

УДК 629.7.023:620.178.3

Р. В. Мормуль

Научно-производственное объединение «Искра», Пермь
 Пермский национальный исследовательский политехнический университет
М. Ю. Егоров

Научно-производственное объединение «Искра», Пермь

А. В. Порубов

Научно-производственное объединение «Искра», Пермь
 Пермский национальный исследовательский политехнический университет

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ЭКСТРЕННОГО ОТДЕЛЕНИЯ

Определены параметры напряженно-деформированного состояния элементов ракетного двигателя экстренного отделения (РДЭО) при действии максимальной тяги и внутреннего камерного давления. По результатам проектных работ была определена наиболее рациональная конструктивно-компоновочная схема РДЭО по критериям максимальной надежности при минимальной стоимости и обеспечении требуемой массы двигателя. В рамках численного эксперимента получены оценки по распределению коэффициента запаса прочности несущих деталей конструкции. Проведена верификация результатов численного моделирования с данными автономных испытаний корпуса РДЭО.

Ключевые слова: ракетный двигатель экстренного отделения, ракетный блок аварийного спасения, численное моделирование, напряженно-деформированное состояние, ресивер, тяга, теплозащитное покрытие, запас прочности.

Разработанный ракетный двигатель экстренного отделения предназначен для отделения и увода возвращаемого аппарата (ВА) или пилотируемого транспортного корабля (ПТК) на безопасное расстояние от аварийного носителя при авариях ракетносителя (РН) после штатного сброса твердотопливной двигательной установки (ТТДУ) ракетного блока аварийного спасения (РБАС).

РДЭО применяется в составе РБАС перспективной пилотируемой транспортной системы ППТС:

- при аварии на участке полета первой ступени РН РДЭО функционирует в составе РБАС совместно с ТТДУ;

- при аварии на участке полета второй ступени РН РДЭО функционирует в составе блока энергосбережения БЭО.

Конструктивное исполнение РДЭО

Условия компоновки в составе ракетного блока аварийного спасения (РБАС) определили выбор схемы двигателя. При этом четыре сопла устанавливаются на боковой цилиндрической поверхности ресивера и выходят за мидель корпуса РДЭО.

1) Конструкция корпуса представлена на рис. 1.

Корпус состоит из эллиптического дна 1, цилиндрической обечайки 2 и шпангоута 3, которые выполнены из высокопрочного титанового сплава.

При изготовлении корпуса для соединения вышеперечисленных деталей применяется сварка. Для защиты силовой оболочки от теплового воздействия продуктов сгорания твердого топлива на внутреннюю поверхность корпуса нанесено теплозащитное покрытие (ТЗП) 4 из смеси резиновой.

2) Конструкция крышки воспламенительного устройства (ВУ) представлена на рис. 2.

Крышка устанавливается на дне корпуса с помощью шпилек. На внутренней части крышки выполнена резьба для крепления воспламенителя. Снаружи на крышке ВУ с помощью резьбового соединения ус-

тановлены два пиропатрона и система измерения давления в камере сгорания (КС). Для защиты силовой оболочки от теплового воздействия продуктов сгорания твердого топлива на внутреннюю поверхность крышки нанесено ТЗП из смеси резиновой.

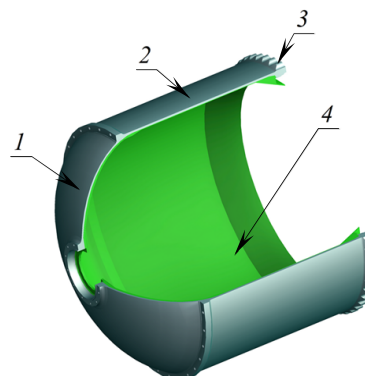


Рис. 1. Корпус с ТЗП

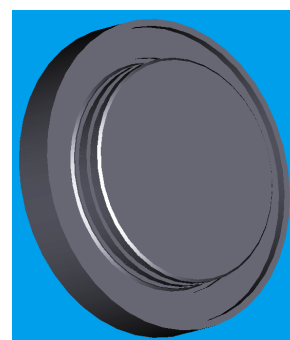


Рис. 2. Крышка ВУ

2) Конструкция ресивера и его составных частей представлена на рис. 3.

