

Моделирование управления крупногабаритной конструкцией на геостационарной орбите

В.В. Салмин^а, А.С. Четвериков^а, К.В. Пересыпкин^а, И.С. Ткаченко^а

^а Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 443086, Московское шоссе 34, Самара, Россия

Аннотация

Рассматривается задача управления крупногабаритной конструкцией в заданной точке стояния геостационарной орбиты. В качестве крупногабаритной конструкции рассматривается космический аппарат наблюдения с дифракционной оптикой. На движение крупногабаритной конструкции на геостационарной орбите влияют различные возмущающие факторы. Наибольшее воздействие будет оказывать солнечное давление. Решаются две задачи: управление движением центра масс и управление движением относительно центра масс. В статье приводятся результаты моделирования процесса управления крупногабаритной конструкцией на основе разработанных алгоритмов управления.

Ключевые слова: моделирование; крупногабаритная конструкция; малая тяга; терминальное управление; геостационарная орбита; световое давление, управляющий момент

1. Введение

В этой работе рассматривается космический аппарат (КА) наблюдения с дифракционной оптикой. Оптическая схема взята аналогичной оптической схеме проекта MOIRE агентства DARPA (США) [1]. Такой КА наблюдения обладает большими габаритами - диаметр объектива 10 м, расстояние от объектива до корпуса КА 60 м. Рабочей орбитой этого КА является геостационарная орбита (ГСО). В работе [2] описан проект силовой схемы крепления объектива к корпусу КА.

При дальнейшей проработке проекта была сформирована бленда предотвращающая попадание лучей не от объекта наблюдения в оптическую систему. Бленда состоит из поверхностей, построенных так, чтобы заслонять все лучи, которые идут не от объекта наблюдения в часть оптической системы, размещенной в корпусе КА, и все лучи, падающие на заднюю поверхность дифракционной линзы. Вид КА наблюдения с блендой показан на рис. 1.

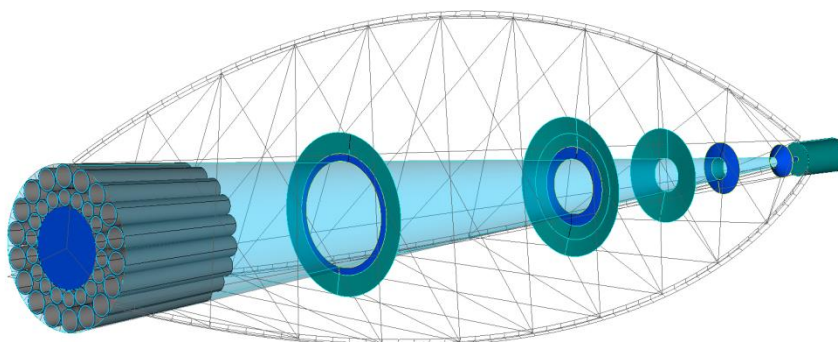


Рис. 1. КА наблюдения с оболочечно-кольцевой блендой дифракционных мембран.

На движение орбитальной конструкции, имеющей такие размеры и массу, будут оказывать сильное влияние различные возмущающие факторы, в первую очередь, силы и моменты от светового давления. Кроме того, при движении орбитальной конструкции по орбите будут возникать достаточно чувствительные возмущающие ускорения от гравитационных полей Луны и Солнца. Поэтому необходимо постоянно корректировать движение орбитальной конструкции, чтобы удерживать её в заданной точке стояния на геостационарной орбите. Кроме того, необходимо управлять её ориентацией так, чтобы продольная ось рассматриваемой космической оптической системы постоянно была направлена в сторону поверхности Земли.

2. Моделирование алгоритмов терминального управления движением центра масс крупногабаритной конструкции

2.1. Постановка задачи управления

Целью управления является перевод вектора отклонения конечного состояния ΔX_K в допустимую область G_d . Корректирующий манёвр осуществляется с помощью трансверсальной тяги, создаваемой электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) малой тяги. Трансверсальная тяга создаёт вдоль трансверсали ускорение a_T .

Данная задача формулируется как задача оптимального управления с функционалом

$$I = \Delta x_K^T \Lambda \Delta x_K \rightarrow \min, \quad (1)$$

где Λ – матрица постоянных коэффициентов.

