

УДК 539.3:629.7

- Зайцев Б. Ф.** д-р техн. наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник отдела вибрационных и термопрочностных исследований, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, г. Харьков, Украина, e-mail: b.zajtsev@gmail.com;
- Протасова Т. В.** канд. техн. наук, старший научный сотрудник отдела вибрационных и термопрочностных исследований, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного Национальной академии наук Украины, г. Харьков, Украина, e-mail: tatyprotasova@gmail.com;
- Сметанкина Н. В.** д-р техн. наук, ст. науч. сотрудник, заведующий отделом вибрационных и термопрочностных исследований, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, г. Харьков, Украина, e-mail: nsmetankina@ukr.net;
- Ларионов И. Ф.** канд. техн. наук, главный научный сотрудник отдела нагрузок и прочности, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», г. Днепр, Украина, e-mail: LarionovIF@kbu.net;
- Клименко Д. В.** канд. техн. наук, начальник отдела нагрузок и прочности, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», г. Днепр, Украина, e-mail: KlymenkoDV@hotmail.com;
- Акимов Д. В.** канд. техн. наук, начальник сектора отдела нагрузок и прочности, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», г. Днепр, Украина, e-mail: AkimovDV@kbu.net

ДИНАМИЧЕСКОЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ МЕЖСТУПЕННОГО ОТСЕКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ ОТДЕЛЕНИИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ

Наиболее оптимальным подходом при практическом решении проблем прочности ракетных конструкций является комбинирование теоретических исследований с их параллельной верификацией корректно поставленным экспериментом. В данной статье разработаны методика, расчетная модель и выполнены компьютерные исследования межступенного отсека ракеты-носителя «Циклон-4М» при отделении. Методика расчета динамики межступенного отсека базируется на трехмерном методе конечных элементов с решением задачи по времени конечно-разностным методом Вильсона. Применяемые методика и модель расчета динамического напряженно-деформированного состояния межступенного отсека учитывают основные особенности конструкции и нагружения, что определяет адекватность моделирования и оценок прочности и жесткости. Исследуемая конструкция имеет вид тонкостенной металлической оболочки вращения. В расчетной модели межступенного отсека представлены все основные силовые элементы — обечайка, системы продольного и поперечного подкреплений в виде стрингеров и шпангоутов. Присоединенная масса отработавшей первой ступени и эксцентриситет действия пневматокателеев учтены в модели. Две конечно-элементные модели с различной дискретизацией — начальная и уточненная — использовались в расчетах. Уточненная модель связана с большей дискретизацией конструкции межступенного отсека в окрестности зон приложения нагрузок — кронштейнов пневматокателеев. Расчетные данные представлены результатами трех исследований — собственных частот и форм колебаний, оценки напряженно-деформированного состояния при статическом нагружении с максимально возможной нагрузкой и, собственно, расчетами колебательного процесса. Время действия пневматокателеев значительно больше периода собственных колебаний основного тона, что определяет квазистатический характер деформирования межступенного отсека. Динамические напряжения в межступенном отсеке весьма ограничены и имеют локализованный характер у кронштейнов пневматокателеев. Несущая способность межступенного отсека может быть повышена усилением обшивки в зоне крепления пневматокателеев.

Ключевые слова: ракета, межступенный отсек, отделение, импульсное воздействие, конечный элемент, динамика, прочность.

Введение

На различных стадиях функционирования ракеты-носителя (РН) ее элементы испытывают динамические нагрузки, влияние которых на прочностные или жесткостные показатели в наземных условиях определить не всегда возможно. В этом случае основным способом прогнозирования динамических реакций является математическое моделирование механических колебательных процессов, вызванных переменными силовыми или кинематическими факторами. Одним из таких элементов РН является межступенный отсек (МСО), в котором при отделении возникают колебания, оценка величины которых необходима. Традиционно применяются металлические конструкции из легких алюминиевых сплавов, а также композитные, представленные трехслойными оболочками с фланцами с несущими наружными волокнистыми композитными слоями и внутренним слоем из легкого наполнителя.

Исследованию напряженно-деформированного состояния (НДС), местной и общей устойчивости, а также закритической деформации до потери несущей способности МСО посвящен ряд публикаций [1–6]. В работах [1–4] приведены данные конечно-элементного анализа композитного МСО РН «Циклон-4» и статических испытаний при различных видах нагружения. Экспериментальное исследование МСО металлической конструкции при комбинированном нагружении выполнено в [5], а работа [6] посвящена оптимизации параметров композитного МСО РН «Циклон-4». В большинстве работ расчетный анализ выполнен с применением стандартных вычислительных комплексов ANSYS, NASTRAN.