Ресивер представляет собой сварную силовую оболочку, состоящую из шпангоута 1, цилиндрической обечайки и эллиптического дна, которые из-

готовлены из высокопрочного титанового сплава. К обечайке приварены четыре фланца для установки патрубков. На внутреннюю поверхность ресивера наносится теплозащитное покрытие из резиновой смеси. На фланцы ресивера устанавливаются четыре патрубка, которые обеспечивают разворот газодинамического потока.

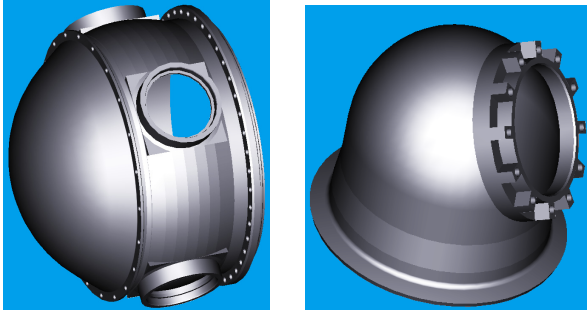


Рис. 3. Ресивер и его каска

Определение параметров НДС корпуса и ресивера РДЭО

При определении параметров НДС корпуса и ресивера РДЭО в условиях статического нагружения использовалось уравнение равновесия сплошной среды [1–3]:

$$\begin{aligned} \vec{\nabla} \cdot \vec{\sigma} + \rho \vec{N} &= 0, \\ \vec{n} \cdot \vec{\sigma} \Big|_{\Gamma_F} &= \vec{F}. \end{aligned} \quad (1)$$

Геометрические соотношения, описывающие деформативность элементов РДЭО, запишем в виде:

$$\vec{\varepsilon} = \frac{1}{2} (\vec{\nabla} \vec{u} + \vec{\nabla} \vec{u}^T) + \vec{\nabla} \vec{u} \cdot \vec{\nabla} \vec{u}^T. \quad (2)$$

В уравнениях (1)–(2) введены следующие обозначения: $\vec{\sigma}, \vec{\varepsilon}, \vec{\nabla} \vec{u}$ – тензор напряжений, деформаций и дисторсии; $\vec{n}, \vec{N}, \vec{u}, \vec{F}$ – вектор нормали, массовой силы, перемещений и поверхностной силы соответственно; $\vec{\nabla} = \vec{e}^i \frac{\partial}{\partial q^i}$ – оператор Гамильтона.

Для решения контактной упругой граничной задачи использовался метод конечных элементов (МКЭ) в осесимметричной постановке [4].

Схема нагружения несущих деталей конструкции двигателя представлена на рис. 4.

На рис. 5 визуализировано распределение параметров НДС контактной упругопластической задачи узла стыковки «ресивер – корпус».

