

УДК 62-50,519.7

©2013. А. М. Ковалев, В. И. Сторожев, В. С. Хорошилов, Н. Н. Щепин, В. Ф. Щербак

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВИБРАЦИОННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ И ОЦЕНКА ИХ ВЛИЯНИЯ НА ПОКАЗАНИЕ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ СПУТНИКА

В статье представлены результаты, связанные с оценкой влияния возмущений, вызванных дебалансом гироскопов системы управления КА, на вибрации присоединенных элементов приборной базы спутников. Наличие дебалансов гироскопов системы управления КА приводит к возникновению постоянно действующих возмущений в точках крепления гироскопов, следствием которых является вибрация элементов приборной платформы спутника. Для определения погрешностей в показаниях оптических устройств и навигационных приборов, присоединенных к несущей конструкции, проведено моделирование упругих колебаний конструкции. Полученные результаты использованы для оценки влияния статических и динамических дебалансов, обусловленных стационарным вращением маховиков гироскопов системы управления на показания датчиков угловой скорости.

Ключевые слова: линейные колебания, пластины, оболочки, метод конечных элементов.

1. Введение. Проблемы исследования упругих вибраций в конструкциях космических аппаратов исследуются уже долгое время. Несмотря на это, внимание привлекают все новые их аспекты. В последнее время это задачи прочностных расчетов при проектировании микроспутников [1], задачи учета упругих вибраций гибких присоединенных элементов в режимах управления и стабилизации движения спутников [2] и ряд других задач [3–5]. Совершенствуются также механические модели пространственных конструкций космических аппаратов и методы их теоретического анализа, основанные, как правило, на применении метода конечных элементов.

Одним из современных аспектов проблемы динамических, упругих деформаций в гибких конструкциях космических систем является проблема минимизации уровня вибраций в зонах расположения приборов контроля и управления ориентацией движения, приборов оптического и электронного наблюдения. Приборы наблюдения и контроля, управления ориентацией движения являются частью конструкций подвижных космических объектов с различной жесткостью. Установившиеся и неустановившиеся вибрации в таких объектах, в особенности объектах космической техники, при относительно высокой гибкости несущих конструкций создают возмущения в работе высокоточных приборов. В качестве примера можно указать на колебательные возмущения в угловой ориентации оптических приборов, датчиков угловых скоростей в системах стабилизации движения.

2. Постановка задачи. Спецификой задач, возникающих при проектировании несущих конструкций космических систем, является, во-первых, предельно точный расчет упругих колебаний в имеющих заданную структуру тонкостенных конструкциях оболочечно-стержневого типа с присоединенными элементами, а во-вторых, возможность оптимизации уровня вибраций присоединенных приборных элементов

при определенном типе динамических воздействий на конструкцию и ограничениях на массу, объем и форму конструкции. Принципиальная схема решения одной из подобных проблем рассматривается в настоящей работе. Она базируется на предположении о том, что основным режимом вибрационных воздействий на несущие конструкции спутника, стабилизируемого при помощи механических гироскопических систем, является режим стационарных одночастотных или поличастотных возмущений в виде усилий локализованных в зонах размещений механических гироскопов и характеризующихся фиксированными рабочими частотами. Для минимизации колебаний гибких корпусных конструкций в заданных областях размещения приборов наблюдения и контроля в стационарном рабочем режиме могут быть, в частности, использованы балочно-стержневые усиливающие элементы. На их совокупную массу, естественно, накладываются жесткие ограничения. В качестве примера приведены результаты расчетов параметров вибраций пространственной несущей оболочечно-стержневой спутниковой конструкции, имеющей два присоединенных массивных источника колебаний с заданными амплитудно-частотными спектрами и два присоединенных массивных объекта, моделирующих приборы оптического наблюдения и управления. Анализируемыми характеристиками являются различные параметры колебаний присоединенных элементов в зависимости от параметров жесткости составных элементов конструкции с фиксированной композицией.