Публикации, где выполняется динамический анализ МСО, в научно-технической литературе представлены недостаточно.

Целью данной работы является разработка расчетной методики, модели и проведение исследований на прочность и колебания конструкции межступенного отсека ракеты-носителя при отделении первой ступени.

Разработка расчетной модели

МСО представляет собой тонкостенную конструкцию с системой подкреплений в виде цилиндрической обечайки (толщина обечайки 1,194 мм), продольных (осевых) подкреплений стрингеров (32 стрингера) и поперечных (окружных) подкреплений – шпангоутов (8 шпангоутов, включая крайние). Используемый материал для всех элементов МСО – алюминиевый сплав марки 2024-T3 (плотность

$\rho = 2,78 \text{ г/см}^3$, модуль продольной упругости $E = 7,2 \cdot 10^4 \text{ МПа}$).

В силу циклической симметрии по окружной координате МСО и для сокращения объема вычислений из всей конструкции выделен фрагмент в виде четверти с постановкой кинематических условий симметрии по плоскостям выделенных сечений. Т.к. циклическая симметрия МСО имеет более высокий порядок вследствие постановки восьми пневмотолкателей (теоретически можно выделить 1/8 часть конструкции), то выделением 1/4 части ограничивается возбуждение форм колебаний очень высокого порядка, что в действительности не происходит.

В статье динамический анализ МСО выполняется по методике, основанной на применении МКЭ [7] и конечно-разностного метода Вильсона интегрирования уравнений движения [8]. Применение методики для исследований динамических реакций элементов ракетных конструкций при ударно-импульсных воздействиях дано в работах [9–11].

Модель МСО с трехмерными конечными элементами [7] представлена на рис. 1, где также показаны осевое и поперечное сечения. В расчетной модели представлены практически все основные элементы силовой конструкции МСО, где отражены реальные профили стрингеров и шпангоутов.

Отделение МСО осуществляется вместе с отработавшей первой ступенью, к которой он присоединен. Для моделирования массы отработавшей первой ступени (17200 кг) и жесткой связи ее с нижним шпангоутом МСО в расчетной модели вводился кольцевой элемент – макет первой ступени (масса). Массовые и жесткостные свойства (плотность и модуль упругости) макета обеспечивали соответствующие массовые показатели и высокую жесткость, накладывающие ограничения на деформирование нижнего шпангоута (фланца) МСО.

Нагрузка от пневмотолкателей, приложенная снаружи МСО, передается через введенные в расчетной модели кронштейны пневмотолкателей (см. рис. 1). В расчетной модели представлены три пневмотолкателя (две половины и один целиком), как показано на рис. 1, где нагрузка $F(t)$, переменная во времени, действует в течение 0,208 с (рис. 2). Величина нагрузки выбрана максимальной и соответствует давлению в баллоне пневмотолкателя 235 бар. В программной реализации переменное усилие для произвольного момента времени вычисляется с применением линейной интерполяции. Расположение кронштейнов пневмотолкателей и, в особенности, точки приложения усилий $F(t)$

(эксцентриситет) выдержаны в соответствии с конструктивными данными. Расположение точек выдачи результатов расчета перемещений и напряжений при колебаниях представлено на рис. 1, в.

