

УДК 629.7.036.54-66.02:539.3

А.А. Ершова, А.Б. Ознобишин

ОАО «Научно-производственное объединение „Искра“, г. Пермь

П.П. Еременко

Пермский национальный исследовательский политехнический университет

ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ СИСТЕМЫ «КОРПУС – ТЗП – ЗАРЯД»

Для обеспечения разгрузки зон с высокой концентрацией напряжений в конструкции ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) применяются манжетные раскрепления, которые позволяют перераспределять поля напряжений и деформаций в объеме заряда. Более точное определение напряженно-деформированного состояния (НДС) теплозащитного покрытия (ТЗП) в зоне замка манжетного раскрепления и в зоне скрепления заряда с корпусом позволяет повысить эффективность коррекции конструктивных параметров с целью повышения качества и надежности изделия. В связи с этим проведен расчет НДС системы «корпус – ТЗП – заряд» при действии внутрикамерного давления для момента времени выхода двигателя на режим. Задача решена методом конечных элементов в осесимметричной постановке. В расчет заложены линейные физико-механические свойства корпуса РДТТ, полученные по результатам испытаний корпуса на действие внутрикамерного давления; линейные физико-механические свойства теплозащитного покрытия; нелинейные (вязкоупругая модель) физико-механические свойства заряда твердого топлива. В результате расчета получена закономерность распределения сдвиговых напряжений по длине скрепления «ТЗП – заряд» и «корпус – ТЗП». Рассмотрено влияние разгрузочных клиньев на НДС системы «корпус – ТЗП – заряд». Данный метод определения НДС системы «корпус – ТЗП – заряд» предложено применять на предприятии ОАО НПО «Искра».

Ключевые слова: ракетный двигатель твердого топлива, заряд, численное моделирование, метод конечных элементов, осесимметричная задача, оценка напряженно-деформированного состояния, вязкоупругость, прочность, внутрикамерное давление.

A.A. Ershova, A.B. Oznobishin

Scientific Production Association “Iskra” JSC, Perm

P.P. Eremenko

Perm National Research Polytechnic University

ANALYSIS OF STRESS-STRAIN STATE OF “CASE – INSULATION – GRAIN” SYSTEM

To provide the unloading of high tension areas in solid propellant rocket motor (SPRM) it is used the unloading cup which redistributes fields of tension and deformations in volume of grain. The more accurate estimation of stress-strain state of insulation in the field of unloading cup and in the field of

case-grain bonding allows to increase efficiency of correction of design factor to improve the quality and reliability of a product. In this connection the calculation of stress-strain state of case-insulation-grain system when acting chamber pressure of ignition transient regime is carried out. The problem was solved by finite element method in axial-symmetric statement. In solution were used: linear physical-mechanical properties of SPRM, obtained by experimental tests of case loaded by chamber pressure; linear physical-mechanical properties of insulation; nonlinear (viscoelastic model) physical-mechanical properties of solid propellant grain. It was obtained by calculation the law of distribution of shearing stress along the insulation-grain and case-grain bonding. The influence of unloading wedge on stress-strain state of case-insulation-grain system was considered. The estimation method of stress-strain state of case-insulation-grain system was introduced at Scientific Production Association "Iskra" JSC.

Keywords: solid propellant rocket motor, grain, computational modeling, finite element method, axial-symmetric problem, evaluation of stress-strain state, viscoelasticity, durability, chamber pressure.

Расчет на прочность является одним из основных этапов проектирования изделий ракетно-космической техники, в частности ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ). Для успешного его анализа необходимо применять методы, позволяющие исследовать взаимосвязь конструкции «корпус – ТЗП» с зарядом в различных условиях эксплуатации, так как целостность заряда в конечном счете определяет возможность дальнейшего использования двигателя РДТТ.

Предмет исследований – конструктивные элементы РДТТ, выполняющие частичное раскрепление заряда от корпуса, – манжетные раскрепления, позволяющие перераспределять поля напряжений и деформаций в объеме заряда, обеспечивая разгрузку зон с высокой концентрацией напряжений [1]. Исследования напряженно-деформированного состояния (НДС) в зоне соединения манжеты с корпусом, так называемом замке манжетного раскрепления (ЗМР) (рис. 1), затруднены из-за того, что известные методы структурного анализа не могут в полной мере дать оценку напряженного состояния в вершине раскрепления. Накопленный опыт прочностных расчетов свидетельствует о том, что наиболее эффективным методом расчета в зонах ЗМР является метод конечных элементов (МКЭ) [2–5].