Структура управления состоит из последовательности длительностей активных и пассивных участков $u = \{\tau_1 \dots \tau_i, t_{п1} \dots t_{пi}\}^T$.

Отклонение большой полуоси Δa орбиты эквивалентно отклонению периода обращения аппарата на орбите $\Delta T = T - T_3$. Здесь период обращения КА на ГСО равен звёздным суткам $T_3 = 86164,09$ с.

Кроме того, положение КА на ГСО определяется долготой λ , которая отличается от требуемого значения долготы точки стояния λ_p на орбите на величину $\Delta \lambda = \lambda - \lambda_p$.

2.2. Решение задачи терминального управления с использованием многошагового алгоритма

Задача терминального управления решается с помощью многошагового алгоритма с коррекцией параметров управления. Пусть закон управления задаётся последовательностью продолжительностей работы двигателей, которая принимается убывающей и определяется выражением [3]

$$\tau_i = a \cdot \left[1 - \left(\frac{i-1}{n} \right)^b \right], \quad (2)$$

где i, n – номер и число коррекций соответственно; a, b – параметры, характеризующие закон убывания продолжительностей работы двигателей.

Тогда задача определения оптимального закона управления сводится к двухпараметрической задаче оптимизации, которая формулируется следующим образом: для заданных начальных значений элементов орбиты, трансверсального ускорения a_T , числа коррекций n , продолжительности пассивных участков $t_{п}$ найти параметры a и b , доставляющие минимум функционалу (см. формулу (1)).

Отличительной особенностью алгоритма, представленного в работе, является то, что параметры управления a и b находятся в результате минимизации функционала вида (1) и при этом для достижения большей точности зависимость функционала от параметра a аппроксимируется с помощью метода наименьших квадратов. При коррекции управления (при моделировании движения с учётом действия возмущений) на каждом пассивном участке корректируется и число шагов n .

Проведён ряд расчётов законов управления переводом КА с ЭРДУ по периоду и долготе в заданную точку стояния. Затраты характеристической скорости в зависимости от значения начального отклонения по периоду ($\Delta T_0 = 300 \dots 1000$ с) составляют порядка 4...14 м/с.

2.3. Результаты моделирования терминального управления с использованием многошагового алгоритма

Пример расчёта программы управления (см. формулу (2)) в заданную точку ГСО для двух случаев, с коррекцией параметров управления и без коррекции, приведён в таблицах 1 и 2 и на рисунках 3 и 4. На рисунке 3 приведена фазовая траектория КА в заданную точку ГСО без коррекции параметров управления. Моделирование манёвра проводилось с использованием уравнений движения в равноденственных элементах.

На рис. 2 приведены области отклонения конечных значений отклонений по периоду и долготе для закона управления переводом КА наблюдения с помощью ЭРДУ без уточнения параметров управления и с поэтапным уточнением на каждом шаге перевода. Моделирование процесса перевода осуществлялось с учётом действия возмущающих ускорений от гравитационных полей Земли, Луны и Солнца и солнечного давления.

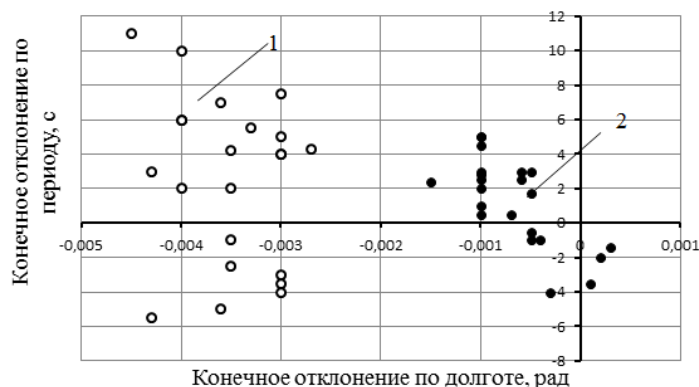


Рис. 2. Область конечных ΔT и $\Delta \lambda$: 1 – без коррекции параметров управления, 2 – с коррекцией параметров управления.

