

УДК 539.3:629.7

Н. Г. ШУЛЬЖЕНКО¹, Б. Ф. ЗАЙЦЕВ¹, А. В. АСАЕНОК¹, Т. В. ПРОТАСОВА¹,
Д. В. КЛИМЕНКО², И. Ф. ЛАРИОНОВ², Д. В. АКИМОВ²

¹ *Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина*

² *Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина*

ДИНАМИКА ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ ОТДЕЛЕНИЯ ОБТЕКАТЕЛЯ РАКЕТЫ

Рассматривается динамическое напряженно-деформированное состояние элементов и узлов пиротехнического устройства отделения обтекателя ракеты типа «катапульта». Разработаны расчетные модели и проведено исследование динамической прочности и жесткости опоры обтекателя ракеты в разных фазах отделения. Численное моделирование состояний выполняется по трехмерной схеме МКЭ с применением конечно-разностного метода Ньюмарка расчета по времени. Данные расчетных исследований и выводы, полученные на их основе, могут быть использованы для обеспечения работоспособности по прочностным критериям системы отделения обтекателя ракеты.

Ключевые слова: ракета, обтекатель, пиротехническое устройство, отделение, боковой увод, импульсное нагружение, динамическая прочность и жесткость

Введение

Развитие ракетостроения предъявляет новые требования к конструированию головных обтекателей ракет, которое определяется рядом факторов. К ним относятся скорость полета ракеты, ее габариты, необходимость облегчения конструкции и переход к новым материалам, обеспечение прочности и стабильности температурного режима в отсеке под обтекателем. Заключительной фазой функционирования обтекателя является его отделение от ракеты, осуществляемое системой отделения обтекателя, к которой также предъявляется ряд требований. Опыт конструирования головных обтекателей, систем их отделения и тенденции его развития отражены в [1–3].

В полете головной обтекатель испытывает аэродинамическое давление и нагрев, которые учитываются в типовых расчетах прочности и устойчивости, где, в основном, применяются аналитические средства [4, 5]. Более универсальный подход на основе МКЭ применен в [6–8], причем в работе [7] рассмотрено также состояние обтекателя при отделении. В большинстве работ рассмотрены квазистатические состояния обтекателей без моделирования динамики процесса отделения.

В системах отделения обтекателей, где применяются пиротехнические средства, могут возникать значительные импульсные нагрузки. Учет их влияния на динамическую прочность и жесткость в элементах системы отделения, лимитирующих их работоспособность, составляет цель настоящей работы.

Методика анализа динамического состояния элементов космической техники на примере разделения адаптеров КА и РН применялась в [9, 10].

Особенности срабатывания системы отделения обтекателя, действующие нагрузки и расчетные состояния. Функционирование системы начинается после отделения корпуса обтекателя от ракеты при срабатывании пироболтов. Принципиальная схема пиротехнической системы отделения обтекателя представлена на рис. 1, где показаны два ее положения. Первое, исходное положение (рис. 1, а), соответствует началу горения пороховой навески, размещенной в штоке и связанном с ним цилиндром. Под действием давления пороховых газов подвижная часть системы (ПЧ), представленная цилиндром и корпусом обтекателя, приходит в движение и набирает кинетическую энергию, достаточную для подхватывания неподвижной части (НЧ) системы – цилиндра и корпуса обтекателя во втором, конечном положении, представленном на рис. 1, б. При подхватывании НЧ открывается сопло и под действием реактивной силы истечения газов происходит боковой увод обтекателя.

При работе системы отделения обтекателя возникают интенсивные импульсные нагрузки, действие которых может привести к потере динамической прочности, жесткости и устойчивости различных элементов в разных состояниях.

Здесь рассматриваются два расчетных состояния, соответствующих положениям элементов и узлов системы отделения, указанным на рис. 1. Объек-

том исследования в первом случае является неподвижная часть обтекателя, представленная силовой опорой и соединенным с ней штоком, а основным вопросом является динамическая силовая реакция опоры под действием большого осевого воздействия, создаваемого пороховыми газами. Во втором случае расчетное состояние отвечает боковому уводу обтекателя под действием реактивной силы от истечения газов через сопло (рис. 1, б). Учитывая значительное моментное воздействие на НЧ от реактивной силы, возможно существенное искажение формы опоры, т.е. ее недостаточная жесткость, которая может привести к контакту опоры с расположенными внутри нее элементами. При этом в расчетную модель следует включать также и подвижную часть, участвующую в движении.

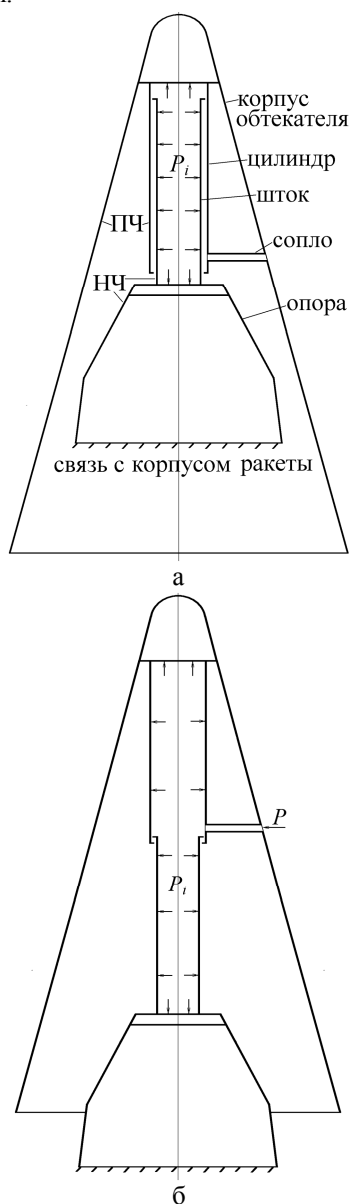


Рис. 1. Схема системы отделения обтекателя:
а – исходное положение; б – положение при открытии сопла