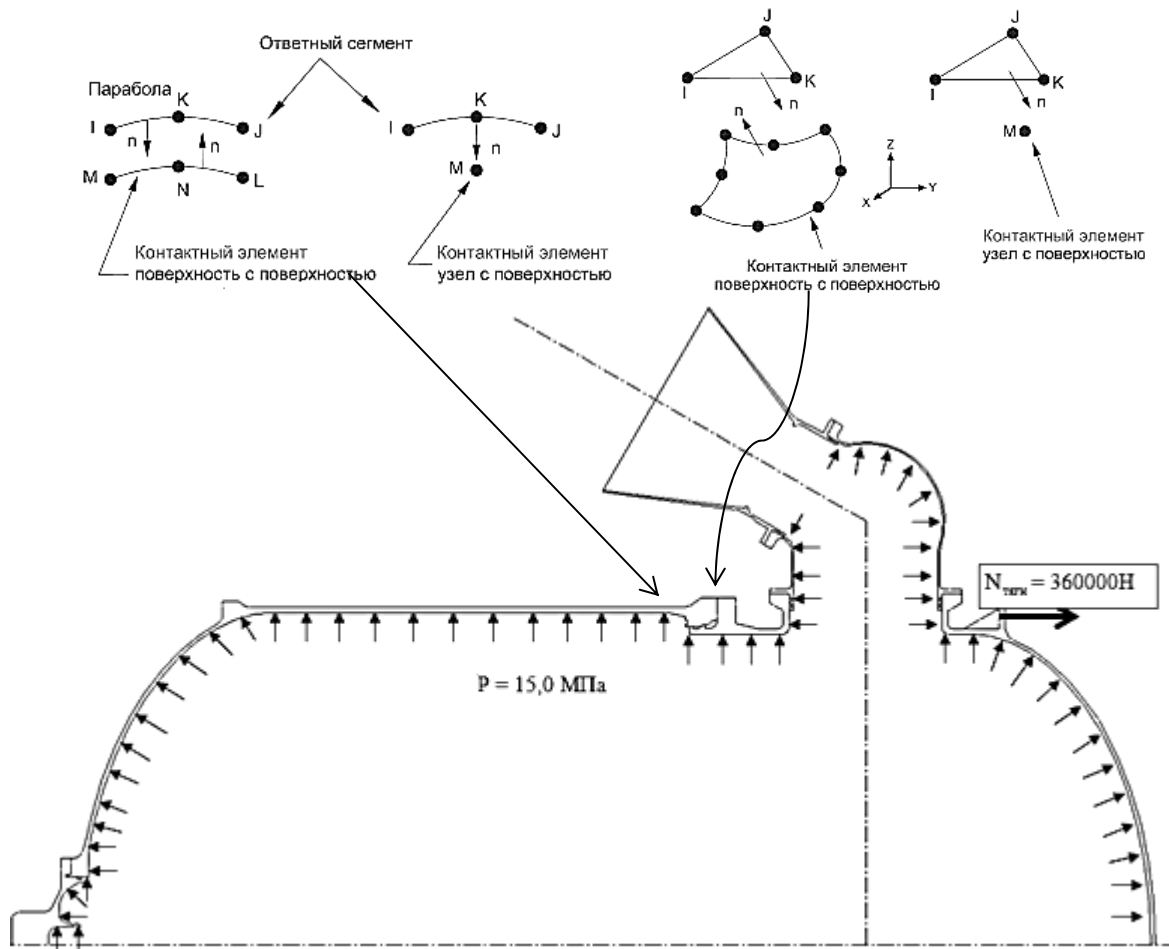


Рис. 4. Схема нагружения несущих деталей конструкции двигателя

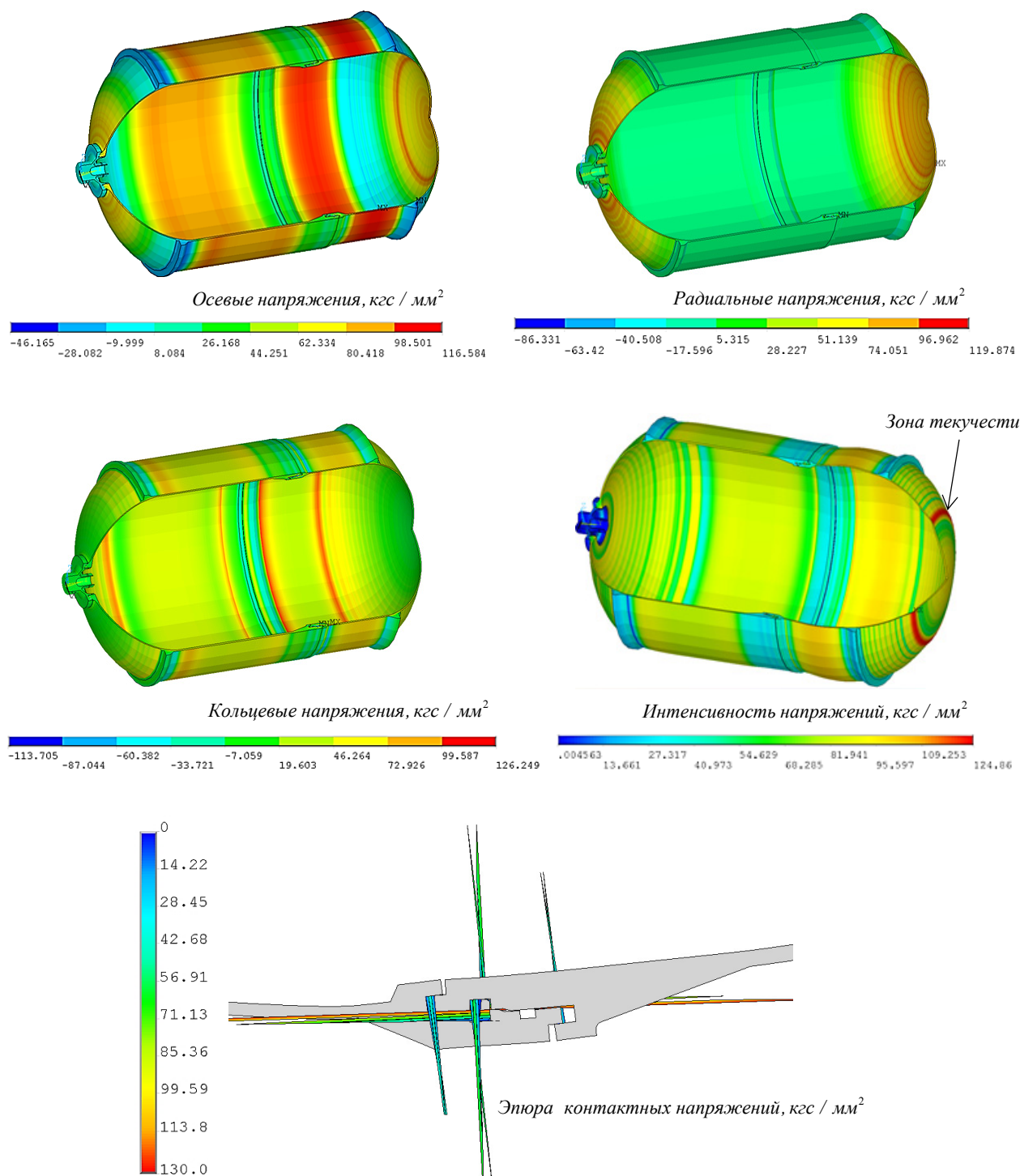


Рис. 5. Распределение параметров НДС контактной упругопластической задачи узла стыковки «ресивер – корпус»

Критерий прочности несущих деталей конструкции определяется соотношением:

$$\eta_{\min} = \frac{\sigma_b}{\sigma_{\max}} > 1. \quad (3)$$

В соотношении (3) введены обозначения: η_{\min} – минимальный коэффициент запаса прочности; σ_b – предел прочности материалов конструкции; $\sigma_{\max} = \max\{\sigma_r, \sigma_\theta, \sigma_z\}$ – максимум среди расчетных

напряжений; $\sigma_r, \sigma_\theta, \sigma_z$ – радиальные, кольцевые и осевые напряжения соответственно.

На рис. 6 представлена карта распределения запаса прочности элементов РДЭО по интенсивности эквивалентных напряжений, распределение интенсивности напряжений и полных перемещений ресивера в сборе с каской при действии камерного давления показано на рис. 7.

