

Библиографические ссылки

1. Демихов В. И., Леонов А. И. Контрольно-измерительные приборы при бурении скважин – М. : Недра, 1980 – 304 с.
2. Малкин А. Я., Исаев А. И. Реология: концепции, методы, приложения : пер. с англ. – СПб. : Профессия, 2007. – 560 с.
3. Кремлевский В. П., Степичев А. А. Вибрационные вискозиметры. – М. ; Л. : Машиностроение, 1968. – 24 с.

4. Барр Г. Вискозиметрия : пер. с англ. – Л. ; М., 1938.
5. Пат. РФ №75745. Капиллярный вискозиметр / И. Б. Покрас, Г. А. Чикуров, Ю. Н. Шелковникова. – № 2008113142/22 ; заявлено 04.04.2001 ; опубл. 20.08.2008, Бюл. 23.
5. Пат. РФ № 2244286. Способ определения реологических характеристик вязкопластических жидкостей / И. Б. Покрас, Ю. Н. Шелковникова. – № 2003132600 ; заявлено 06.11.2003 ; опубл. 10.01.2005, Бюл. № 1.

I. B. Pokras, Doctor of Technical Sciences, Professor, Izhevsk State Technical University
Yu. N. Shelkovnikova, Izhevsk State Technical University

Viscometer for Definition of Viscosity and Shear Stress at High Temperature and Pressure

The various types of viscometers for examination of rheological properties of visco-plastic liquids are considered. A new capillary viscometer to determine viscosity and shear stress at variable temperatures and pressure is proposed. The viscometer design and principle of operation are described as well as formulas for determining rheological parameters of the studied liquid.

Key words: viscometer, viscosity, shear stress, capillary, annular gap, rheological properties.

УДК 629.762.2

Д. А. Курганов, аспирант, Воткинский филиал Ижевского государственного технического университета
Ф. А. Уразбахтин, доктор технических наук, профессор, Воткинский филиал Ижевского государственного технического университета
М. С. Чебкасов, аспирант, Воткинский филиал Ижевского государственного технического университета

АДАПТАЦИЯ СИЛОВОГО КОРПУСА ГОЛОВНОЙ ЧАСТИ РАКЕТЫ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ МАССОВО-ЦЕНТРОВОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА

Рассмотрена задача адаптации силового корпуса головной части ракеты к новому полезному грузу по массово-центровочным характеристикам. Предложен алгоритм адаптации, для которого построена математическая модель определения критических ситуаций. Доказана работоспособность алгоритма и модели на конкретном примере.

Ключевые слова: критическая ситуация, алгоритм адаптации, математическая модель, головная часть, ракета.

Головная часть ракеты (см. рис. 1) подобно контейнеру обеспечивает сохранность полезного груза массой $m_{гр1}$ от механических и атмосферных воздействий, а также фиксацию положения центра масс $x_{гр1}$ на этапах технической эксплуатации и использования по назначению [1]. Эти функции головной части конструкции являются главными, для выполнения которых необходима достаточная прочность и устойчивость. Предельно допустимый уровень проявления этих свойств для конкретного полезного груза определен техническими условиями, в соответствии с которыми эта конструкция изготовлена.

Однако на практике усовершенствование полезного груза происходит более интенсивно, чем конструкция ракеты. Это привело к ситуации, когда необходимо обеспечить выполнение главных функций головной частью ракеты для другого полезного гру-

за, отличающегося от исходного массой ($m_{гр2}$) и координатой положения центра масс ($x_{гр2}$).

В таких случаях необходимо принятие ответственного решения. Его можно осуществить после получения количественных оценок, анализ которых позволяет определить возможность использования конструкции головной части с таким полезным грузом. Получение таких оценок предлагается осуществить с помощью теории критических ситуаций [2].