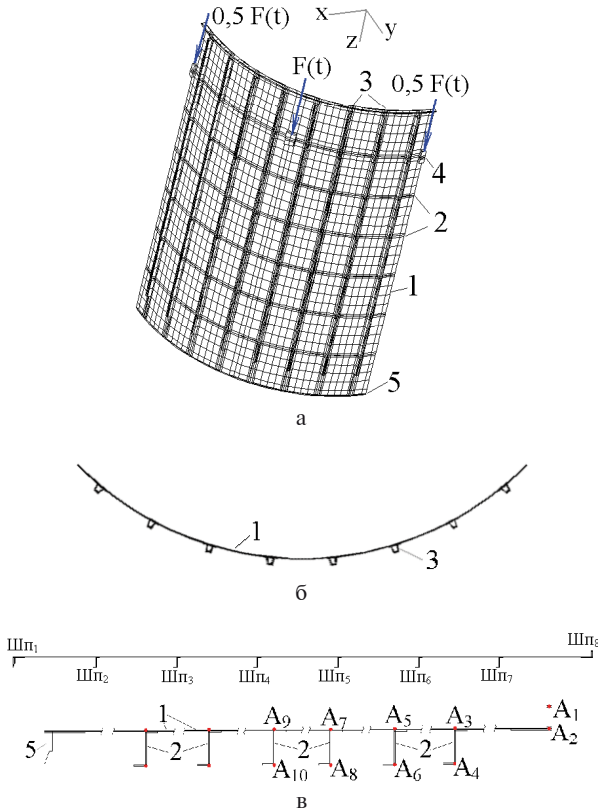


Рис. 1. КЭ-модель МСО (а), поперечное (б) и осевое (в) сечения:
 1 – обечайка; 2 – шпангоуты; 3 – стрингеры;
 4 – кронштейны крепления пневмотолкателей;
 5 – макет (масса) отработавшей первой ступени

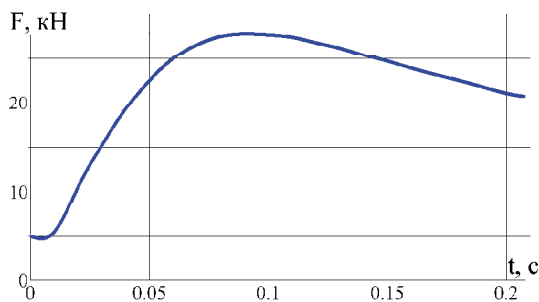


Рис. 2. Сила от пневмотолкателя

Особенностью расчетной модели является отсутствие закреплений по осевому направлению, что означает присутствие в расчетных величинах осевого перемещения жесткого целого (ПЖЦ), обусловленного поступательным движением вдоль оси z . Если необходимо выделить из получаемых расчетом осевые перемещения, вызванные деформациями, то следует вычесть из общих перемещений ПЖЦ

(выделенные осевые перемещения малы по сравнению с радиальными вследствие высокой осевой жесткости). Последние несложно вычислить методами теоретической механики для абсолютно твердого тела, т.к. общая масса и изменение суммарных внешних сил известны. Присутствие в численном решении ПЖЦ по осевому направлению не отражается в перемещениях поперечного направления и вычисляемых напряжениях.

В расчетах использовались две КЭ-модели с различной дискретизацией – начальная и уточненная. Последняя связана с большей дискретизацией конструкции МСО в окрестности зон приложения нагрузок – кронштейнов пневмотолкателей. Число узлов КЭ-дискретизации для начальной модели составило 9 992 при ширине ленты матрицы жесткости 2 211, а для уточненной КЭ-модели число узлов равнялось 12 591, а ширина ленты – 2 571.

Результаты расчетного анализа

Расчетные данные представлены результатами трех исследований – собственных частот и форм колебаний, оценки НДС при статическом нагружении с максимально возможной нагрузкой и, собственно, расчетами колебательного процесса.

Расчеты собственных колебаний носят вспомогательный характер и необходимы для интерпретации колебательных явлений и выбора параметров интегрирования по времени уравнений движения (динамики). Поскольку нижний шпангоут (Шп₁) соединен с фактически недеформируемым макетом первой ступени, то для исключения нулевых собственных частот можно по нему ввести закрепления. Это не отражается на спектре собственных частот, отвечающих колебаниям и сопровождающихся деформациями. Значения собственных частот из нижней части спектра представлены в табл. 1, а соответствующие им формы колебаний – на рис. 3. Отметим, что в представленных формах отсутствуют формы колебаний, при которых реализуется осевая симметрия деформации. Очевидно, что осесимметричное деформирование МСО является высокоэнергетическим и возможно только для высоких собственных частот.