Геометрия рассматриваемого компонента спутника представляет собой коробчатую, оболочечную конструкцию с присоединенными боковыми панелями, усиленную стержневыми растяжками. Для ее прочностного анализа достаточно выделить следующие составные части (рис. 1): центральный блок измерительных и навигационных приборов (1); боковые платформы креплений аппаратуры (2, 3), растяжки центрального блока (4), боковые растяжки (5), блоки оптоэлектронной аппаратуры (6). Центральная панель состоит из прямоугольных поверхностей (оболочек) и не имеет верхней грани. Нижние боковые платформы расположены в одной плоскости с основанием панели и имеют одинаковую длину. Верхние боковые платформы расположены в параллельной плоскости с нижним основанием и имеют одинаковую длину. Четыре верхних стержня-растяжки присоединены к панели в точках, расположенных посередине верхних ребер панели. Четыре боковых стержня-растяжки присоединены к поверхностям боковых стенок панели и боковым платформам и лежат в плоскостях, параллельных плоскостям передних стенок панели. Все стержни являются полыми трубками, имеющими кольцевое поперечное сечение. Блоки оптоэлектронной аппаратуры крепятся к нижним и верхним платформам. Оптические элементы жестко прикреплены к нижним основаниям блоков оптоэлектронной аппаратуры. Все поверхности являются тонкими оболочками с заданной толщиной. Подобная компоновка определяется задачами, выполняемыми данным классом спутников, простотой изготовления, а также возможностью оптимизации массовых и прочностных характеристик.

Амплитудно-частотный уровень вибрационных воздействий, а также характерные геометрические и физико-механические параметры упругой конструкции позволяют использовать для ее составных элементов линейные модели динамики тонких

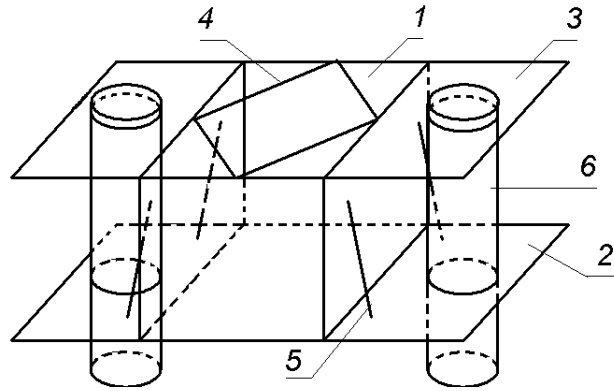


Рис. 1.

оболочек и прикладные модели динамического деформирования балок.

3. Расчетная схема. При создании геометрической модели рассматриваемой конструкции все построения проводились в прямоугольной декартовой системе координат с центром в точке пересечения диагоналей нижней грани центрального блока, как показано на рис. 2. Ось OX вдоль основания перпендикулярно передней стенке коробки, ось OY вдоль основания перпендикулярно боковой стенке, а ось OZ вертикально вверх. В точках I_1 и I_2 к конструкции присоединены блоки измерительной аппаратуры, расположенные на одинаковой высоте, которые моделировались присоединенными массами с эквивалентными динамическими параметрами. В точках M_1 и M_2 на одной высоте находятся двигатели, моделируемые точечными нагрузками с заданными амплитудно-частотными характеристиками.

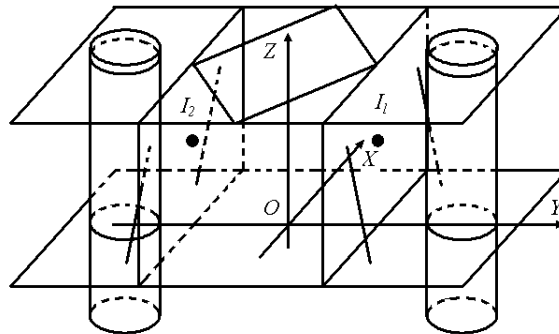


Рис. 2.