Определение количественных оценок, а также подбор значений соответствующих параметров адаптации к новому полезному грузу проводится в соответствии со специально разработанным алгоритмом (см. рис. 2). Исходной информацией для работы этого алгоритма являются: база данных 1, содержащая информацию о внешних силовых и температурных воздействиях на силовой корпус, которая получена по результатам телеметрических измерений при про-

ведении летных испытаний [1, 3]; база данных 2, в которой находятся значения массово-центровочных характеристик исходного полезного груза, для которого непосредственно разрабатывался силовой корпус; база данных 3, где находится множество параметров X , характеризующих конструкцию силового корпуса, которые разделены на две группы: управляемые ($X^{упр}$) и неуправляемые ($X^{неупр}$).

Управляемые параметры отличаются от неуправляемых возможностью их изменения с помощью известных конструктивных и технологических

способов, определяемых научно-техническим прогрессом.

Процесс поиска количественных оценок осуществляется моделированием этапов технической эксплуатации и использования головной части по назначению. В этой математической модели определена база знаний в виде множества показателей, которые являются оценками проявления свойств, в основном прочности $\{\bar{Y}_1(t)\}$ и устойчивости $\{\bar{Y}_2(t)\}$. Эти свойства и определяют в основном особенность головной части выполнять свое функциональное назначение.

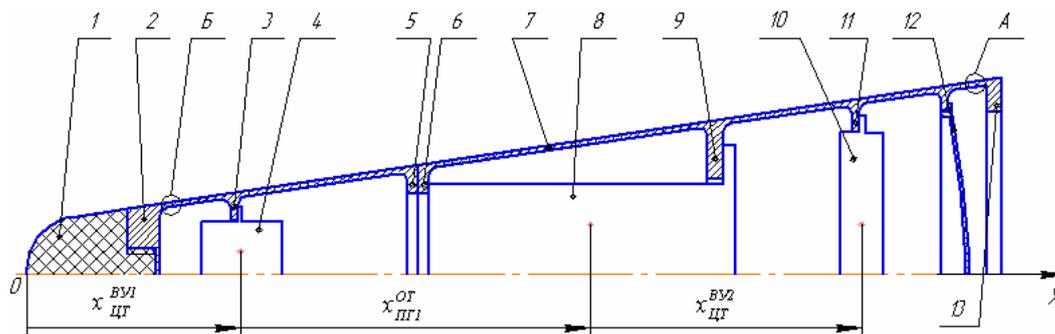


Рис. 1. Силовой корпус головной части ракеты: 1 – наконечник; 2 – корпус наконечника; 3, 9, 11 – грузовые шпангоуты; 5, 6, 13 – стыковочные шпангоуты; 4, 10 – внутренние узлы; 7 – корпус; 8 – полезный груз; 12 – днище