Таблица 1. Собственные частоты колебаний створки обтекателя

№ частоты	1	2	3	4	5	6
Частота, Гц	34,1	42,5	73,2	95,6	115,4	116,9

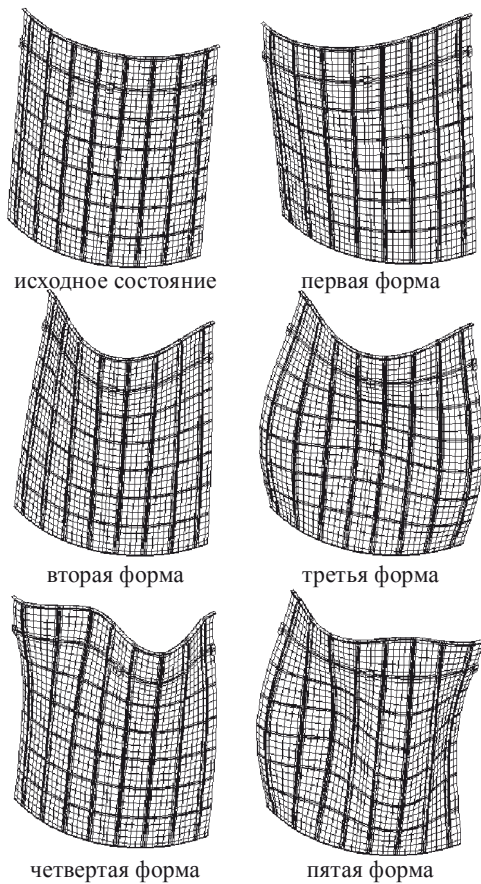


Рис. 3. Исходное состояние и формы колебаний модели МСО

Для оценки необходимого шага интегрирования использована для ориентира величина периода собственного колебания основного тона $T_1=1/\omega_1=0,0293$ с. В расчетах принято значение $\Delta t=0,002$ с, а весь интервал интегрирования составлял 0,22 с при длительности действия усилия от пневмотолкателя 0,208 с.

Проявление динамических эффектов в конструкции МСО зависит от длительности действия усилия $F(t)$, темпа его нарастания в сравнении с динамическими характеристиками – периодами собственных колебаний. Очевидно, что при медленном нарастании нагрузки в конструкции МСО устанавливается стационарное состояние, близкое к тому, что определяется расчетом статики.

Расчет статического состояния является оценочным для определения уровня параметров НДС для указанного предельного случая.

Расчеты статического НДС при максимальном значении силы от пневмотолкателя проводились для модели с закреплением по нижнему шпангоуту (Шп₁), а результаты исследований представлены на рис. 4–6. Форма конструкции МСО после деформации циклически симметричная (рис. 4), причем на рис. 4, а показано также для отсчета недеформированное состояние. Более детальное распределение компонент перемещений U_z , U_r представлено на рис. 5 в

виде областей значений определенного диапазона, указанных в соответствующих шкалах. Представленные картины изменения перемещений имеют физически ясную интерпретацию.

Распределение одного из основных компонентов напряженного состояния – осевого напряжения σ_z показано на рис. 6 для начальной и уточненной КЭ-моделей. Из приведенных данных следует, что распределение осевого напряжения носит локализованный характер, причем под кронштейном пневмотолкателя развивается зона сжимающих напряжений, а над ним – растягивающих. Сравнение результатов для начальной и уточненной КЭ-моделей показывает, что зоны распределения осевого напряжения уточнились, а также возросли достигаемые максимальные значения. В целом для уточненной модели параметры напряженного состояния следующие: максимальные сжимающие напряжения – 47,5 МПа, максимальные растягивающие – 36,6 МПа, а интенсивность напряжений 50,3 МПа.

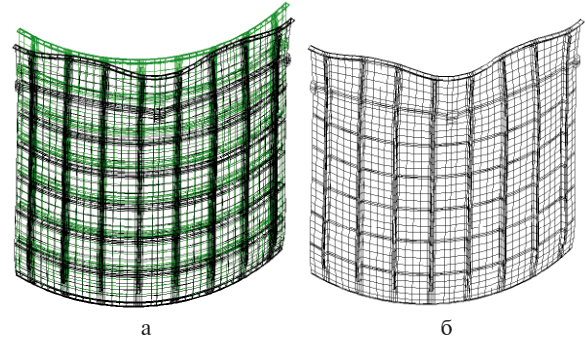


Рис. 4. Форма МСО после деформации (статика; нагрузка – максимальное усилие от пневмотолкателя 27,8 кН)

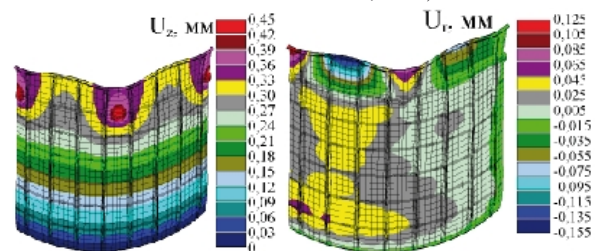


Рис. 5. Распределение перемещений U_z и U_r в МСО (статика; нагрузка – максимальное усилие от пневмотолкателя 27,8 кН)