Методика расчетных исследований. Спецификой конструкций ракетной техники, в частности и рассматриваемой системы отделения обтекателя, является сочетание тонкостенных и массивных элементов, для расчетов которых необходимо методико-программное обеспечение общего вида, т.е. с использованием трехмерных расчетных моделей.

Расчетные исследования выполняются на основе методического и программного обеспечения, разработанного в ИПМаш НАН Украины [11] и неоднократно проходившего модернизацию с расширением расчетных возможностей и повышением эффективности. В основу разработки положен МКЭ с топологически регулярной системой дискретизации на конечные элементы. Для систем МКЭ высокого порядка предусмотрено применение многосеточной реализации. В составных конструкциях допускается моделирование анизотропных свойств разнородных элементов с различными законами криволинейной анизотропии. При моделировании механических нестационарных процессов допускается односторонний контакт элементов, учитываемый специальными моделями разрезов, с учетом сухого трения, выполняющего функцию конструкционного демпфирования.

Уравнения динамического состояния конструкции в матричной форме представляются в виде

$$[M]\ddot{u} + [C]\dot{u} + [K]u = F, \quad (1)$$

где u – вектор узловых перемещений;

$[C]$ – матрица демпфирования;

F – вектор узловых сил от внешнего нагружения;

$[K]$, $[M]$ – матрицы жесткости и масс тела.

В расчетах не учитывалось демпфирование, характеристики которого определить достаточно сложно. К тому же при переходных процессах, вызванных импульсным нагружением, демпфирование незначительно влияет на максимальные динамические реакции. В большей мере это влияние ощущается при длительном процессе колебаний.

Уравнения колебаний конструкции (1) интегрируются по времени неявным конечно-разностным методом Ньюмарка, безусловно устойчивым и хорошо апробированным при решении матричных дифференциальных уравнений второго порядка.

Программное обеспечение имеет развитые входной и выходной графические интерфейсы для построения конечно-элементных моделей и анализа напряженно-деформированного состояния конструкции в заданные моменты времени или изменения его характеристик в зависимости от времени в заданных точках.

Исследование НДС опоры обтекателя при срабатывании пиротехнического устройства. Объектом исследования является НЧ системы отде-

ления обтекателя, представленная силовой опорой и соединенным с ней штоком. По сравнению с другими элементами шток практически не деформируется, и его влияние проявляется как дополнительная масса, увеличивающая инерционность системы.

На рис. 2, а представлена общая модель опоры обтекателя с конечно-элементной дискретизацией и указано нагружение, изменяющееся во времени. Конструкция опоры и ее нагружение осесимметричные, поэтому можно ожидать, что динамическое НДС будет также осесимметричным. В соответствии с этим расчетная модель может быть упрощена. На рис. 2, б показан фрагмент конструкции опоры обтекателя, где масса штока учтена в виде макета, то есть произвольного слоя конечных элементов, масса которого равна массе штока. Таким образом, а расчетной модели представлены два материала: основной – титановый сплав ВТ6С ($E=1,15 \cdot 10^5$ МПа, $\rho=4,45$ г/см³) несущей конструкции опоры, дополнительный – условный материал макета штока с эквивалентной суммарной массой штока.

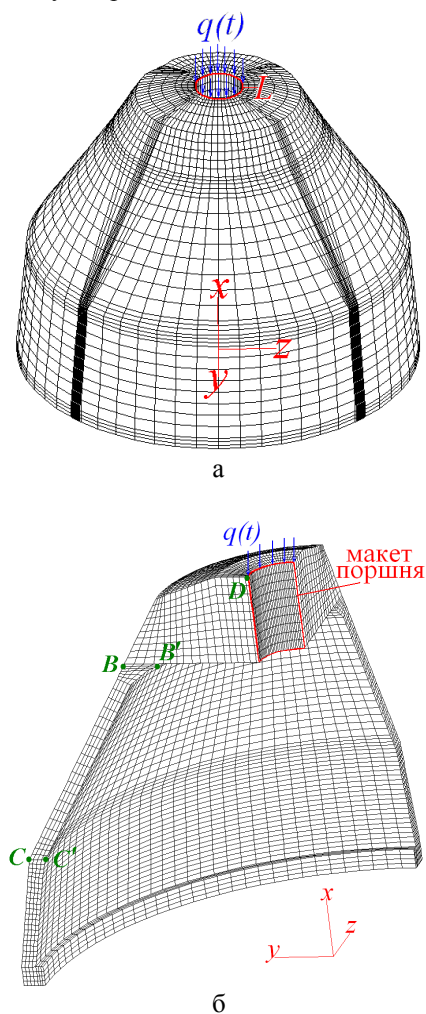


Рис. 2. Модель опоры обтекателя: а – общий вид; б – фрагмент конструкции с дискретизацией на конечные элементы и контрольными точками

Нагружение на опору $q(t)$ распределено по внутренней цилиндрической поверхности, равнодействующая которого $Q(t)$ изменяется во времени (рис. 3) и действует на конструкцию опоры как внезапное нагружение. Условия опирания обусловлены конструктивными особенностями соединения опоры с сопряженными элементами ракеты и могут быть приняты как защемление по нижней торцевой поверхности.