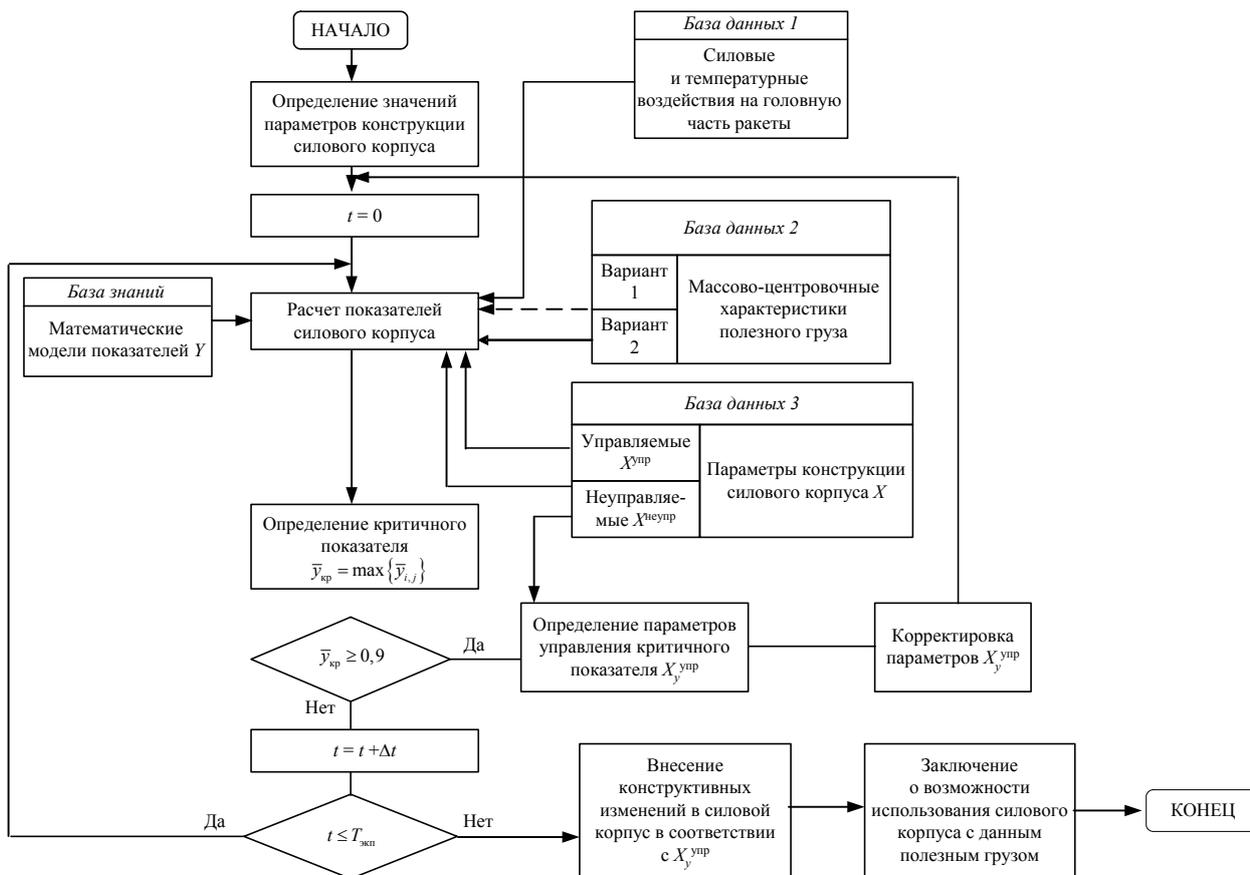


Рис. 2. Алгоритм адаптации силового корпуса головной части ракеты к полезному грузу

Моделирование всех условий эксплуатации позволяет установить момент времени t жизненного цикла конструкции, при котором возникает крити-

ческая ситуация. В ней один из показателей в математической модели превышает предельные значения, то есть является критическим. Корректируя

значения управляемых параметров $X^{упр}$ этого критичного показателя, определяем состояние корпуса головной части, при котором в его жизненном цикле полностью исключается возникновение критической ситуации. Проведение затем всех необходимых мероприятий по практической реализации значений управляемых параметров $X^{упр}$ позволит использовать данную конструкцию головной части для обеспечения сохранности нового полезного груза.

Рассмотрим реализацию алгоритма для силового корпуса головной части.

Силовой корпус (рис. 1) состоит из оболочковых 2, 7, усилительных и соединяющих 3, 5, 6, 9, 11, 13 элементов, а также наконечника 1, внутренних узлов 4, 10 и днища 12. Сохранность полезного груза 8 обеспечивается благодаря проявлениям необходимого уровня интенсивности свойств прочности и устойчивости.

Математическая модель корпуса представляется в виде множества

$$\{Y(t) = Y_1(t), Y_2(t)\}, \quad (1)$$

состоящего из двух элементов, которые являются векторными показателями прочности ($Y_1(t)$) и устойчивости ($Y_2(t)$).