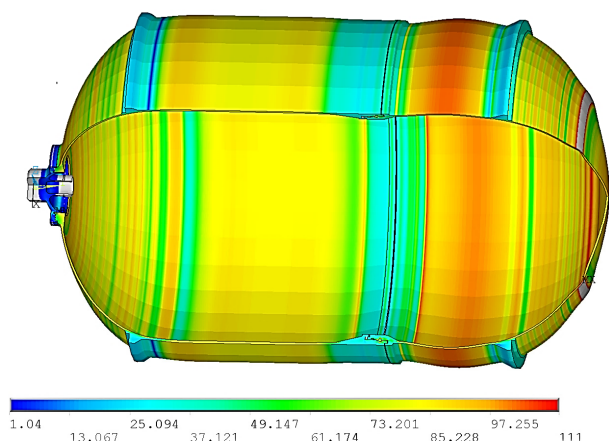


Рис. 6. Карта распределения запаса прочности

Результаты численного моделирования показали, что прочность узла стыковки «ресивер – корпус» обеспечивается с минимальным запасом 1.04 с учетом коэффициента безопасности, принятым для газодинамических нагрузок.

Верификация

В целях верификации численное решение упругопластической граничной задачи сравнивалось с результатами автономных статических испытаний (АИ). Корреляционный анализ данных АИ и численного решения показал:

$$\sigma_{i \text{ тахресив}}^{\text{АИ}} = 0,91 \sigma_{i \text{ тахресив}}^{\text{МКЭ}}$$

$$\sigma_{i \text{ тахкорп}}^{\text{АИ}} = 0,93 \sigma_{i \text{ тахкорп}}^{\text{МКЭ}}$$

Mormul R.V., PJSC Research and Production Association "Iskra", Perm National Research Polytechnic University, Perm

Egorov M. Yu., PJSC Research and Production Association "Iskra", Perm

Porubov A. V., PJSC Research and Production Association "Iskra", Perm National Research Polytechnic University, Perm

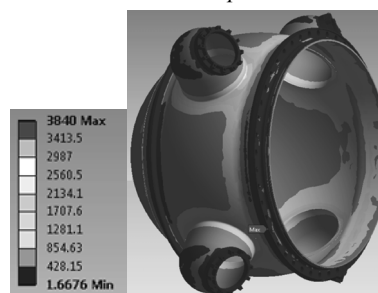
Numerical modelling of the stress-strain state of elements of the rocket engine of emergency departure

The parameters of the stress-strain state of elements of the rocket engine of emergency departure (REED) under the action of maximum thrust and the internal chamber pressure are determined in the paper. Basing on the design works the most rational design-layout scheme of REED is determined according to criteria of maximum reliability at the lowest cost and providing the required weight of the engine. Within the numerical experiments, distribution of the safety factor for load-bearing structural parts is estimated. Verification of numerical simulation results with the independent data of REED shell tests is carried out.

Keywords: rocket engine of emergency departure, emergency rescue rocket unit, numerical simulation, stress-strain state, receiver, thrust, thermal barrier coating, safety factor.

Получено: 26.11.15

Интенсивность напряжений, атм



Полные перемещения, $\times 10^{-1}$ мм

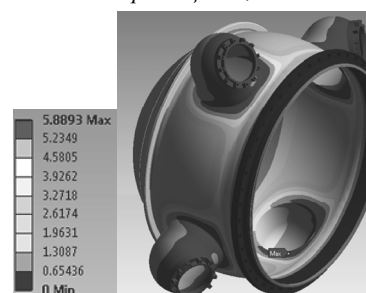


Рис. 7. Карта распределения НДС сборки «ресивер – каска»

Библиографические ссылки

1. Лурье А. И. Нелинейная теория упругости. – М. : Наука, 1980. – 512 с.
2. Аннин Б. Д., Бышев В. О., Сенашов С. И. Групповые свойства уравнений упругости и пластичности. – М. : Наука, 1985.
3. Тимошенко С. П., Гудьер Дж. Теория упругости. – М. : Наука, 1979.
4. Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов. – М. : Мир, 1979. – 392 с.