Рассматривалось несколько вариантов конструкции с различными толщинами оболочечных частей опоры и материалов. Здесь представлены результаты исследований усиленной конструкции (с увеличенной толщиной). Предварительно проведены расчеты собственных частот и форм колебаний опоры, результаты которых для первых частот приведены в табл. 1, где также указаны соответствующие периоды колебаний. Период колебаний (перемещений) в динамической задаче составляет 0,41 мс, причем с увеличением точности интегрирования он уменьшается, приближаясь к значению периода первого собственного колебания.

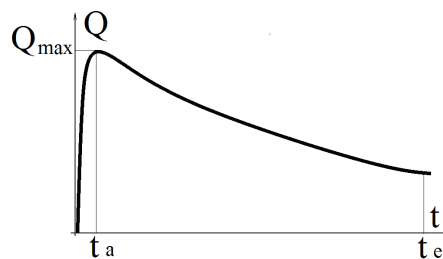


Рис. 3. Зависимость осевой нагрузки на опору от времени

Таблица 1
Собственные частоты и периоды колебаний опоры (усиленная конструкция) с учетом массы штока

№ формы	Частота ν , Гц	Период T , мс
1	2475	0,404
2	3504	0,285
3	4317	0,232

Выполнен комплекс исследований динамического НДС опоры обтекателя, а также, для сопоставления, расчеты статического состояния под максимальной нагрузкой ($Q_{\max}=60$ т). Время действия нагрузки (длительность процесса отделения обтекателя от ракеты) составляет 5,08 мс. Шаг интегрирования по времени в соответствии с методом Ньюмарка коррелирует с длительностью импульса и периодом колебаний основного тона. С учетом этого шаг по времени равен $\Delta t=10$ мкс, что достаточно для достижения необходимой точности.

Результаты расчетных исследований представлены в контрольных точках, расположение которых

указано на рис. 2, б. Изменение во времени осевого (в направлении действия нагружения) перемещения u_x в различных контрольных точках показано на рис. 4, из которого видно, что колебания носят почти периодический характер. Причем, в точках В и D, где перемещения u_x значительны, колебания практически гармонические с периодом, близким к периоду колебаний с первой собственной частотой. В точке С колебания тоже коррелируют с указанным периодом, но гармоничность нарушается. Можно предположить, что возбуждаются также формы собственных колебаний с большими частотами, амплитуды которых значительно меньше, чем амплитуды основного тона. В частях конструкции, где осевые перемещения невелики (точки С, С') вклад высших форм становится существенным.

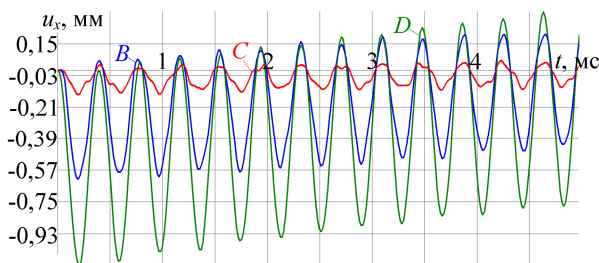


Рис. 4. Изменение во времени осевых перемещений u_x в контрольных точках

Форма опоры после деформации изображена на рис. 5, а, где для сравнения приведены результаты при статическом нагружении (рис. 5, б). Деформирование опоры осуществляется циклически с тенденцией изменения амплитудных значений вследствие снижения действующего нагружения, поэтому исследовать динамическую прочность необходимо при максимальных перемещениях ($t=203,5$ мкс). Искривление меридиана оболочечной части опоры указывает на достаточно значительные радиальные перемещения в нижней ее части, вызывающие окружные напряжения. Изменение во времени радиальных перемещений u_r в точке С, где они максимальны, показано на рис. 6, при этом периодичность процесса также коррелирует с периодом первого собственного колебания. Основные параметры деформированного состояния в контрольных точках, которые характеризуют жесткость конструкции опоры, приводятся в табл. 2. Необходимо отметить, что оболочечная часть опоры подвергается воздействию продольно-поперечного изгиба, поэтому и напряжения обусловлены сжатием и искривлением. Сжимающая составляющая линейно зависит от толщины, а изгибная изменяется по закону, близкому к квадратичному. Т.е., на напряженное состояние оболочки опоры можно эффективно влиять через изменение ее толщины.