В качестве примера исследовался случай, когда возбуждающие нагрузки сводятся к паре возбуждающих крутящих моментов с амплитудами, соответственно, равными:

$$M_{x_1} = -0,7 \text{ Н} \cdot \text{м} \quad M_{x_2} = 0,7 \text{ Н} \cdot \text{м}$$

и частотой $f = 400 \text{ Гц}$, а также различными значениями фаз. Точки крепления

рассматриваемого отсека к остальной части конструкции спутника рассматриваются как точки абсолютно жесткого закрепления. Описанная таким образом расчетная схема иллюстрируется на рис. 3.

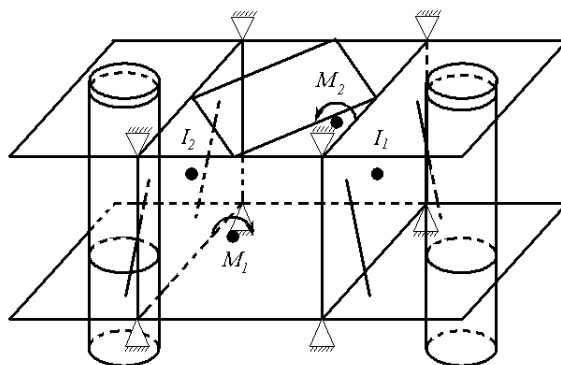


Рис. 3.

При расчетах использовались следующие физико-механические параметры материалов: для оболочечной конструкции – модуль Юнга – 0.6811 Н/м^2 , коэффициент Пуассона – 0.3 , плотность – 2680 кг/м^3 , для балочных конструкций – модуль Юнга – 2.011 Н/м^2 , коэффициент Пуассона – 0.3 , плотность – 7800 кг/м^3 . Для теоретических исследований был использован метод конечных элементов, алгоритм применения которого был реализован в среде программного комплекса *Ansys* на языке *APDL*. Разрешающая система уравнений метода конечных элементов при исследовании вынужденных колебаний имеет следующий вид:

$$[\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M}] \mathbf{u} = \mathbf{F},$$

где ω – круговая частота колебаний, \mathbf{K} – матрица жесткости системы, \mathbf{u} – вектор узловых перемещений, \mathbf{F} – вектор узловых нагрузок. Матрица масс \mathbf{M} имеет тот же порядок и структуру, как и матрица жесткости, и определяется по формуле

$$\mathbf{M} = \int_V \rho \mathbf{N}^T \mathbf{N} dV,$$

где ρ – плотность материала, \mathbf{N} – матрица функций формы элемента.

Основными вопросами численной реализации метода конечных элементов на ЭВМ являлись построение матрицы жесткости и определение компонентов напряженно-деформированного состояния системы. В соответствии с геометрической моделью анализируемой конструкции, при решении поставленной задачи возникает задача реализации следующих типов конечных элементов: трехмерный балочный элемент, пространственная четырехугольная оболочка и твердотельный элемент. При разработке программного комплекса предполагалось, что параметры балок и оболочек могут варьироваться. Балочный элемент предполагался элементом с одной осью, имеющим возможности воспринимать растяжение, сжатие, кручение и изгиб.

Аппроксимирующие функции для вектора перемещений \mathbf{U} и угла закручивания θ имеют вид

$$\mathbf{U} = \frac{1}{2}(\mathbf{U}_i(1 - s) + \mathbf{U}_j(1 + s));$$

$$\theta = \frac{1}{2}(\theta_i(1 - s) + \theta_j(1 + s)),$$

где \mathbf{U}_i и θ_i – соответственно, вектор перемещений и угол закручивания в узле i , s – дуговая координата. Реализованный оболочечный элемент имеет возможности учета мембранного растяжения – сжатия и изгиба. Элемент имеет шесть степеней свободы в каждом узле: перемещения в направлении осей узловой системы координат и повороты вокруг этих осей. Конечно-элементная модель конструкции представлены на рис. 4