На текущий момент является актуальной проблема обеспечения прочности соединения теплозащитного покрытия (ТЗП) с пластиковым корпусом в зоне ЗМР. Данная проблема связана с назначением требований к адгезионной прочности соединения ТЗП с пластиковым корпусом как при действии внутрикамерного давления, так и при длительной эксплуатации.

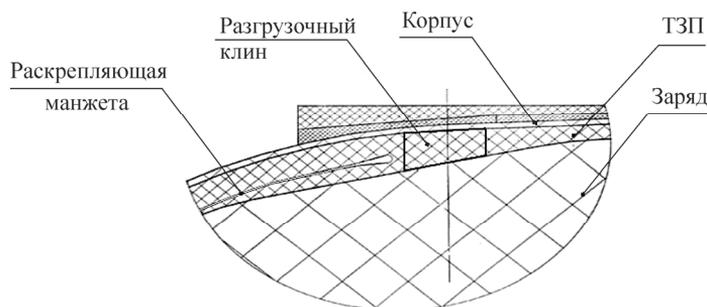


Рис. 1. Замок манжетного раскрепления

Скрепленный с корпусом заряд является несущим элементом и воспринимает действующие на двигатель нагрузки. НДС в ЗМР от действия внутрикамерного давления зависит от механических характеристик твердого топлива, конфигурации заряда, внутреннего давления, физико-механических характеристик разгрузочного клина и жесткости корпуса двигателя. Действие внутрикамерного давления начинается в момент воспламенения заряда и продолжается в течение всего процесса горения [6, 7]. В данной статье рассматривается действие внутрикамерного давления в момент выхода на режим. Деформации в зоне ЗМР и сдвиговые напряжения, возникающие на торцах заряда и на границе «ТЗП – корпус», являются критическими параметрами при действии внутрикамерного давления.

При воздействии эксплуатационных нагрузок на корпус двигателя со стороны заряда действуют напряжения как по границе скрепления «ТЗП – заряд», так и по границе скрепления «ТЗП – корпус». Для эффективного снижения напряжений на границе скрепления «ТЗП – заряд» введены разгрузочные клинья в вершине манжетных раскреплений (см. рис. 1) [8].

Раскрепляющая манжета доведена до цилиндрической части на переднем и заднем торцах, в вершине манжеты имеется скругление для снижения концентрации напряжения. Снижающие напряжения манжеты призваны ликвидировать отслаивание торцов заряда от ТЗП.

Проблема обеспечения прочности заряда при наличии вставки сводится к решению двух задач:

- 1) определение размеров вставки;
- 2) расчет максимальных напряжений на границах «ТЗП – заряд» и «корпус – ТЗП» при действии внутрикамерного давления.

Размеры разгрузочных клиньев определяются общим уровнем напряжения в системе «корпус – ТЗП – заряд», и чем он выше, тем больше должны быть размеры клиньев. Модуль упругости материала ТЗП выбирается так, чтобы обеспечить уровень напряжений на границе «ТЗП – заряд» и «ТЗП – корпус», гарантирующий работоспособность при действии внутрикамерного давления.

В качестве исходных данных для моделирования НДС при действии внутрикамерного давления были использованы:

- геометрическая модель системы «корпус – ТЗП – заряд»;
- результаты испытаний корпуса на действие внутрикамерного давления;
- физико-механические свойства материалов:
 - а) корпуса – линейные;
 - б) теплозащитного покрытия – линейные;
 - в) заряда – нелинейные (вязкоупругие) [8, 9].

В плане механического поведения топливо можно охарактеризовать как нелинейный вязкоупругий материал, проявляющий одновременно и незатухающую память (зависящую от уровня поврежденности), стареющий, обладающий сложным объемным и термодинамическим поведением.

Материал считается вязкоупругим, если имеет как упругую (обратимую) часть, так и вязкую (необратимую) часть деформаций. При приложении нагрузки упругое изменение формы происходит мгновенно, в то время как вязкая часть деформации развивается в течение некоторого времени.

В интегральной форме свойства материала выражаются с помощью характерной для данного материала монотонно убывающей функции (ядра или коэффициента ползучести) для среды Максвелла:

$$E(t) = \exp\left[-\left(\frac{t}{\theta}\right)^\gamma\right] \cdot (E_0 - E_\infty) + E_\infty, \quad (1)$$

где $E(t)$ – текущее значение характеристики материала; t – время; θ , γ – параметры модуля ползучести; E_0 – начальное значение модуля; E_∞ – окончательное значение модуля.