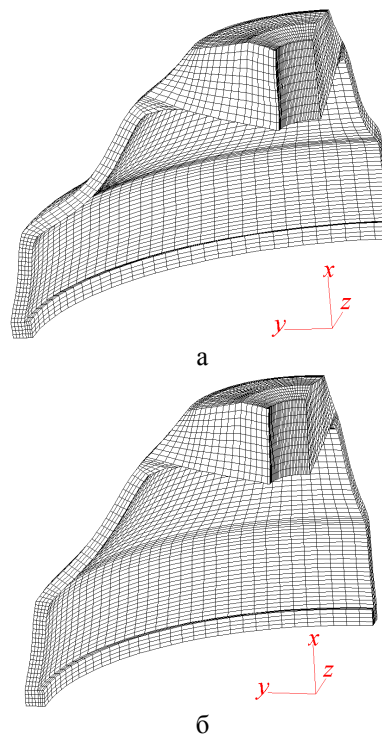


Рис. 5. Деформированное состояние конструкции (перемещения увеличены): а – динамика, $t=203,5$ мкс; б – статика

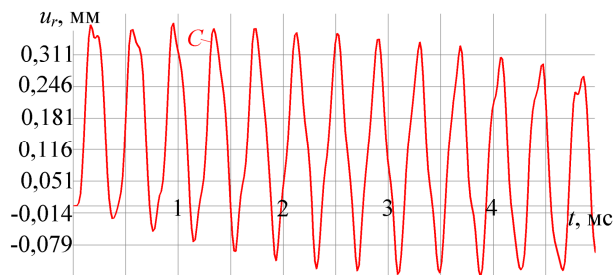


Рис. 6. Изменение во времени радиальных перемещений u_r в контрольной точке С

Таблица 2
Максимальные значения перемещений в контрольных точках при динамическом (максимум при $t=203,5$ мкс) и статическом нагружениях

Точка	Задача	Осевое перемещение u_x , мм	Радиальное перемещение u_r , мм
В	динамика	-0,687	0,082
	статика	-0,344	0,051
С	динамика	-0,144	0,348
	статика	-0,064	0,189
D	динамика	-1,145	-0,024
	статика	-0,631	-0,016

Характеристиками напряженного состояния опоры являются осевое напряжение σ_x , на которое влияет сжатие и изгиб оболочки опоры, а также критериальная характеристика – интенсивность напряжений σ_i .

Распределение осевого напряжения в виде зон напряжений с соответствующим диапазоном его изменения, приведено на рис. 7. Необходимо отметить осевую симметрию распределения напряжений, полученную в расчетах, что подтверждает принятое предположение о расчетной модели. Наиболее опасной зоной нагруженности, характерной для данного вида конструкции опоры, является область перелома меридиана (вблизи точек С, С'). В этой зоне напряженное состояние, обусловлено изгибом, осевым сжатием и окружным растяжением, и осевое напряжение неравномерно распределено по толщине опоры. Данные по величинам напряжений σ_x и σ_i в контрольных точках приведены в табл. 3, где максимальные значения близки к пределу прочности материала ВТ6С ($\sigma_T=735$ МПа, $\sigma_B=835$ МПа при температуре $T=20^\circ\text{C}$).

При динамическом нагружении опоры усилие в опирании передается на ракету (смежные элементы). Для оценки этого влияния вычислена суммарная реакция в опирании, которая определяется по распределению осевого напряжения вблизи площадки опирания. Изменение опорной реакции за период колебаний показано на рис. 8. Для сравнения приводится значение опорной реакции при статическом нагружении для наибольшего давления пороховых газов 188 МПа. Максимальное значение опорной реакции составляет 124,3 т ($t=203,5$ мкс), что более чем в два раза превышает это значение для статического нагружения.

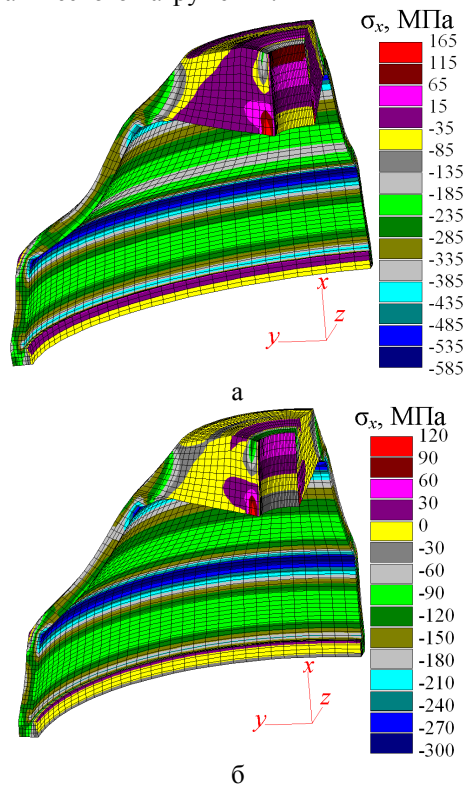


Рис. 7. Распределение осевых напряжений: а – динамика, $t=203,5$ мкс; б – статика

Таблица 3
Максимальные значения напряжений в характерных точках (зонах) при динамическом (максимум при $t=203,5$ мкс) и статическом нагружениях

Точка	Задача	Осевые напряжения σ_x , МПа	Интенсивность напряжений σ_i , МПа
В	динамика	-303,7	388,4
	статика	-161,6	213,1
В'	динамика	7,3	176,8
	статика	3,4	114,3
С	динамика	80,7	304,0
	статика	40,0	162,6
С'	динамика	-612,3	755,5
	статика	-318,3	397,3



Рис. 8. Опорная реакция

Деформации в элементах обтекателя при боковом уводе. Боковой увод обтекателя осуществляется в заключительной фазе отделения от ракеты. В это время ПЧ обтекателя занимает крайнее положение. При этом инерционность системы при вращательном движении максимальна. Общая схема обтекателя в сборе представлена на рис. 9. Действие боковой импульсной силы $Q(t)$ обусловлено вытеканием пороховых газов через боковое сопло при достижении крайнего положения ПЧ. Влияние ПЧ на динамику обтекателя при боковом уводе существенно инерционное, поэтому для упрощения расчетной модели вводится дополнительный элемент – инерционная модель в виде жесткого безмассового стержня с одинаковыми массами на концах. Соединение инерционной модели с НЧ такое же, как ПЧ с НЧ, а инерционные характеристики – масса, координаты центра масс и моменты инерции относительно центра масс одинаковые с ПЧ.