Показатель $Y_1(t)$ оценивает проявление свойства прочности элементами силового корпуса при различных видах нагружения:

$$Y_1(t) = \{\bar{y}_{1,i-j}(t), j = 1, 2, \dots, 6 \quad i = 1, 2, \dots, 9\}. \quad (2)$$

Он состоит из двух групп показателей (табл. 1). В первую группу ($i = 1 \dots 5$) входят показатели, оценивающие прочность оболочковых элементов в зависимости от вида нагружения. С помощью показателей второй группы ($i = 6 \dots 9$) оценивают прочность грузовых и стыковочных шпангоутов.

Каждый из показателей $\bar{y}_{1,i-j}$ в (2) является функцией от параметров воздействия внешней среды и конструкции силового корпуса.

Таблица 1. Структура математической модели по показателям прочности $\bar{y}_{1,i-j}$

Элемент силового корпуса (рис. 1)	Действующие нагрузки					
	Осевая сила T	Поперечная сила Q	Осевая сила T , изгибающий момент M	Осевая T , поперечная Q силы, изгибающий момент M	Внутреннее давление p	Сила тяги $P_{вн}$
<i>Оболочковые элементы</i>						
Корпус наконечника 2	$\bar{y}_{1,1_1}$	$\bar{y}_{1,2_1}$	$\bar{y}_{1,3_1}$	$\bar{y}_{1,4_1}$	$\bar{y}_{1,5_1}$	—
	$\bar{y}_{1,1_2}$	$\bar{y}_{1,2_2}$	$\bar{y}_{1,3_2}$	$\bar{y}_{1,4_2}$	$\bar{y}_{1,5_2}$	
Корпус 7	$\bar{y}_{1,1_3}$	$\bar{y}_{1,2_3}$	$\bar{y}_{1,3_3}$	$\bar{y}_{1,4_3}$	$\bar{y}_{1,5_3}$	—
	$\bar{y}_{1,1_4}$	$\bar{y}_{1,2_4}$	$\bar{y}_{1,3_4}$	$\bar{y}_{1,4_4}$	$\bar{y}_{1,5_4}$	
	$\bar{y}_{1,1_5}$	$\bar{y}_{1,2_5}$	$\bar{y}_{1,3_5}$	$\bar{y}_{1,4_5}$	$\bar{y}_{1,5_5}$	
	$\bar{y}_{1,1_6}$	$\bar{y}_{1,2_6}$	$\bar{y}_{1,3_6}$	$\bar{y}_{1,4_6}$	$\bar{y}_{1,5_6}$	
Днище 12					$\bar{y}_{1,5_7}$	—
<i>Усилительные и соединяющие элементы</i>						
Грузовой шпангоут 3	—	—	—	—	—	$\bar{y}_{1,6_1}$ $\bar{y}_{1,7_1}$
Грузовой шпангоут 9	—	—	—	—	—	$\bar{y}_{1,6_2}$ $\bar{y}_{1,7_2}$
Грузовой шпангоут 11	—	—	—	—	—	$\bar{y}_{1,6_3}$ $\bar{y}_{1,7_3}$
Стыковочный шпангоут 5	—	—	—	—	—	$\bar{y}_{1,8_1}$ $\bar{y}_{1,9_1}$
Стыковочный шпангоут 6	—	—	—	—	—	$\bar{y}_{1,8_2}$ $\bar{y}_{1,9_2}$
Стыковочный шпангоут 13	—	—	—	—	—	$\bar{y}_{1,8_3}$ $\bar{y}_{1,9_3}$

Например, показатель прочности грузовых шпангоутов (рис. 3) имеет вид

$$y_{1,6,i} = \frac{3P_{вн,i}(D_{ш,i} - D_{б,i})}{2\sigma_{пред}n(b_i - d_i)h_i^2}, \quad (i = 1 \dots 3), \quad (3)$$

а для сопрягаемых оболочковых элементов

$$y_{1,7,i} = \frac{1}{\sigma_{пред}} \left(\frac{3P_{вн,i}(D_{ш,i} - D_{б,i})}{4n\alpha_i\delta_i^2} + \frac{P_{вн,i}}{n\alpha_i\delta_i} \right), \quad (i = 1 \dots 3), \quad (4)$$