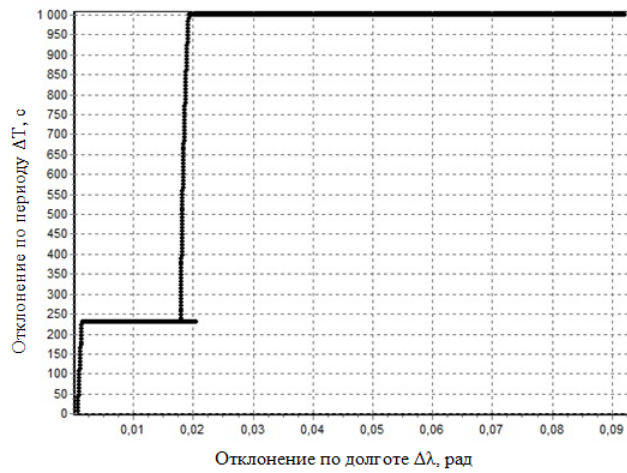


Рис. 3. Фазовые траектории перевода КА с помощью ЭРДУ в заданную точку ГСО.

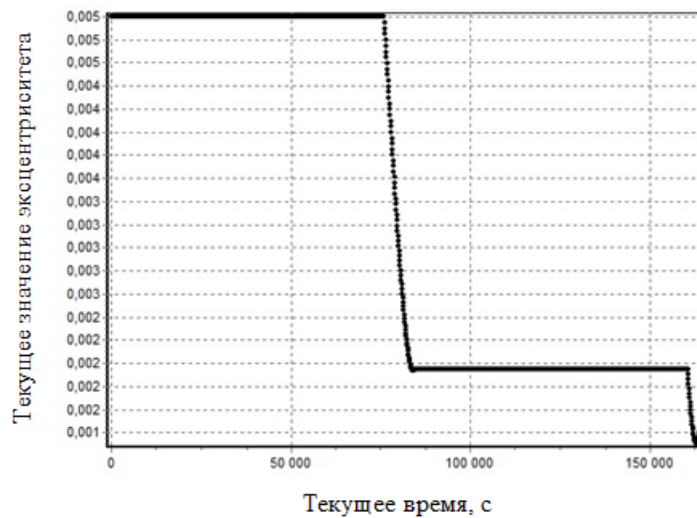


Рис. 4. Изменение эксцентриситета при переводе КА с помощью ЭРДУ в заданную точку ГСО.

Таблица 1. Параметры управления при переводе КА в заданную точку ГСО ($\Delta T_0 = 1000$ с, $a_T = 0,001$ м/с², $t_{II} = 76000$ с, $\Delta\lambda_0 = 0,092$ рад, $\lambda_p = 75,1^0$)

$N\dot{b}$	n	a	b	V_{XK} , км/с	ΔT_K , с	$\Delta\lambda_K$, рад	Δe_K
без коррекций параметров управления							
1	2	8460,5	0,7	0,012	6	-0,0025	0,0018
с коррекцией параметров управления							
1	2	8441,5	0,7	0,012	2	-0,0005	0,0010
2	2	3105,7	0,1				
3	1	76,6	2,2				

Таблица 2. Длительности активных участков ($\Delta T_0 = 1000$ с, $a_0 = 0,001$ м/с², $t_{II} = 76000$ с, $\Delta\lambda_0 = 0,092$ рад)

τ_1 , с	τ_2 , с	τ_3 , с
без коррекций параметров управления		
8460,5	3252,5	-
с коррекцией параметров управления		
8441,5	3105,7	76,6

3. Моделирование управления движением крупногабаритной конструкции относительно центра масс

3.1. Постановка задачи

Нагрузки на орбитальном участке определяются маневрами разворота КА для наведения на объект наблюдения. Величины углов разворотов зависят не только от взаимного положения объектов наблюдения, но и от возмущающих

факторов, изменяющих угловое положение КА относительно Земли. Таким фактором является вращение КА по орбите: если КА не вращается относительно инерциальной системы координат, то при движении по орбите оптическая ось будет поворачиваться относительно Земли. Этот фактор можно устранить, придав КА вращение с частотой равной частоте вращения КА по орбите.

Однако другие возмущающие факторы будут изменять угловую скорость вращения КА, отклоняя его оптическую ось от направления на Землю. На геостационарной орбите с учетом габаритов рассматриваемого КА наиболее значительным возмущающим фактором является давление солнечного света. Основная масса этого КА расположена в корпусе и : центр тяжести КА наблюдения отстоит от корпуса КА на 3.25 м. Положение центра давления будет располагаться, судя по рис. 1, вблизи дифракционной линзы, что приведет к появлению большого разворачивающего момента.