Динамическая реакция подвижной части обтекателя зависит от спектра собственных колебаний, результаты расчетов которого представлены в табл. 4, где приведены данные с учетом и без учета влияния ПЧ обтекателя. Как следует из таблицы, инерция ПЧ существенно сказывается на собственных частотах, и пренебречь ею нельзя.

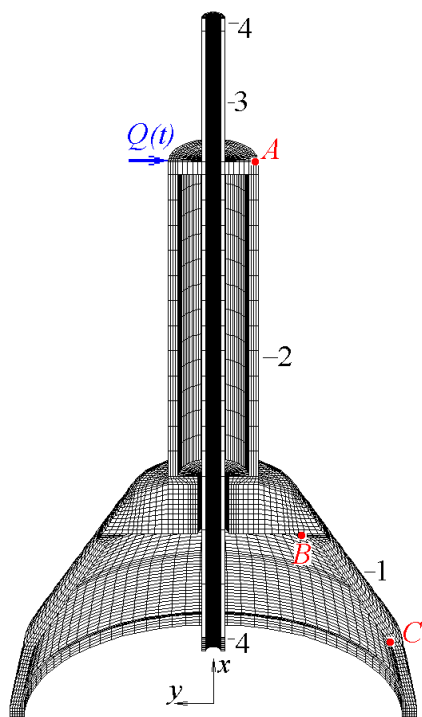


Рис. 9. Схема обтекателя в сборе:
1 – опора; 2 – шток; 3 – безмассовый стержень;
4 – массы инерционной модели

Таблица 4
Собственные частоты p_i и периоды T_i колебаний обтекателя в сборе при смещенном положении подвижной части

Вариант	$p_1, \text{Гц}$	$T_1, \text{мс}$	$p_2, \text{Гц}$	$T_2, \text{мс}$	$p_3, \text{Гц}$	$T_3, \text{мс}$
Без учета ПЧ	641	1,56	2072	0,483	2469	0,405
С учетом ПЧ	359	2,79	589	1,700	1392	0,718

Для описания распределения во времени боковой силы $Q(t)$ использована аппроксимация

$$Q(t) = Q_0 e^{-k(t-t_0)},$$

где $Q_0 = Q(t_0)$,

$k = (\ln Q - \ln Q_1) / (t_1 - t_0)$, $Q_1 = Q(t_1)$ – коэффициенты.

Длительность действия импульса от силы $Q(t)$ составляет 0,55 мс, другие параметры равны: $t_0=0$, $t_1=0,1$ мс, $Q_0=33,5$ кН, $Q_1=9,8$ кН.

Представление о деформации НЧ системы отделения обтекателя при статическом и динамическом нагружениях следует из табл. 5 и рис. 10–11, где приведены данные о перемещениях в направлении действия боковой силы в контрольных точках, указанных на рис. 9. Перемещение при динамическом нагружении указано для моментов времени, когда достигаются максимальные значения. Характер изменения формы опоры при динамическом нагружении аналогичный случаю статического нагружения, но масштаб перемещений значительно

меньше, вследствие чего проектные зазоры между опорой и конструктивными элементами внутри нее не выбираются.

Таблица 5
Максимальные значения перемещения в контрольных точках обтекателя при боковом уводе

Вариант расчета	Максимальные значения перемещения u_y в точках, мм		
	A	B	C
Статика ($Q=33,5$ кН)	7,140	0,090	0,140
Динамика с учетом ПЧ ($t=0,5445$ мс)	0,128	0,005	0,005
Динамика без учета ПЧ ($t=0,385$ мс)	0,979	0,080	0,065

Перемещения от времени в контрольных точках A и C приведены на рис. 12, 13, где представлены результаты без учета (рис. 11) и с учетом (рис. 13) инерционного влияния ПЧ системы отделения обтекателя. В случае учета ПЧ общие перемещения значительно меньше, к тому же сильнее проявляются высокочастотные колебания. Это следует из рис. 13, б, где перемещения точки C приведены в большем масштабе.

Данные рис. 13, б указывают на некоторое запаздывание начала переходного колебательного процесса в точке C, причем наблюдаются высокочастотные колебания с ростом постоянной составляющей.