где $P_{вн,i}$ – усилие, действующее на стыковочный шпангоут от внутреннего груза, закрепленного на шпангоуте; n – количество стыковочных узлов; $\alpha_i = b_i + 2R_i + 3,5L_i$ – расчетная длина i -й оболочки,

учитывающая совместную работу со шпангоутом; $D_{ш,i}$, $D_{б,i}$, b_i , d_i , h_i , δ_i – геометрические конструктивные параметры шпангоута и сопрягаемой оболочки (рис. 3).

С помощью показателей $Y_2(t)$ оценивается проявление свойства устойчивости, выражающееся в способности конструкции силового корпуса головной части возвращаться в первоначальное напряженно-деформированное состояние после прекращения действия нагрузки. Основными элементами, где проявляется это свойство, являются корпус наконечника 2 и корпус 7 (см. рис. 1). Сам показатель является множеством

$$Y_2(t) = \{ \bar{y}_{2,i,j}(t), j = 1, \dots, 6 \quad i = 1, 2, 3 \} \quad (5)$$

со структурой, представленной в табл. 2.

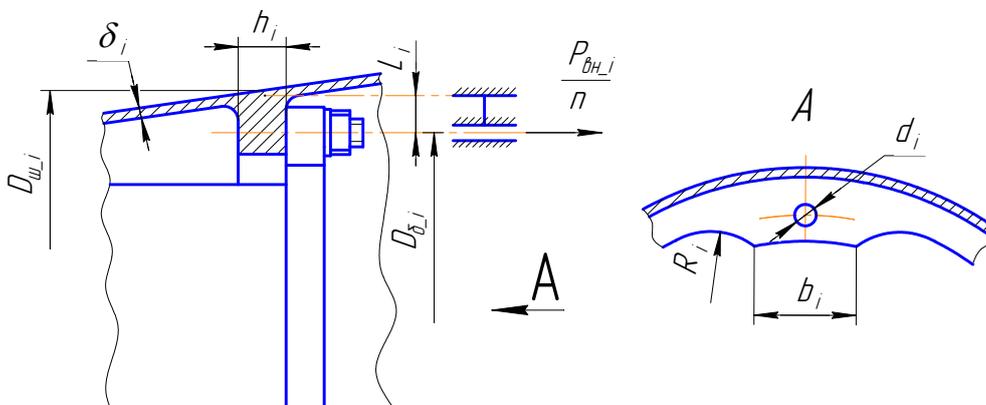


Рис. 3. Расчетная схема для грузового шпангоута

Таблица 2. Структура математической модели по показателю устойчивости $y_{2,i,j}$

Элемент силового корпуса (рис. 1)	Действующие нагрузки			
	Внешнее давление p		Осевая сила T	
Корпус наконечника 2	$\bar{y}_{2,1,1}$, $\bar{y}_{2,1,2}$	$\bar{y}_{2,2,1}$, $\bar{y}_{2,2,2}$	$\bar{y}_{2,3,1}$, $\bar{y}_{2,3,2}$	
Корпус 7	$\bar{y}_{2,1,3}$, $\bar{y}_{2,1,4}$, $\bar{y}_{2,1,5}$, $\bar{y}_{2,1,6}$	$\bar{y}_{2,2,3}$, $\bar{y}_{2,2,4}$, $\bar{y}_{2,2,5}$, $\bar{y}_{2,2,6}$	$\bar{y}_{2,3,3}$, $\bar{y}_{2,3,4}$, $\bar{y}_{2,3,5}$, $\bar{y}_{2,3,6}$	