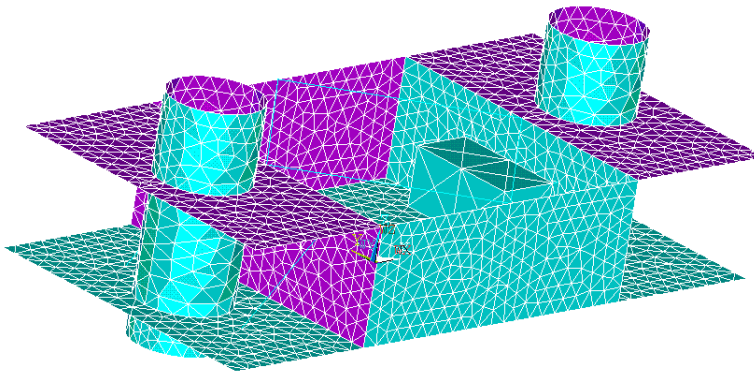


Рис. 4.

4. Оценка возмущений угловой скорости. Следствием постоянно действующих возмущений, вызванных дебалансом гироскопов системы управления, является вибрация приборов, расположенных на КА, что может приводить к тем или иным искажениям в их показаниях. В частности, вибрации такого рода приводят к искажениям в выходной продукции бортовой оптико-электронной системы (фотоснимки земной поверхности), а также оказывают влияние на показания датчиков угловой скорости, необходимые для определения ориентации спутника. Информация о параметрах соответствующих колебаний может быть использована для компенсации эффекта размытия фотоснимков, а также учтена при обработке данных датчиков угловой скорости.

Рассмотрим применения такого рода информации на примере задачи получения оценки возмущений в показаниях датчиков угловой скорости. Методика определения величины добавочных собственных угловых скоростей приборов, вызванных вибрацией конструкции КА, состоит в нахождении «усредненной» угловой скорости той части конструкции, в которой расположен рассматриваемый прибор.

Датчик угловой скорости будем считать системой тел, заключенных в абсолютно жесткий корпус. Выберем на носителе ряд точек конструкции A_i , $i = 1, \dots, n$ (как

правило, это точки крепления приборного элемента к корпусу КА, при этом число точек n должно быть больше или равно трем). Определим с помощью описанной методики амплитуды C_i колебаний этих точек при заданной частоте внешнего возмущения ω . С их помощью записывается вектор смещений как функция времени

$$\mathbf{R}_i = \mathbf{R}_i(t, \omega), \quad i = 1, \dots, n,$$

где \mathbf{R}_i – радиус-векторы точек крепления. Производные от смещений определяют векторы мгновенных скоростей точек крепления

$$\mathbf{V}_i = \dot{\mathbf{R}}_i(t, \omega), \quad i = 1, \dots, n.$$

1) С учетом того, что корпус датчика рассматривается как твердое тело, для каждой точки A_i , $i = 1, \dots, n$ можем записать связь между линейной скоростью точки и искомой угловой скоростью:

$$\mathbf{V}_i = \mathbf{V}_1 + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{R}_i, \quad i = 1, \dots, n.$$

Здесь V_1 – переносная линейная скорость точки крепления, рассматриваемой в качестве центра вращения. Вычитая первое равенство из остальных, получаем систему, состоящую из $n - 1$ алгебраических уравнений относительно вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$:

$$\mathbf{v}_i = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_i,$$

где $\mathbf{v}_i = (v_i^1, v_i^2, v_i^3)^T = \mathbf{V}_i - \mathbf{V}_1$; $\mathbf{r}_i = (r_i^1, r_i^2, r_i^3)^T = \mathbf{R}_i - \mathbf{R}_1$; $i = 2, \dots, n$ являются известными величинами.