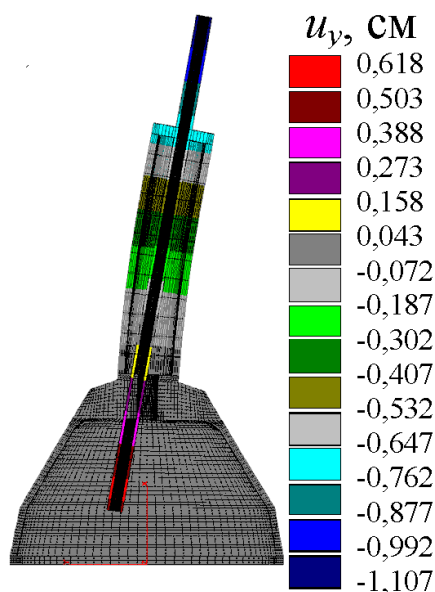


Рис. 10. Перемещения u_y опоры при уводе, $t=0,54$ мс

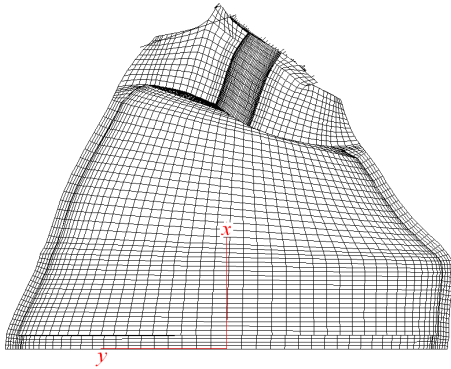


Рис. 11. Деформация опоры (в увеличенном масштабе) при статическом нагружении

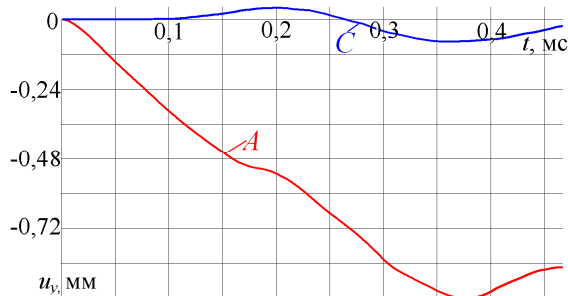


Рис. 12. Изменение осевых перемещений u_y (см) в точках А и С опоры без учета инерционного влияния ПЧ

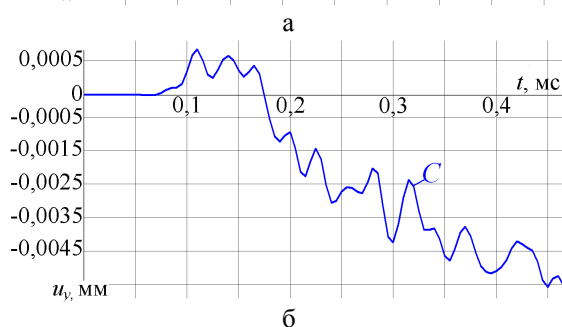
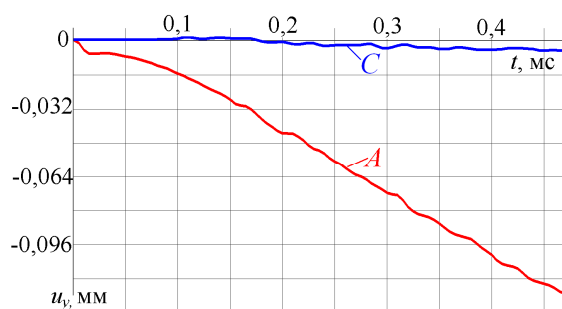


Рис. 13. Осевые перемещения опоры в точках А, С (а) и С (в увеличенном масштабе) (б) с учетом инерционного влияния ПЧ

Заключение

Разработаны расчетные модели и проведено исследование динамической прочности и жесткости опоры обтекателя ракеты в различных фазах отделения. Рассмотрено два расчетных состояния узлов

устройства отделения, важных для оценки прочности и жесткости: динамическое деформирование опоры с присоединенной массой штока при осевом воздействии (длительностью 5 мс) и динамическая реакция опоры со штоком при боковом уводе обтекателя (длительностью 0,55 мс).

Для снижения динамических напряжений в опоре проведены варианты исследования с изменением толщины оболочки опоры и замены материала. Динамическое нагружение при боковом уводе обтекателя приводит к искривлению опоры, однако зазоры между опорой и расположенными внутри нее элементами не выбираются.

Данные расчетных исследований и выводы, полученные на их основе, могут быть использованы для обеспечения работоспособности по прочностным критериям системы отделения обтекателя ракеты.

Литература

1. Потапов, А. М. Сравнение головных обтекателей существующих и перспективных отечественных ракет-носителей и их зарубежных аналогов [Текст] / А. М. Потапов, В. А. Коваленко, А. В. Кондратьев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2015. – № 1 (118). – С. 35–43.
2. Русин, М. Ю. Опыт разработки головных обтекателей летательных аппаратов [Текст] / М. Ю. Русин, А. Г. Ромашин, П. И. Камнев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 5 (13) – С. 63–69.
3. Кондратьев, А. В. Сравнение систем крепления и отделения современных композитных головных обтекателей ракет – носителей [Текст] / А. В. Кондратьев, А. А. Чумак, К. Д. Стэнлиэ // *Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов*. – 2012. – Вып. 4. – С. 165–177.
4. Прочность ракетных конструкций [Текст] : учеб. пособие / В. И. Моссаковский, А. Г. Макаренко, П. И. Никитин и др. ; под ред. В. И. Моссаковского. — М. : Высш. шк., 1990. – 359 с.
5. Погорелов, В.И. Прочность и устойчивость тонкостенных конструкций [Текст] : учеб. пособие / В. И. Погорелов. – СПб. : Балт. гос. техн. ун-т, 2005. – 154 с.
6. Конюхов, А. С. Определение жесткостных и инерционно-массовых характеристик ортотропной гладкооболочечной модели биконической секции створки головного обтекателя [Текст] / А. С. Конюхов // *Вісник НТУУ «КПІ» : зб. наук. праць. Сер. : Машинобудування*. – 2014. – Вип. 2 (71). – С. 39–46.
7. Розробка адекватної математичної моделі дослідження динаміки стулок головного обтічника ракети-носія у процесі польоту і відділення [Текст] / А. С. Цибенко, Н. Г. Крищук, А. С. Конюхов та ін. // *Наукові вісті НТУУ «КПІ»*. – 2006. – № 6. – С. 139–148.