Каждый показатель в (5) является функцией от параметров. Например, показатель устойчивости оболочечных элементов, подверженных внешнему (атмосферному) воздействию, имеет вид

$$Y_{2,1,i} = \begin{cases} \frac{p_i R_i l_i^2}{k \rho_i E \delta_i^3 \cos \alpha}, & \text{если } l_i \leq 2,5 \sqrt{R_i \delta_i}, \\ \frac{p_i R_i^{3/2} l_i}{K_{\rho_i} 0,92 k_i E \delta_i^{5/2} \cos^{3/2} \alpha}, & \text{если } l_i \leq 15 \sqrt{R_i \delta_i}, \\ \frac{p_i R_i^{3/2} l_i}{0,92 k_i E \delta_i^{5/2} \cos^{3/2} \alpha}, & \text{если } l_i > 15 \sqrt{R_i \delta_i}. \end{cases} \quad (6)$$

Допустим, силовой корпус был спроектирован и изготовлен для штатного полезного груза массой $m_{пр1} = 90,0$ кг и положением центра тяжести $x_{пр1} = 0,25$ м.

Этот корпус имел следующие конструктивные параметры (см. рис. 1): наконечник 1 массой $m_{н1} = 2,5$ кг, длиной $L_{н1} = 0,20$ м и положением центра тяжести $x_{ц.т.н1}^H = 0,11$ м; корпус наконечника 2 массой $m_{кн2} = 5$ кг, длиной $L_{кн2} = 0,50$ м и положением центра тяжести $x_{ц.т.кн2}^H = 0,30$ м; корпус 7 массой $m_k = 20$ кг, длиной $L_k = 0,80$ м и положением центра тяжести $x_{ц.т.k}^K = 0,50$ м; днище 12 массой $m_d = 2,5$ кг, длиной $L_d = 0,10$ м и положением центра тяжести $x_{ц.т.d}^D = 0,05$ м; внутренний узел 4 массой $m_{в.у1} = 20$ кг и положением центра тяжести $x_{ц.т.в.у1}^{B,y1} = 0,35$ м, а закреплен в сечении с $x_{в.у1}^3 = 0,4$ м; внутренний узел 10 массой $m_{в.у2} = 10$ кг и положением центра тяжести $x_{ц.т.в.у2}^{B,y2} = 1,25$ м, закреплен в сечении с $x_{в.у2}^3 = 1,25$ м;

полезный груз δ с положением центра тяжести $x_{гр1}^{от} = 0,95$ м опирающийся в сечении $x_{гр1}^{оп} = 0,7$ м, а закрепленный $x_{гр1}^3 = 1,1$ м; толщины оболочковых участков $\delta_{об} = 0,003$ м, а диафрагмы днища $\delta_{дн} = 0,0025$ м.

Этот силовой корпус обеспечивал сохранность полезного груза при действии механических воздействий, не превышающих уровень, определенный в технических условиях в виде перегрузок.

На этапе транспортирования головной части они представлены на рис. 4, а при полете в составе ракеты на активном и пассивном участках траектории – в табл. 3. При транспортировании в этом силовом корпусе головной части наибольшая интенсивность

проявления свойства прочности определялась показателем $\bar{y}_{1,9,3} = 0,3$ (рис. 5, а). Это значение достигается на оболочковом участке, сопрягаемом со стыковочным шпангоутом 13 (позиция А на рис. 1). При полете наиболее нагруженной по прочности является оболочка, сопрягаемая с грузовым шпангоутом 9, на что указывает показатель $\bar{y}_{1,7,2} = 0,8$. Свойство устойчивости наиболее интенсивно проявляется при действии осевой силы T на первый оболочковый корпус законечника (сечение, определяемое позицией В на рис. 1), где $\bar{y}_{2,2,1} = 0,72$. Все эти показатели не превышают значения 0,9 и, таким образом, здесь критические ситуации отсутствуют.