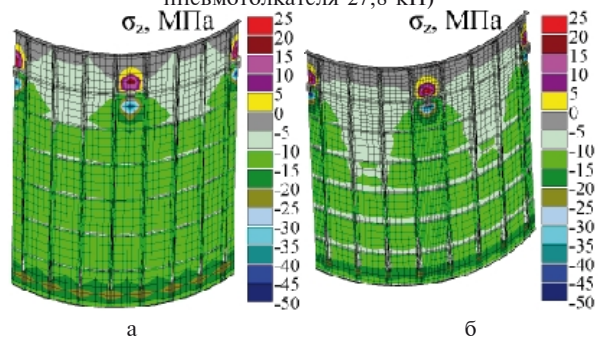


Рис. 6. Осевое напряжение σ_z (МПа) при разной КЭ-дискретизации: а – начальной; б – уточненной

Некоторые из результатов динамического анализа представлены на рис. 7–10, где данные приведены для контрольных точек A_1 (рис. 1, в), расположенных на обечайке и шпангоутах в сечении по кронштейну пневмотолкателя. Наибольшим перемещением, вызванным деформацией, является радиальное смещение (u_r), изменение которого во времени в разных точках вдоль оси МСО (точки A_i) показано на рис. 7, 9. Характерным является монотонное его изменение без проявления колебательных явлений с повторением закона изменения действующего усилия $F(t)$ пневмотолкателя. Максимальные радиальные отклонения достигаются на шпангоуте ШП₈ и составляют 0,137 мм и близки к максимальным значениям для статического состояния при максимальном значении усилия пневмотолкателя. Это свидетельствует о том, что нагружение конструкции МСО носит квазистатический характер, и динамические эффекты не наблюдаются. Аналогичный характер изменения во времени имеют и напряжения, например, осевые напряжения σ_z в точке A_3 обечайки на высоте шпангоута ШП₇ (рис. 10). Осевое перемещение u_z в контрольных точках A_i , представленное на рис. 8, в основном отражает ПЖЦ и близко к параболе. Расчеты поступательного движения твердого тела с суммарной массой МСО и отработавшей первой ступени под действие переменной суммарной осевой силы от пневмотолкателя подтверждают представленный на рис. 9 закон изменения перемещения u_z .

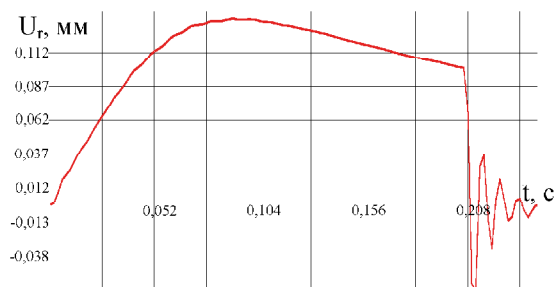


Рис. 7. Радиальное перемещение U_r точки A_1

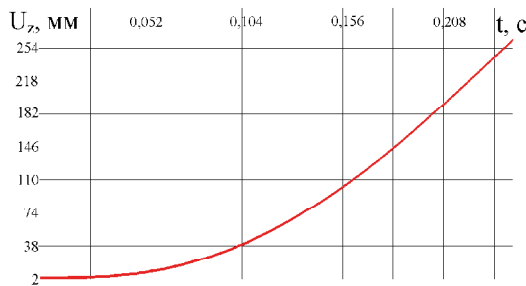


Рис. 8. Осевое перемещение U_z точек A_1 – A_{10} (с учетом ПЖЦ)