8. Пересыпкин, К. В. *Моделирование конструкций ракетно-космической техники методом конечных элементов в среде MSC.NASTRAN с использованием системы твердотельного моделирования Solidworks [Текст] : учеб. пособие / К. В. Пересыпкин, В. П. Пересыпкин, Е. А. Иванова. – Самара : Из-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 214 с.*

9. *Динамическое контактное взаимодействие адаптеров космической конструкции при разделении [Текст] / Н. Г. Шульженко, Б. Ф. Зайцев, А. В. Асаенок та ін. // Космічна наука і технологія. – 2016. – Т. 22, № 2. – С. 12–21.*

10. *Оцінка динамічної реакції вузлів системи розділення космічного апарата та носія при імпульсних навантаженнях / М.Г. Шульженко, Б.П. Зайцев, П.П. Гонтаровський та ін. // Космічна наука і технологія. – 2015. – Т. 21, № 1. – С. 15–19.*

11. 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.*

References

1. Potapov, A. M., Kovalenko, V. A., Kondrat'ev, A. V. *Sravnenie golovnykh obtekatel'ei sushchestvuyushchikh i perspektivnykh otechestvennykh raket-nositelei i ikh zarubezhnykh analogov [Comparison of head fairings of existing and prospective domestic carrier rockets and their foreign counterparts]. Aviatcionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya, 2015, no. 1 (118), pp. 35–43.*

2. Rusin, M. Yu., Romashin, A. G., Kamnev, P. I. *Opyt razrabotki golovnykh obtekatel'ei letatel'nykh apparatov [Experience in developing head fairings for aircraft]. Aviatcionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya, 2004, no. 5 (13), pp. 63–69.*

3. Kondrat'ev, A. V., Chumak, A. A., Stenile, K. D. *Sravnenie sistem krepleniya i otdeleniya sovremennykh kompozitnykh golovnykh obtekatel'ei raket-nositelei [Comparison of fastening systems and separation of modern composite head fairings of launch vehicles]. Voprosy proektirovaniya i proizvodstva letatel'nykh apparatov, 2012, vol. 4, pp. 165–177.*

4. Mossakovskii, V. I., Makarenkov, A. G., Nikitin, P. I. *Prochnost' raketnykh konstruksii : ucheb. posobie [Strength of missile structures]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1990. 359 p.*

5. Pogorelov, V. I. *Prochnost' i ustoychivost' tonkostennykh konstruksii: ucheb. posobie [Strength and*

stability of thin-walled structures]. Sankt-Peterburg, Balt. gos. tekhn. univ. Publ., 2005. 154 p.

6. Konyukhov, A. S. *Opreделение zhestkostnykh i inertionno-massovykh kharakteristik ortotropnoi gladkoobolocheynoi modeli bikonicheskoi sektsii stvorki golovnogo obtekatel'ya [Determination of stiffness and inertial mass characteristics of an orthotropic smooth-shell model of the biconic section of the head cowl wing]. Kiev, Visnik NTUU «KPI» : zb. nauk. prac. Ser. : mashinobuduvannya [Vestnik NTU "KPI". Engineering Series]. 2014, no. 2 (71), pp. 39–46.*

7. Tsybenko, A. S., Kryshchuk, N. H., Konyukhov, A. S., Koval', V. P., Aks'onenko, A. V., Trubin, A. V. *Rozrobka adekvatnoi matematychnoyi modeli doslidzhennya dynamiky stulok holovnoho obtichnyka rakety-nosiya u protsesi pol'otu i viddilennya [Development of adequate mathematical models to study the dynamics of the main wings fairing launch vehicle during flight and separation]. Kyiv, Naukovi visti NTUU «KPI», 2006, no. 6, pp. 139–148.*

8. Peresypkin, K. V., Peresypkin, V. P., Ivanova, E. A. *Modelirovanie konstruksii raketno-kosmicheskoi tekhniki metodom konechnykh elementov v srede MSC.NASTRAN s ispol'zovaniem sistemy tverdotel'nogo modelirovaniya Solidworks: ucheb. posobie [Modeling of the structures of rocket and space technology by the finite element method in the MSC.NASTRAN environment using Solidworks solid modeling: a textbook]. Samara, Samar. gos. aerokosm. univ. Publ., 2006. 214 p.*

9. Shul'zhenko, N. G., Zajcev, B. F., Asaenok, A. V., Klimenko, D. V., Batutina, T. Ja., Burchakov, B. V. *Dinamicheskoe kontaktnoe vzaimodejstvie adapterov kosmicheskoi konstrukcii pri razdelenii [Dynamic contact interaction of space structure adapters during separation]. Kosmichna nauka i tekhnologiya, 2016, vol. 22, no. 2, pp. 12–21.*

10. Shul'zhenko, M. H., Zaytsev, B. P., Hontarovskiy P. P., Protasova T. V., Batutina, T. Ya., Sheremet, I. V. *Otsinka dynamichnoyi reaktsiyi vuzliv systemy rozdilennya kosmichnoho aparata ta nosiya pry impul'snykh navantazhennyakh [Evaluation of dynamic response system units separating the spacecraft and the carrier with impulse loads]. Kosmichna nauka i tekhnologiya, 2015, vol. 21, no. 1, pp. 15–19.*

11. Shul'zhenko, N. G., Gontarovskij P. P., Zajcev B. F. *Zadachi termoprochnosti, vibrodagnostiki i resursa jenergoagregatov (modeli, metody, rezul'taty issledovanij): monografija [Problems of thermal strength, vibrodiagnostics and resource of power units (models, methods, research results)]. Saarbrücken, Germany: LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co.KG, 2011. 370 p.*

Поступила в редакцию 31.05.2017, рассмотрена на редколлегии 12.06.2017

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. динамики и прочности машин Г. И. Львов, Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков.