В любой момент времени напряжение может быть связано с деформацией интегралом свертки:

$$\sigma(t) = \int_0^t E \cdot (t - \xi) \cdot \left(\frac{d\varepsilon}{d\xi} \right) d\xi, \quad (2)$$

где σ – напряжение; ξ – псевдovремя; ε – полная деформация (включает температурные деформации).

Влияние температуры на поведение материала описывается при помощи принципа соответствия времени-температуры. Ниже представлено математическое выражение данного принципа:

$$G_\alpha(t, T) = G_\alpha(\gamma t, T_0), \quad (3)$$

где γ – функция смещения; γt – сокращенное время.

Уравнение WLF (Williams-Landel-Ferry) используется для приблизительного определения функции:

$$\ln \gamma = \left(\frac{C_1 \bar{T}}{C_2 + \bar{T}} \right) \ln(10), \quad \bar{T} = T - T_0, \quad (4)$$

где C_1 и C_2 – зависящие от материала постоянные; T_0 – справочная температура, обычно называемая температурой перехода в прозрачное состояние.

По результатам проведенных расчетов получено значение максимальных деформаций на свободной поверхности ТЗП в вершине манжетного раскрепления, которое составляет $\varepsilon = 53\%$; при удалении от указанной зоны деформации ТЗП существенно снижаются, достигая на границе с поверхностью корпуса значения $\varepsilon = 12\%$. Полученные закономерности распределения деформаций ТЗП в зоне вершины ЗМР характерны для рассматриваемой области. Разгрузочные клинья в ЗМР выполняют функцию конструктивных элементов, специально введенных для разгрузки краевой зоны контакта заряда с ТЗП корпуса.

На рис. 2 для сравнительного анализа приведено распределение сдвиговых напряжений по цилиндрической части скрепления «корпус – ТЗП» и «ТЗП – заряд».

Из графика распределения напряжений следует, что высокие напряжения в районе торцов контактной поверхности локализованы в ограниченном объеме. Разгрузочные клинья сдвигают равнодействующую высоких местных напряжений из области заряда, в которой

могут восприниматься только небольшие напряжения, в область с более высокими прочностными характеристиками. Максимальные сдвиговые напряжения на границе «ТЗП – заряд» составляют $\tau = 0,43$ МПа, а на границе «корпус – ТЗП» $\tau = 1,05$ МПа, разгрузочные клинья в 2–4 раза снижают напряжения в заряде.

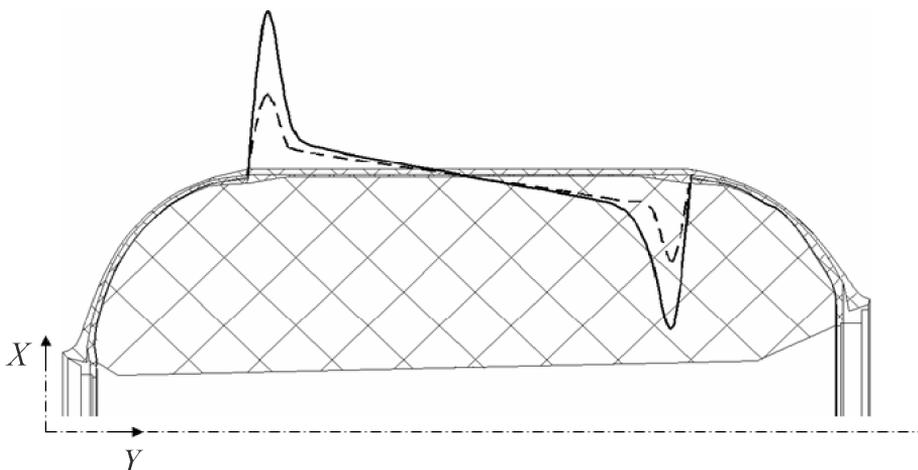


Рис. 2. Распределение сдвиговых напряжений по длине скрепленной цилиндрической части: _____ «корпус – ТЗП»
 - - - - - «ТЗП – заряд»

При расчете системы «корпус – ТЗП – заряд» днища отброшены. При этом накладывается ограничение перемещений в осевом направлении на торец цилиндрической части корпуса со стороны переднего днища (рис. 3, *a*). Действие заднего днища заменено осевой силой N , приложенной к другому торцу цилиндрической части корпуса (рис. 3, *б*). На поверхность заряда и часть ТЗП в зоне вершины замка приложено внутрикамерное давление p (рис. 3, *в*).