2) Заменяем операцию векторного умножения на вектор \mathbf{r}_i операцией умножения на соответствующую кососимметрическую матрицу

$$P_i = \begin{pmatrix} 0 & r_i^3 & -r_i^2 \\ -r_i^3 & 0 & r_i^1 \\ -r_i^2 & -r_i^1 & 0 \end{pmatrix},$$

получаем $\mathbf{v}_i = \mathbf{P}_i \boldsymbol{\omega}$.

В итоге, соотношения, связывающие линейные скорости выбранных точек с «усредненной» угловой скоростью, формируют переопределенную систему $3(n - 1)$ линейных алгебраических уравнений относительно трех неизвестных – компонент вектора $\boldsymbol{\omega}$. В матричном виде полученная система имеет вид

$$\mathbf{W} = \mathbf{R} \boldsymbol{\omega},$$

где $\mathbf{W} = (\mathbf{v}_2^T, \dots, \mathbf{v}_n^T)^T$, $\mathbf{R} = (\mathbf{P}_2, \dots, \mathbf{P}_n)^T$.

Решая полученную систему методом наименьших квадратов, находим оценку угловой скорости по формуле

$$\boldsymbol{\omega} = (\mathbf{R}^T \cdot \mathbf{R})^{-1} \mathbf{R}^T \mathbf{W}.$$

Отметим, что матрица $(\mathbf{R}^T \cdot \mathbf{R})^{-1}$ может оказаться слабо обусловленной. В этом случае использование ее в численных расчетах, в общем случае, приводит к большим ошибкам в результатах вычислений. Пользуясь тем, что структурно зависимость возмущений от времени описывается тригонометрическими функциями, а также тем обстоятельством, что матрицы \mathbf{P}_i $i = 1, \dots, n$ являются кососимметричными, матрица $(\mathbf{R}^T \cdot \mathbf{R})^{-1}$ при $n = 4$ была найдена аналитически, что позволило избежать погрешностей в определении ее элементов.

5. Результаты моделирования. Первым этапом динамического анализа конструкции был расчет ее собственных резонансных частот и форм. Для проверки адекватности получаемых результатов была использована следующая схема контроля. Проводилось изменение отдельных геометрических параметров, а также декомпозиция рассматриваемого объекта в целом, состоящая в последовательном исключении его отдельных элементов. Для каждой из получаемых при этом моделей был проведен соответствующий расчет. Критерием адекватности служила непрерывность изменения собственных частот и форм.

Целью первого этапа анализа являлось определение возможности возникновения резонанса конструкции при заданных частотных параметрах источников колебаний. В результате анализа были найдены следующие значения основных собственных частот в диапазоне 380 – 430 Гц: $f = 391$ Гц, $f = 420$ Гц. Сопоставление полученных частот с частотой действующего возмущения дает основания для вывода, что при заданной компоновке и частотных характеристиках источников колебаний резонанс в конструкции не возникает.

Вторым этапом исследований являлся расчет амплитудно-частотного отклика конструкции на прикладываемые гармонические возмущения. В результате полностью определяются угловые перемещения присоединенных масс, моделирующих приборы контроля движения и стабилизации. На основе этих данных основана методика оценки возмущений в показаниях датчиков угловой скорости.

Отдельно рассмотрена задача минимизации амплитуд перемещений блоков измерителей за счет выбора координат крепления торцов балок-растяжек переменной длины. Условие постоянства массы балок трубчатого переменного сечения обеспечивалось пропорциональностью толщины стенки стержня его внешнему диаметру. Результаты расчета амплитуд перемещений от некоторых значений варьируемых геометрических величин, появляющихся в процессе применения пошагового алгоритма минимизации заданной функции по трем параметрам, приведены в таблице.

Как следует из приведенных результатов, существует оптимальное расположение балок-растяжек заданной массы, обеспечивающее значительное уменьшение амплитуд колебаний в зонах размещения измерительной аппаратуры. Дополнительный частотный анализ показал, что резонанс в данной конструкции не возникает.