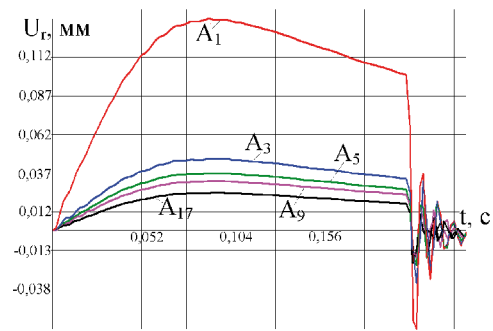


Рис. 9. Радиальное перемещение U_r контрольных точек

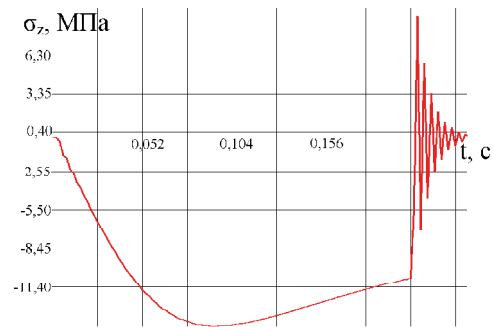


Рис. 10 — Осевое напряжение σ_z точки A_3

После прекращения действия усилия пневмотолкателя (внезапное снятие нагрузки) возникают колебания с частотой около 115 Гц с уменьшающейся амплитудой. Этой частоте соответствует пятая и шестая формы парной собственной частоты ($\omega_5 = \omega_6$ с учетом точности вычислений). Это явление, имеющее частный характер, можно интерпретировать так. Форма деформированной поверхности МСО, достигаемая при квазистатическом нагружении, близка к форме колебаний пятой-шестой собственных форм (начальные условия), поэтому вначале после снятия нагрузки возбуждаются колебания с такой частотой (115 Гц). Затем энергия деформации перераспределяется, и колебания переходят в более низкие формы с меньшей амплитудой.

Выводы

1. Применяемая методика и модель расчета динамического НДС МСО учитывают основные особенности конструкции и нагружения, что определяет адекватность моделирования и оценок прочности и жесткости.
2. Время действия пневмотолкателей значительно больше периода собственных колебаний основного тона, что определяет квазистатический характер деформирования МСО.
3. Динамические напряжения в МСО весьма ограничены и имеют локализованный характер у кронштейнов пневмотолкателей. Несущая способность МСО может быть повышена усилением обшивки в зоне крепления пневмотолкателей.

Литература

1. Конечноэлементный анализ и экспериментальное исследование прочности трехслойной сотовой конструкции переходного отсека космического летательного аппарата / Д.В. Акимов, В.З. Гришак, С.И. Гоменюк и др. // Проблемы прочности. – 2016. – №3. – С. 52–57.
2. Математическое моделирование и исследование напряженно-деформированного состояния отсеков ракет космического назначения / Д. В. Акимов, И. Ф. Ларионов, Д. В. Клименко и др. // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2019. – Вып. 1 (117). – С. 21–27.
3. Статические испытания опытного межступенчатого отсека ракеты-носителя «Циклон-4» из углепластика / А. М. Зиновьев, А. П. Кушнарев, А. В. Кондратьев и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 4 (101). – С. 28–35.
4. Акимов Д. В. Математическое моделирование и исследование прочности силовых элементов конструкций космических летательных аппаратов / Д. В. Акимов, В. З. Гришак, С. И. Гоменюк и др. // Вестник Запорожского национального университета. – 2015. – № 3. – С. 6–13.
5. Экспериментальное исследование деформированного состояния и прочности межступенчатого отсека ракетносителя при статическом внешнем нагружении / Д. В. Акимов, В. З. Гришак, С. И. Гоменюк и др. // Нові матеріали і технології в металургії і машинобудуванні. – 2016. – № 1. – С. 82–89.

6. Научное сопровождение разработки композитных несущих отсеков головных блоков ракет-носителей / А. М. Потапов, В. А. Коваленко, А. В. Кондратьев и др. // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2017. – Вып. 2 (114) – С. 112–120.
7. Шульженко Н. Г. Задачи термпрочности, вибродиагностики и ресурса энергоагрегатов (модели, методы, результаты исследований): монография / Н. Г. Шульженко, П. П. Гонтаровский, Б. Ф. Зайцев. – Saarbrücken, Germany: LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co.KG, 2011. – 370 с.
8. Бате К. Численные методы анализа и метод конечных элементов / К. Бате, Е. Вильсон. – М.: Стройиздат, 1982. – 448 с.
9. Динамическое контактное взаимодействие адаптеров космической конструкции при разделении / Н. Г. Шульженко, Б. Ф. Зайцев, А. В. Асаенок и др. // Космічна наука і технологія. – 2016. – № 2, Т. 22,. – С. 12–21.
10. Динамика элементов системы отделения обтекателя ракеты / Н. Г. Шульженко, Б. Ф. Зайцев, А. В. Асаенок и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2017. – №9 (144). – С. 5-13.
11. Dynamic Processes During the Through-plastic-damper Shock Interaction of Rocket Fairing Separation System Components / B. Zaytsev, A. Asayenok, T. Protasova et al // Journal of Mechanical Engineering. – 2018. – Vol. 21, No. 3. – P. 19–30.