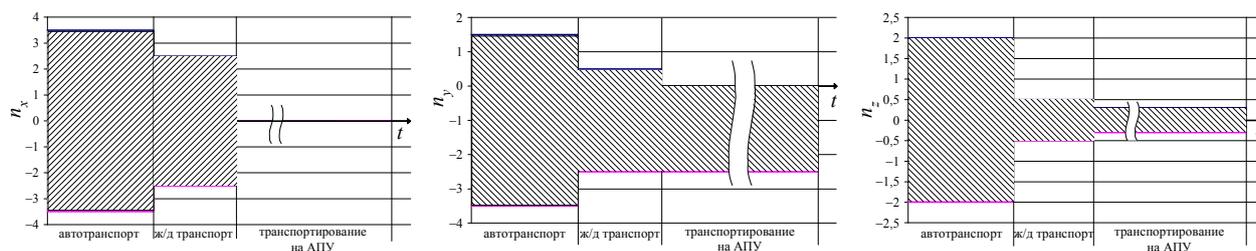


Рис. 4. Значения перегрузок в процессе транспортирования

Таблица 3. Внешние воздействия при полете ракеты

Условия работы силового корпуса		Перегрузки		Условия работы силового корпуса		Перегрузки	
<i>Активный участок</i>				<i>Пассивный участок</i>			
1	При работе ракетных двигателей:	n_x	n_n			n_x	n_n
	I ступени	5,0	2,5	2	Вариант I	110	0
	II ступени	14,0	0,5				
	III ступени	25,0	0,5	3	Вариант II	40	70
<i>Силовые нагрузки для пассивного участка</i>							
	Расстояние от физического носка x , м	Внешнее давление p , МПа	Приращение осевой силы ΔT , Н	Приращение поперечной силы ΔN , Н	Центр давления x_d , м		
4	0,20	0,15	100000,00	–	–	Вариант I	
	0,60	0,12	4000,00	–	–		
	1,00	0,10	14000,00	–	–		
	1,40	0,08	10000,00	–	–		
5	0,20	0,13	8000,00	10050,00	0,08	Вариант II	
	0,60	0,11	1800,00	18000,00	0,30		
	1,00	0,09	3000,00	54000,00	0,50		
	1,40	0,07	8000,00	50000,00	0,75		

Допустим, необходимо принять решение об использовании этого силового корпуса для обеспечения сохранности нового полезного груза массой $m_{гр2} = 150$ кг с координатой центра масс $x_{гр2} = 0,3$ м. В результате моделирования процесса эксплуатации силового блока с новым полезным грузом было установлено (рис. 5, б), что при транспортировании также проявляется свойство прочности, но с большей интенсивностью, на что указывает показатель $\bar{y}_{1,9,3} = 0,56$. Интенсивность проявления свойства устойчивости осталась на неизменном уровне.

Однако на этапе полета интенсивность проявления свойства прочности уже достигает значения $\bar{y}_{1,7,2} = 1,04$, то есть имеет место критическая ситуация. При этом максимальное значение показателя устойчивости составляет то же значение $\bar{y}_{2,2,1} = 0,72$.

Анализ структуры критического показателя $\bar{y}_{1,7,2}$ показал, что он зависит от таких управляющих параметров, как сила тяги $P_{вн-i}$ и количество стыковочных узлов n . Для исключения ожидаемой критической ситуации необходимо уменьшить нагрузку, приходящуюся на один стыковочный узел. Предла-

гается это достигнуть увеличением количества стыковочных узлов. Допустим, вместо одного устанавливается два стыковочных узла, то есть $n = 2$. В этом случае моделированием установлено, что (рис. 5, в) интенсивность проявления свойства прочности приходится уже на стыковочные узлы. Однако наиболь-

шее значение показателя прочности уменьшилось и достигло значения $\bar{y}_{1,7,2} = 0,80$, то есть критическая ситуация не наблюдается. При этом интенсивность проявления свойства устойчивости осталась неизменной (то есть $\bar{y}_{2,2,1} = 0,72$).

