnogo nauchnogo simpoziuma “Problemy prochnosti, plastichnosti i ustoychivosti v mekhanike deformiruemogo tverdogo tela”* [VIII International Scientific Symposium “Problems of strength, plasticity and stability in Solid Mechanics”, dedicated to the 85th anniversary of Professor V.G. Zubchaninov, Tver, 9–11 Dec. 2015. Collected papers]. Tver, TSTU Publ., 2015, pp. 152–155.
- [18] Korotkaya O.V., Gavryushin S.S. Metodika matematicheskogo modelirovaniya dlya termoprochnostnogo rascheta kamery sgoraniya innovatsionnogo ZhRD [Mathematical modeling methodology for innovative LPRE combustion chamber stress analysis]. *Trudy XXVII Mezhdunarodnoy Innovatsionno-orientirovannoy Konferentsii Molodykh Uchenykh i Studentov (MIKMUS—2015)* [XXVII International innovation-oriented conference of young scientists and students “MIKMUS”]. Moscow, 2–4 Dec. 2015. Collected papers. Moscow, IMASH RAN Publ., 2015, pp. 70–72.
- [19] Gavryushin S.S., Korotkaya O.V. Raschet i proektirovanie tsiklicheski simmetrichnykh slozhnykh tekhnicheskikh konstruktсий na primere zhidkostnogo raketnogo dvigatelya. [Calculation and design of complex technical cyclic symmetric structures on an example of a liquid propellant rocket engine]. *Materialy XXII Mezhdunarodnogo simpoziuma “Dinamicheskie i tekhnologicheskie problemy mekhaniki konstruktсий i sploshnykh sred” im. A.G. Gorshkova. T. 1* [XXII International symposium “Dynamic and technological problems of a mechanics of constructions and continua”. Collected papers. Vol. 1]. Moscow, TRP Ltd Publ., 2016, pp. 76–78.
- [20] Gavryushin S.S., Yagodnikov D.A., Korotkaya O.V. Strukturnyy podkhod pri kompyuternom modelirovanii kamer sgoraniya ZhRD [Structured approach in computer modeling of liquid propellant rocket engine combustion chambers]. *Sb. tezisov Vseros. nauch.-tekhn. konf. “Mekhanika i matematicheskoe modelirovanie v tekhnike”, posvyashch. 100-letiyu so dnya rozhdeniya Geroia Sots. Truda, laureata Leninskoi i Gosudarstvennoi premii SSSR, chlena-korr. AN SSSR, zasluzhennogo deiatelya nauki i tekhniki RSFSR, doktora tekhn. nauk V.I. Feodosyeva* [All-Russian Scientific Conference “Mechanics and mathematical modeling in engineering” dedicated to the 100th anniversary of Prof. Feodosyev V.I. Collected papers]. Moscow, BMSTU Publ., 2016, pp. 234–236.
- [21] Korotkaya O.V. *Substructure Method for Thermal-Stress Analysis of Liquid-Propellant Rocket Engine Combustion Chamber*. World Academy of Science, Engineering and Technology, International Science Index 88, *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial and Mechatronics Engineering*, 2014, no. 8 (4), pp. 734–737.
- [22] Zienkiewicz O. C., Taylor R. L. *The finite element method: Solid mechanics*. Oxford, Butterworth-heinemann, 2000, 459 p.
- [23] Kaplun A.B., Morozov E.M., Olfereva M.A. *ANSYS v rukakh inzhenera: Prakticheskoe rukovodstvo* [ANSYS in the hands of an engineer: A practical guide]. Moscow, Editorial URSS Publ., 2003, 272 p.

- [24] Morozov E.M., Muzemek A.Yu., Shadskiy A.S. *ANSYS v rukakh inzhenera: Mekhanika razrusheniya* [ANSYS in the hands of an engineer: Fracture mechanics]. Moscow, LENAND Publ., 2010, 456 p.
- [25] Averin I.N., Yegorov A.M., Tupitsyn N.N. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2014, no. 2 (5), pp. 62–73.

**Korotkaya O.V.** (b. 1990) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2013. Post-graduate student of the Department of Applied Mechanics, Bauman Moscow State Technical University. Author of 30 scientific publications. The field of research interests includes mathematical modeling and the finite element analysis of complex structures, in particular rocket engines. e-mail: korotkaya\_olga@mail.ru