Фрагмент конечно-элементной сетки изображен на рис. 4. Для расчета использовался четырехузловой элемент. В связи с тем, что толщины ТЗП и корпуса значительно меньше их осевых размеров, а также из-за сложности геометрической формы зоны вершины замка возникла необходимость создания более мелкой сетки для этих элементов, что увеличило затраты машинного времени и ресурсоемкость расчета.

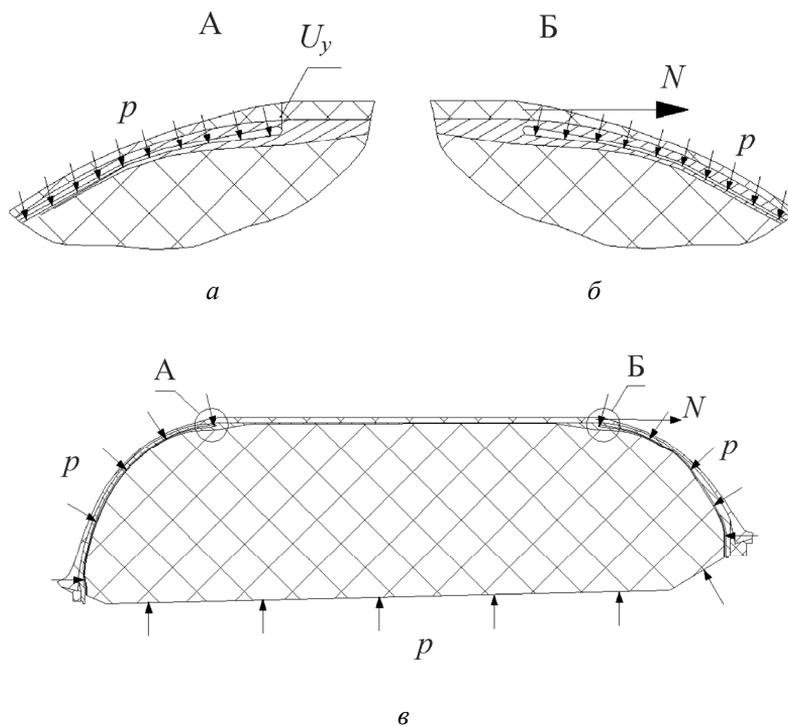


Рис. 3. Граничные условия

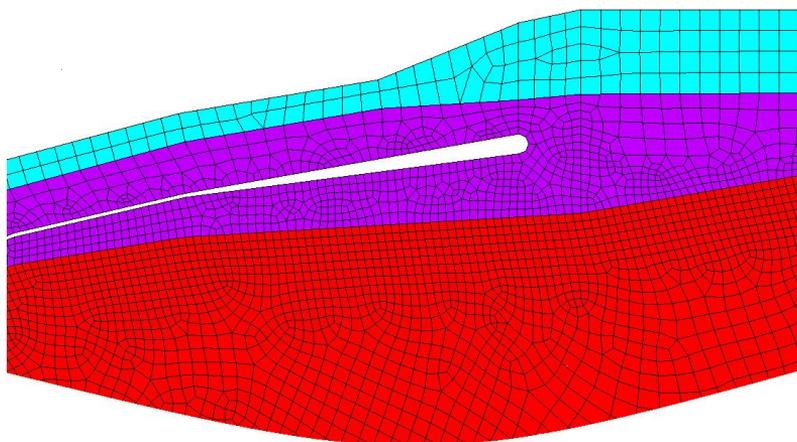


Рис. 4. Фрагмент конечно-элементной модели системы «корпус – ТЗП – заряд» в зоне вершины ЗМР

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Методом конечных элементов решена осесимметричная задача определения НДС системы «корпус – ТЗП – заряд» при действии внутреннего давления.

2. Получена закономерность распределения сдвиговых напряжений по длине скрепления «ТЗП – заряд» и «корпус – ТЗП». Сдвиговые напряжения в зоне ЗМР на границе «корпус – ТЗП» в 2–4 раза выше, чем на границе «ТЗП – заряд».