Поступила в редакцию 19.07.2019

Б.П. Зайцев, Т.В. Протасова, Н.В. Сметанкіна, І.Ф. Ларіонов, Д.В. Клименко, Д.В. Акімов. Динамічний напружено-деформований стан міжступеневого відсіку ракети-носія при відділенні першого ступеня

Найбільш оптимальним підходом при практичному вирішенні проблем міцності ракетних конструкцій є комбінування теоретичних досліджень з їхньою паралельною верифікацією коректно поставленим експериментом. В даній статті розроблено методіку й розрахункову модель та виконано комп'ютерні дослідження міжступінного відсіку ракети-носія «Циклон-4М» при відділенні. Методика розрахунку динаміки міжступінного відсіку базується на тривимірному методі скінченних елементів з розв'язанням задачі за часом кінцево-різницевим методом Вільсона. Застосовані методика й модель розрахунку динамічного напружено-деформованого стану міжступінного відсіку враховують основні особливості конструкції та навантаження, що зумовлює адекватність моделювання та оцінок міцності й жорсткості. Досліджувана конструкція має вигляд тонкостінної металевої оболонки обертанья. В розрахунковій моделі міжступінного відсіку представлено всі основні силові елементи – обичайка, системи повздожнього й поперечного підкріплення у вигляді стрингерів та шпангоутів. Приєднана маса першого ступеня, що відпрацював, та ексцентриситет дії пневмоштовхачів враховано в моделі. Дві скінченно-елементні моделі з різною дискретизацією – початковою та уточненою – використані в розрахунках. Уточнена модель пов'язана з більшою дискретизацією конструкції міжступеневого відсіку в околі зон прикладання навантаження – кронштейнів пневмоштовхачів. Розрахункові дані представлено результатами трьох досліджень – власних частот й форм коливань, оцінки напружено-деформованого стану при статичному навантаженні з максималь-

но можливим навантаженням и, власне, розрахунками коливального процесу. Час дії пневмоштовхачів значно більший за період власних коливань основного тону, що визначає квазістатичний характер деформування міжступеневого відсіку. Динамічні напруження в міжступеному відсіку доволі обмежені та мають локалізований характер біля кронштейнів пневмоштовхачів. Несуча здатність міжступеневого відсіку може бути підвищена посиленням обшивки в зоні кріплення пневмоштовхачів.

Ключові слова: ракета, обтічник, міжступеневий відсік, відділення, імпульсний вплив, скінченний елемент, динаміка, міцність.

B.F. Zajtsev, T.V. Protasova, N.V. Smetankina, I.F. Larionov, D.V. Klimenko, D.V. Akimov. Dynamic stress-strain state of the inter-stage launch vehicle module during the first stage separation

The most optimal approach in the practical solution of the problems of the rocket structures strength is a combination of theoretical studies with their parallel verification by a correctly performed experiment. In this article a methodology and a calculation model have been developed and computer studies have been carried out for the inter-stage module of the Cyclone-4M launch vehicle during separation. The method of calculating the inter-stage module dynamics is based on the three-dimensional finite element method with the solution of the problem in time by the Wilson finite-difference method. The applied methodology and model for calculating the dynamic stress-strain state of the inter-stage module take into account the main features of the structure and loading, that determines the adequacy of modeling and strength and stiffness estimates. All the main strength elements are represented in the design model of the inter-stage module, namely, the shell, longitudinal and transverse reinforcements systems by the stringers and frames. The virtual mass of the discharged first stage and the eccentricity pneumatic pushers' action are taken into account in the model. Two finite element models with different discretization – initial and refined – were used in the calculations. The refined model is associated with greater discretization of the design of the inter-stage module in the vicinity of the areas of application of loads – pneumatic tappets brackets. The calculated data are presented by the results of three studies – natural vibration frequencies and mode shapes, estimates of the stress-strain state under static loading with the maximum possible load and calculations of the vibration process. The duration of pneumatic pushers is much longer than the period of fundamental tone natural vibrations. This determines the quasi-static behavior of the inter-step module deformation. Dynamic stresses in the inter-stage module are very limited and have a localized character near the brackets of pneumatic pushers. The inter-stage module load-carrying capability can be increased by reinforcing the airframe in the pneumatic pushers' holder area.

Keywords: rocket, fairing, inter-stage module, separation, impulse action, finite element, dynamics, strength.