Для оценки величины разворачивающего момента от давления солнечного света, считаем что свет, падающий на КА, полностью поглощается - нет отражения. Тогда направление действия давления света совпадает с направлением солнечных лучей. Площадь светового потока, попадающего в КА, и расстояние от центра тяжести до центра давления зависят от направления падения лучей. Величина разворачивающего момента находится как произведение этих величин и показана на рис. 5.

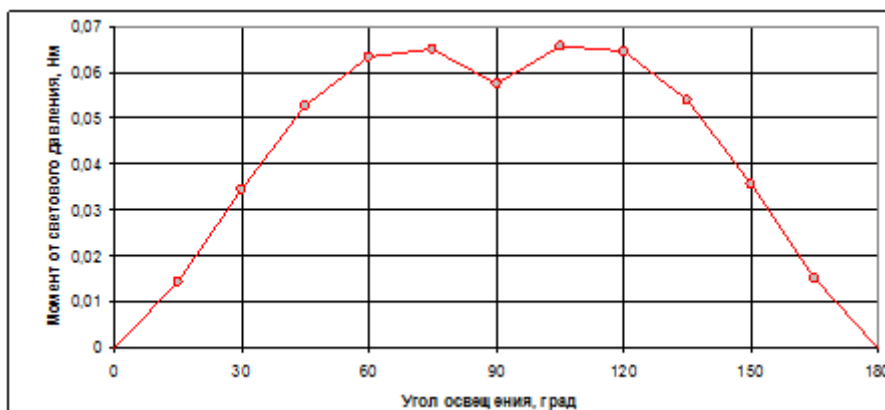


Рис. 5. Зависимость момента силы от светового давления в зависимости от угла освещенности.

Для рассматриваемого КА получается, что при максимальном значении момента за 10 минут КА повернется на угол 0,67°. Это значительное возмущение движения и если не проводить коррекцию ориентации КА, то он весьма скоро отвернется от Земли и съемка будет невозможна.

Необходимо частое проведение коррекции для того, чтобы КА сохранял подходящее для съемки положение. В процессе коррекции управляющее воздействие вызывает колебания конструкции КА. Относительное движение дифракционной линзы и корпуса КА препятствует работе оптической системы КА. Это делает необходимым выбирать вид управляющего воздействия таким, чтобы колебания конструкции КА затухали за приемлемое время с точки зрения целевого функционирования КА. Таким образом, задача управления таким крупногабаритным КА должна решаться с учетом упругих свойств его конструкции. Моделирование разворота КА выполняется с помощью метода конечных элементов.

При развороте КА происходит поворот КА относительно инерциальной системы координат и упругие колебания конструкции КА. Амплитуды этих колебаний ожидаются малыми в том смысле, что существенно не меняют упругие и инерциальные свойства конструкции КА. Если рассматривать КА в связанной с ним системе координат, то геометрическая нелинейность отсутствует. Моделирование проводится в инерциальной системе координат для удобства задания граничных условий и анализа результатов. В этом случае, при повороте конечно-элементной модели конструкции необходим пересчет матриц масс, демпфирования и жесткости для новой ориентации конечных элементов в пространстве. Однако угол поворота мал и матрицы в связи с этим поворотом меняются незначительно. Пренебрегаем влиянием поворота КА на коэффициенты матриц и рассматриваем систему как линейную. Применяем процедуру анализа линейного переходного системы MSC.Nastran. Этот анализ выполняет численное интегрирование основного динамического уравнения во времени [4]:

$$[M] \cdot \{\ddot{u}\} + [C] \cdot \{\dot{u}\} + [K] \cdot \{u\} = \{P(t)\}, \tag{3}$$

где $\{P(t)\}$ - вектор узловых сил; j – номер шага интегрирования; $\{u\}$ - вектор узловых перемещений модели; $\{\dot{u}\}$ - вектор узловых скоростей модели; $\{\ddot{u}\}$ - вектор узловых ускорений модели; $[C]$ - матрица демпфирования. Скорости и ускорения выражаются через перемещения посредством центрально-разностного подхода:

$$\{\ddot{u}\}_j = \frac{\{\dot{u}\}_{j+1} - \{\dot{u}\}_{j-1}}{2 \cdot \Delta t}; \{\dot{u}\}_j = \frac{\{u\}_{j+1} - \{u\}_{j-1}}{2 \cdot \Delta t}, \quad (4)$$