3. Рассмотрено влияние разгрузочных клиньев на НДС системы «корпус – ТЗП – заряд». Соединение разгрузочных клиньев и корпуса должно быть наиболее прочным среди всех соединений между сопрягающимися поверхностями.

Библиографический список

1. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1987. – 328 с.
2. Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов. – М.: Мир, 1979. – 392 с.
3. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. – М.: Мир, 1975. – 560 с.
4. Оден Дж. Конечные элементы в нелинейной механике сплошных сред. – М.: Мир, 1976. – 464 с.
5. Усюкин В.И. Строительная механика конструкций космической техники. – М.: Машиностроение, 1988. – 392 с.
6. Синюков А.М. Баллистические ракеты на твердом топливе. – М.: Воениздат, 1972. – 512 с.
7. Липанов А.М., Алиев А.В. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1995. – 400 с.
8. Фитцджеральд Дж.Е., Хафферд У.Л. Руководство по расчету на прочность заряда РДТТ. – М., 1975. – 397 с.
9. Москвитин В.В. Сопротивление вязкоупругих материалов (применительно к зарядам ракетных двигателей на твердом топливе). – М.: Наука: Физматлит, 1972. – 328 с.

References

1. Fakhrutdinov I.Kh., Kotelnikov A.V. *Konstruktsiya i proektirovanie raketnykh dvigateley tverdogo topliva* [Construction and designing of solid propellant rocket motor]. Moscow: Mashinostroenie, 1987. 328 p.

2. Segerlind L. *Primenenie metoda konechnykh elementov* [Applied finite element analysis]. Moscow: Mir, 1979. 392 p.

3. Zienkewicz O. *Metod konechnykh elementov v tekhnike* [Finite element method in technics]. Moscow: Mir, 1975. 560 p.

4. Oden J. *Konechnye elementy v nelineynoy mekhanike sploshnykh sred* [Finite element method in nonlinear continuum mechanics]. Moscow: Mir, 1976. 464 p.

5. Usyukin V.I. *Stroitel'naya mekhanika konstruksiy kosmicheskoy tekhniki* [Structural mechanics of space technology constructions]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1988. 392 p.

6. Sinyukov A.M. *Ballisticheskie rakety na tverdom toplive* [Solid propellant ballistic rockets]. Moscow: Voenizdat, 1972. 512 p.

7. Lipanov A.M., Aliev A.V. *Proektirovanie raketnykh dvigateley tverdogo topliva* [Designing of solid propellant rocket motor]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1995. 400 p.

8. Fitzgerald J.E., Hufferd W.L. *Rukovodstvo po raschetu na prochnost zaryada RDTT* [Handbook for the structural analysis of solid propellant grain]. Moscow, 1975. 397 p.

9. Moskvitin V.V. *Soprotivlenie vyazko-uprugikh materialov (primenitelno k zaryadam raketnykh dvigateley na tverdom toplive)* [Strength of viscoelastic materials (apply to solid propellant grain)]. Moscow: Nauka, Fizmatlit, 1972. 328 p.

Об авторах

Ершова Анастасия Алексеевна (Пермь, Россия) – инженер-конструктор ОАО «Научно-производственное объединение „Искра“» (614038, г. Пермь, ул. Академика Веденеева, 28, e-mail: eaa730@iskra.perm.ru).

Ознобишин Алексей Борисович (Пермь, Россия) – начальник сектора ОАО «Научно-производственное объединение „Искра“» (614038, г. Пермь, ул. Академика Веденеева, 28, e-mail: oab730@iskra.perm.ru).

Еременко Петр Петрович (Пермь, Россия) – аспирант, ассистент кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические установки» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., 29, e-mail: ka-ramba@mail.ru).

About the authors

Ershova Anastasiya Alekseevna (Perm, Russian Federation) – Design Engineer, Scientific Production Association “Iskra” JSC (28, Akademika Vedeneeva st., Perm, 614038, Russian Federation, e-mail: eaa730@iskra.perm.ru).

Oznobishin Aleksey Borisovich (Perm, Russian Federation) – Head of Sector, Scientific Production Association “Iskra” JSC (28, Akademika Vedeneeva st., Perm, 614038, Russian Federation, e-mail: oab730@iskra.perm.ru).

Eremenko Petr Petrovich (Perm, Russian Federation) – Doctoral student, Assistant lecturer, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: karamba@mail.ru).

Получено 24.07.2013