Таблица 1

Глобальные координаты точек крепления растяжек (м)			Сумма амплитуд перемещений первого блока измерительной аппаратуры *10 ⁻⁸ (м)	Сумма амплитуд перемещений второго блока измерительной аппаратуры *10 ⁻⁸ (м)
0.5	0.2	0.1	0.498039	0.314263
0.5	0.2	0.2	0.485000	0.292995
0.5	0.3	0.1	0.542226	0.357104
0.5	0.3	0.2	0.539590	0.355935
0.6	0.2	0.1	0.461409	0.313506
0.6	0.2	0.2	0.457490	0.273420
0.6	0.3	0.1	0.522861	0.340436
0.6	0.3	0.2	0.538096	0.329091
0.7	0.2	0.1	0.449732	0.322429
0.7	0.2	0.2	0.441733	0.301296
0.7	0.3	0.1	0.502994	0.330768
0.7	0.3	0.2	0.695875	0.528454

1. *Zakrzhevski A.* On optimal turn of the elastic space craft // Kiev. Prikladnaya Mechanika. – Vol. 39, № 10. – 2003. – P. 106–113.
2. *Claus H.* A deformation approach to stress distribution in flexible multibody systems // Multibody System Dynamics, 6: 2001. – P. 143–161.
3. *Berbyuk V.E., Bostrom A.E.* Optimization problems of controlled multibody systems having spring-damper actuators // Int. Appl. Mech. – 2001. – Vol. 37, № 7. – P. 935–940.
4. *Gorinevsky D., Vukovich G.* Control of flexible spacecraft using nonlinear approximation of input shape dependence on reorientation maneuver parameters // Control Eng. Practice. – 1997. – Vol. 5, № 12. – P. 1661–1671.
5. *Grom A., Lizunov P.* Attitude control of double flywheel system // Int. Appl. Mech. – 2001. – Vol. 37, № 10. – P. 1359–1362.

A. M. Kovalev, V. I. Storozhev, V. S. Horoshiloff, N. N. Shchepin, V. F. Shcherbak
Modeling of vibration perturbation and evaluation of their impact on the satellite angular speed sensors.

The results of disturbance influence evaluation on vibrations of the attached elements of satellite instrument module caused by unbalance of spacecraft control system gyroscopes are presented in the article. The presence of unbalances of control system gyroscopes leads to occurrence of constantly operating disturbances in the fixing points of the gyroscopes. The consequence is vibration of satellite instrument module elements. The program of modeling of construction elastic vibrations has been created for definition of errors in registrations of optical and navigating devices attached to the load-carrying structure. The obtained results can be used for estimation of static and dynamic unbalance influence caused by stationary rotation of the flywheels of control system gyroscopes on registrations of angular speedometer.

Keywords: *Linear oscillation plate shell finite element method.*

О. М. Ковальов, В. І. Сторожев, В. С. Хорошилов, М. М. Щепін, В. Ф. Щербак
Моделювання вібраційних збурень і оцінка їх впливу на показання датчиків кутової швидкості супутника.

У статті представлено результати, які пов'язані з оцінкою впливу збурень, викликаних дебалансом гіроскопів системи керування КА, на вібрації приєднаних елементів приладової бази супутників. Наявність дебалансів гіроскопів системи керування КА призводить до виникнення постійно діючих збурень у точках кріплення гіроскопів, наслідком яких є вібрація елементів приладової платформи супутника. Для визначення похибок у показаннях оптичних пристроїв та навігаційних приладів, приєднаних до несучої конструкції, проведено моделювання пружних коливань конструкції. Отримані результати було використано для оцінки впливу статичних і динамічних дебалансів, обумовлених стаціонарним обертанням маховиків гіроскопів системи керування на показання датчиків кутової швидкості.

Ключові слова: *лінійні коливання, пластини, оболонки, метод скінченних елементів.*

Ин-т прикл. математики и механики НАН Украины, Донецк
shvf@iamm.ac.donetsk.ua

Получено 31.10.13