где Δt – шаг интегрирования во времени. Тогда, при осреднении вектора узловых сил по трем соседним шагам интегрирования во времени, система (см. формулу (3)) преобразуется к виду:

$$[A_1] \cdot \{u\}_{j+1} = [A_2] \cdot \{u\}_j + [A_3] \cdot \{u\}_{j-1} + [A_4(t)], \quad (5)$$

Вычисление перемещений с помощью системы линейных уравнений (см. формулу (5)) проведено для начальных условий $\{u\}_j = 0$ и $\{u\}_{j-1} = 0$, что соответствует неподвижному КА в начальный момент времени.

3.2. Результаты моделирования

Рассматривались два закона изменения управляющего момента:

1) Два последовательных прямоугольных импульса момента в разных направлениях. Это соответствует минимальному значению управляющего момента при заданных времени и угле разворота;

2) Два последовательных "сглаженных" импульса момента в разных направлениях. Форма сглаженных импульсов принята в виде формулы (6). Плавное изменение управляющего момента в этом случае призвано снизить амплитуду колебаний конструкции КА после окончания разворота, по сравнению с прямоугольными импульсами момента.

$$M_{упр}(t) = \begin{cases} 0,5 \cdot M_{max} \cdot \left(1 - \cos\left(4\pi \frac{t}{T_k}\right)\right), & \text{при } 0 \leq t < T_k / 2, \\ -0,5 \cdot M_{max} \cdot \left(1 - \cos\left(4\pi \frac{t}{T_k}\right)\right), & \text{при } T_k / 2 \leq t \leq T_k, \end{cases} \quad (6)$$

В таблице 3 приводятся параметры разворотов для этих двух законов управляющего момента. Вид полученной зависимости угла поворота дифракционной линзы относительно корпуса КА показан на рис. 6.

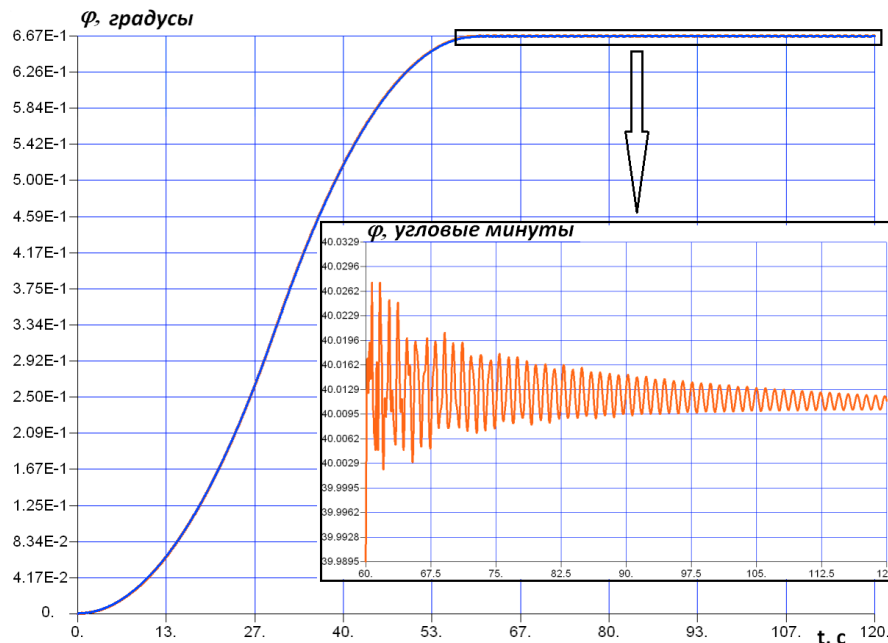
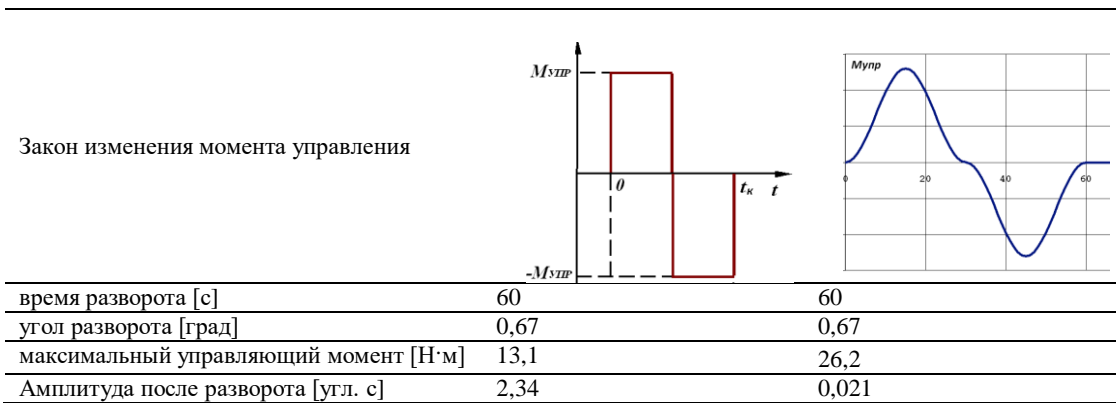