ДИНАМІКА ЕЛЕМЕНТІВ СИСТЕМИ ВІДДІЛЕННЯ ОБТІЧНИКА РАКЕТИ

*М. Г. Шульженко, Б. П. Зайцев, О. В. Асайонок, Т. В. Протасова,
Д. В. Клименко, И. Ф. Ларіонов, Д. В. Акімов*

Розглянуто динамічний напружено-деформований стан елементів та вузлів піротехнічного пристрою відокремлення обтічника ракети типу «катапульта». Розроблено розрахункові моделі та проведено дослідження динамічної міцності й жорсткості опори обтічника ракети в різних фазах відокремлення. Чисельне моделювання станів виконано за тривимірною схемою МСЕ із застосуванням скінченно-різницевого метода Ньюмарка розрахунку за часом. Дані розрахункових досліджень та висновки, які отримано на їхній основі, можуть бути використані для забезпечення працездатності за міцнісними критеріями системи відокремлення обтічника ракети.

Ключові слова: ракета, обтічник, піропристрій, відділення, боковий увід, імпульсне навантаження, динамічна міцність та жорсткість

DYNAMICS OF COMPONENTS OF THE ROCKET CONE SEPARATION SYSTEM

*N. G. Shul'zhenko, B. F. Zajtsev, A. V. Asaenok, T. V. Protasova,
D. V. Klimenko, I. F. Larionov, D. V. Akimov*

The dynamic stress-strain state of the elements and assemblies of the pyrotechnic device for separating the fairing of a rocket of the catapult type is considered. Calculation models have been developed and the dynamic strength and stiffness of the rocket fairing support in different phases of the separation have been studied. Numerical simulation of states is performed using the three-dimensional FEM scheme using the Newmark finite-difference method of time calculation. The data of computational studies and the conclusions obtained on their basis can be used to ensure the operability according to the strength criteria of the separation system of the rocket fairing.

Keywords: rocket, nose cone, pyrotechnic device, separation, lateral skid, pulsed stressing, dynamic strength, dynamic stiffness

Шульженко Николай Григорьевич – д-р техн. наук, проф., вед. науч. сотр. отдела вибрационных и термочувствительных исследований, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного Национальной академии наук Украины, Харьков, Украина, e-mail: shulzh@ipmach.kharkov.ua.

Зайцев Борис Филиппович – д-р техн. наук, ст. науч. сотр., вед. науч. сотр., Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: b.zajtsev@gmail.com.

Асаенок Александр Викторович – канд. техн. наук, науч. сотр., Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина.

Протасова Татьяна Владимировна – канд. техн. наук, науч. сотр., Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: tatyprotasova@gmail.com.

Клименко Дмитрий Васильевич – канд. техн. наук, начальник отдела нагрузок и прочности, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина, e-mail: KlymenkoDV@kbu.net.

Ларіонов Игорь Федорович – канд. техн. наук, гл. науч. сотр., Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепр, Украина, e-mail: LarionovIF@kbu.net.

Акімов Дмитрий Васильевич – начальник сектора, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», г. Днепр, Украина, e-mail: AkimovDV@kbu.net.

Shul'zhenko Nikolaj Grigor'evich – Doctor of technical sciences, Professor, Leading Researcher of the Department of Vibration and Thermal Strength Research, Podgorny institute for mechanical engineering problems, National Academy of Sciences of Ukraine, Kharkiv, Ukraine, e-mail: shulzh@ipmach.kharkov.ua.

Zajtsev Boris Filippovich – Doctor of technical sciences, Senior Researcher, Leading Researcher, Podgorny institute for mechanical engineering problems, NAS of Ukraine, Kharkiv, Ukraine, e-mail: b.zajtsev@gmail.com

Asaenok Aleksandr Viktorovich – Candidate of Technical Sciences, Researcher, Podgorny institute for mechanical engineering problems, NAS of Ukraine, Kharkiv, Ukraine.

Protasova Tatiana Vladimirovna – Candidate of Technical Sciences, Researcher, Podgorny institute for mechanical engineering problems, NAS of Ukraine, Kharkiv, Ukraine, e-mail: tatyprotasova@gmail.com.

Klimenko Dmitrij Vasil'evich – Candidate of Technical Sciences, Chief of the department of loads and strength, Yuzhnoye State Design Office, Dnieper, Ukraine, e-mail: KlymenkoDV@kbu.net.

Larionov Igor' Fedorovich – Candidate of Technical Sciences, Chief Researcher, Yuzhnoye State Design Office, Dnieper, Ukraine, e-mail: LarionovIF@kbu.net.

Akimov Dmitrij Vasil'evich – Head of Sector, Yuzhnoye State Design Office, Dnieper, Ukraine, e-mail: AkimovDV@kbu.net.