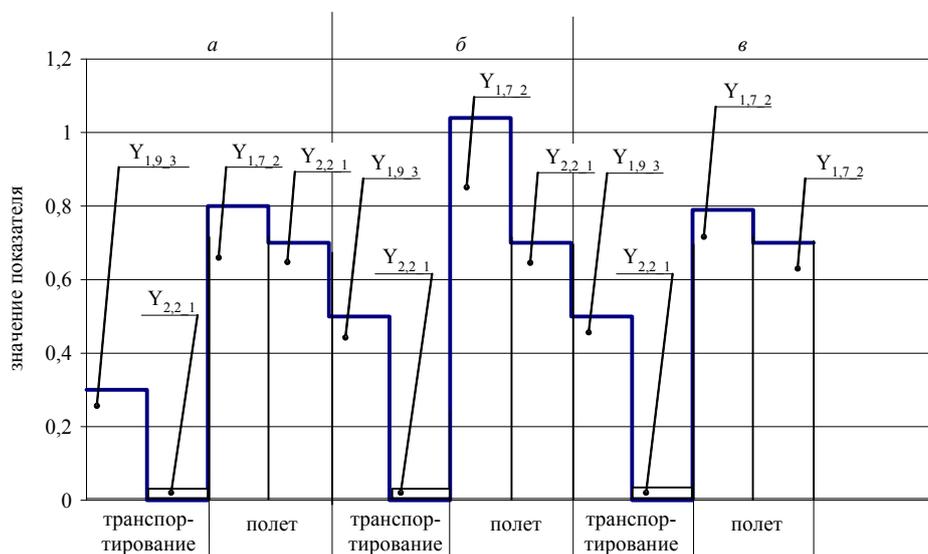


Рис. 5. Результаты оценки показателей прочности и устойчивости конструкции корпуса головной части со штатным полезным грузом (а), измененным грузом (б) и измененным грузом и узлами крепления (в)

Итак, при увеличении количества стыковочных узлов конструкцию корпуса головной части ракеты можно использовать для обеспечения сохранности нового полезного груза.

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы.

1. Построен алгоритм адаптации, позволяющий количественно оценить возможность использования силового корпуса головной части к новому полезному грузу и определить необходимые конструкторские и технологические мероприятия для практической реализации.

2. Разработана математическая модель оценки возникновения критических ситуаций по свойствам прочности и устойчивости, которая позволяет оценить состояние силового корпуса головной части при выполнении главных функций по сохранности полезного груза.

3. Доказана возможность использования силового корпуса головной части ракеты для размещения и сохранности различных по массе и центровочным характеристикам полезных грузов.

Библиографические ссылки

1. Конструкция управляемых баллистических ракет / под ред. А. М. Синюкова и Н. И. Морозова. – М. : Воениздат, 1969.
2. Уразбахтин Ф. А. Управление выходом из критических состояний при функционировании технических устройств // Автоматизация и современные технологии. – 1998. – № 11. – С. 15–20.
3. Курганов Д. А., Уразбахтин Ф. А. Структурируемость головной части как сложной технической системы при оценке ее критических ситуаций // 8-я Междунар. конф. «Авиация и космонавтика – 2008» : тез. докл. – М. : МАИ-ПРИНТ, 2009. – С. 7–8.

D. A. Kurganov, Postgraduate Student, Votkinsk Branch of Izhevsk State Technical University

F. A. Urazbakhtin, Doctor of Technical Sciences, Professor, Votkinsk Branch of Izhevsk State Technical University

M. S. Chebkasov, Postgraduate Student, Votkinsk Branch of Izhevsk State Technical University

Adaptation of Load-Carrying Case of a Rocket Head to Changing of Payload Centering Characteristics

The problem of adaptation of load-carrying case of a rocket head to a new payload by centering characteristics is considered. An algorithm of adaptation was suggested and its mathematical model for defining critical situations was built. The algorithm and the model functionality were proved by an actual example.

Key words: critical situation, adaptation algorithm, mathematical model, nose-cone, rocket.