Рис. 6. Угол поворота КА для управляющего момента в виде прямоугольных импульсов.

Как видим из таблицы 3, при переходе на "сглаженный" закон управляющего момента амплитуда колебаний снизилась на два порядка. Максимальная величина управляющего момента возросла в два раза, что потребует установки на КА более мощных органов управления. Этот результат позволяет сделать вывод о том, что задача снижения колебаний элементов оптической системы КА достаточно эффективно решается в данном случае выбором вида управляющего воздействия.

Таблица 3. Параметры разворота



4. Заключение

Проведено моделирование процесса управления крупногабаритной конструкцией, изображённой на рис. 1, при использовании разработанного многошагового алгоритма терминального управления с учётом действия возмущающих ускорений. Коррекция параметров управления при проведении управляющего манёвра позволяет снизить конечные отклонения параметров орбиты (см. рис. 2). Однако, рассмотренный выше многошаговый алгоритм имеет недостаток. Для получения требуемого значения эксцентриситета в конце перевода в точку стояния приходится подбирать продолжительность пассивных участков, что приводит к затруднению процесса поиска решения задачи и не всегда позволяет получить его.

Проведён динамический расчёт и моделирование поворота КА наблюдения для двух вариантов закона изменения управляющего момента: прямоугольного и плавного изменения управляющего момента.

В первом случае, который соответствует наибо́льшему повороту, амплитуды колебания линзы и корпуса КА непосредственно после поворота составляют $\sim 0,039$ угловых минут, а через 60 секунд после окончания поворота $\sim 2,9E-4$ угловых минут. Во втором случае амплитуды колебания линзы и корпуса КА непосредственно после поворота составляют $\sim 3,5E-4$ угловых минут, а через 60 секунд после окончания поворота $\sim 1,0E-4$ угловых минут. Таким образом, использование плавного закона изменения управляющего момента повышает максимальное значение управляющего момента в два раза (до 26 Н·м при рассматриваемом развороте), но на два порядка снижает колебания конструкции, вызванные разворотом.

Благодарности

Работа выполнена при финансировании в рамках проектной части государственного задания № 9.1004.2014/К с сфере научной деятельности.

Литература

- [1] Atcheson, P. MOIRE - Initial demonstration of a transmissive diffractive membrane optic for large lightweight optical telescopes / P. Atcheson, C. Stewart, J. Domber, K. Whiteaker, J. Cole, P. Spuhler, A. Seltzer, L. Smith // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. – 2012. – Vol. 8442, Article number 844221.
- [2] Salmin, V.V. Feasibility study and modeling of components for an informational space system based on a large diffractive membrane/ Vadim V. Salmin, Sergei V. Karpeev, Konstantin V. Peresyupkin, Alexey S. Chetverikov, Ivan S. Tkachenko // CEUR Workshop Proceedings. – 2016. – 1638. - P. 132-148.
- [3] Чернявский, Г.М. Управление орбитой стационарного спутника / Г. М. Чернявский, В. А. Бартенев, В. А. Малышев. - М.: Машиностроение, 1984. – 144 с.
- [4] MSC. Nastran 2004 Reference Manual [Электронный ресурс]: Официальный сайт MSC Corporation - Электрон. текстовые дан. online. - URL:
- [5] <https://simcompanion.mscsoftware.com/resources/sites/MSC/content/meta/DOCUMENTATION/9000/DOC9188/~secure/refman.pdf>