References

1. Akimov D.V., Gryshchak V.Z., Gomenyuk S.I., Larionov I.F., Klimenko D.V., & Sirenko V.N. Finite-Element Analysis and Experimental Investigation on the Strength of a Three-Layer Honeycomb Sandwich Structure of the Spacecraft Adapter Module. *Strength of Materials*, 2016, vol. 48, iss. 3, pp. 379–383. <https://doi.org/10.1007/s11223-016-9775-y>.
2. Akimov D. V., Larionov I. F., Klimenko D. V., Grishchak V. Z., Gomenyuk S. I. Matematicheskoye modelirovaniye i issledovaniye napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya otsekov raket kosmicheskogo naznacheniya [Mathematical modeling and research of the stress-strain state of compartments of space rockets]. *Kosmicheskaya tekhnika. Raketnoye vooruzheniye – Space technology. Missile weapons*, 2019, iss. 1 (117), pp. 21–27.
3. Zinovyev A. M., Kushnarev A. P., Kondratyev A. V., Potapov A. M., Kuznetsov A. P., Kovalenko V. A. Sticheskiye ispytaniya opytnogo mezhestupennogo otseka rakety-nositelya "Tsiklon-4" iz ugleplastika [Static tests of the experimental inter-stage compartment of the Cyclone-4 carrier rocket made of carbon fiber]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya – Aerospace engineering and technology*, 2013, no. № 4 (101), pp. 28–35.
4. Akimov D.V., Grishchak V.Z., Gomenyuk S.I., Grebenyuk S.N., Lisnyak A.A., Choporov S.V., Larionov I.F., Klimenko D.V., Sirenko V.N. Matematicheskoye modelirovaniye i issledovaniye prochnosti silovykh elementov konstruktsiy kosmicheskikh letatelnykh apparatov [Mathematical modeling and research of the strength of the power elements of the structures of spacecraft]. *Bulletin of Zaporizhzhya National University – Visnyk of Zaporizhzhya National University*, 2015, no. 3, pp. 6–13.

5. Akimov D.V., Grishchak V.Z., Gomenyuk S.I., Klimenko D. V., Larionov I. F., Sirenko V. N. Eksperimentalnoye issledovaniye deformirovannogo sostoyaniya i prochnosti mezhstupenchatogo otseka raketonositelya pri staticheskom vneshnem nagruzhении [Experimental study of the deformed state and strength of the interstage compartment of the launch vehicle under static external loading]. *Novi materialy i tekhnologii v metalurhii i mashyno-buduvanni – Innovative Materials and Technologies in Metallurgy and Mechanical Engineering*, 2016, no. 1, pp. 82–89.

6. Potapov A.M., Kovalenko V.A., Kondrat'yev A.V., Gaydachuk V. Ye. Nauchnoye soprovozhdeniye razrabotki kompozitnykh nesushchikh otsekov golovnykh blokov raket-nositeley [Scientific support for the development of composite bearing compartments of the head blocks of launch vehicles]. *Kosmicheskaya tekhnika. Raketnoye vooruzheniye – Space technology. Missile weapons*, 2017, iss. 2 (114), pp. 112–120.

7. Shulzhenko N. G., Gontarovskiy P. P., Zaytsev B. F. Zadachi termoprochnosti, vibrodiagnostiki i resursa energoagregatov (modeli, metody, rezultaty issledovaniy): monografiya [Problems of thermal strength, vibration diagnostics and resource of energy-generating units (models, methods, research results)]: monograph. Saarbrücken, Germany:

LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co.KG, 2011, 370 p.

8. Bate K. & Vilson E. Chislennyye metody analiza i metod konechnykh elementov [Numerical analysis methods and finite element method]. Moscow: Stroiizdat, 1982, 448 p.

9. Shulzhenko N. G., Zaytsev B.F., Asayenok A.V., Klimenko D. V., Batutina T. Ya., Burchakov B.V. Dinamicheskoye kontaktnoye vzaimodeystviye adapterov kosmicheskoy konstruksii pri razdelenii [Dynamic contact interaction of space structure adapters during separation]. *Kosmichna nauka i tekhnologhiia – Space Science and Technology*, 2016, vol. 22, no. 2, pp. 12–21.

10. Shulzhenko N.G., Zaitsev B. F., Asaenok A.V., Protasova T.V., Klimenko D.V., Larionov I.F., Akimov D.V. Dinamika elementov sistemy otdeleniya obtekatelya rakety [Dynamics of components of the rocket cone separation system]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya – Aerospace engineering and technology*, 2017, no. 9 (144), pp. 5–13.

11. Zaytsev B., Asayenok A., Protasova T., Klimenko D., Akimov D., Sirenko V. Dynamic Processes During the Through-plastic-damper Shock Interaction of Rocket Fairing Separation System Components. *Journal of Mechanical Engineering*, 2018, vol. 21, no. 3, pp. 19–30.