

УДК 520.42+534.521

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЕЛИЧИНЫ ДЕФОРМАЦИИ, НАПРЯЖЕНИЙ И СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТНЫХ КОЛЕБАНИЙ ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА ПРИ ЭКВИВАЛЕНТНОМ ИНЕРЦИОННОМ НАГРУЖЕНИИ*Федорцев Р.В.¹, Рогожинский Е.Ю.², Баркин К.В.², Черенко Д.В.¹*¹Белорусский национальный технический университет, г. Минск, Республика Беларусь
²ОАО «Пеленг», г. Минск, Республика Беларусь

В среде САПР Pro/ENGINEER создана трехмерная модель звездного датчика, посредством программного пакета MSC Patran проведен механический анализ жесткости конструкции изделия. Определены величины деформаций и эквивалентных напряжений при инерционных нагрузках под воздействием гравитации 1 g и 30 g для нагрузки по осям X, Y и Z. Проведен расчет собственных частот колебаний в диапазоне от 200 до 6000 Гц и для первых 10 мод получены формы колебаний изделия. (E-mail: soul-master87@gmail.com)

Ключевые слова: звездный датчик, метод конечных элементов, инерционная нагрузка, частотные колебания, эквивалентные напряжения.

Введение

Одним из основных направлений развития космической техники как в нашей стране, так и за рубежом является совершенствование конструкций оптических датчиков инерциальной астроориентации космических аппаратов (КА). Если в конце минувшего столетия каждая астрокоррекция положения на орбите требовала временного прерывания плановой работы КА, то оптикоэлектронные астродатчики последнего десятилетия предоставляют возможность измерять параметры астроориентации по изображениям звезд произвольного участка небесной сферы практически в непрерывном режиме [1].

Анализ существующих вариантов конструкций звездных координаторов показал тенденцию развития в направлении создания интегрированных приборов, когда в едином корпусе аппаратно и программно объединяются звездный датчик (ЗД) и датчики угловых скоростей [2]. В интегрированном приборе информация от датчиков угловой скорости поступает в блок управления и используется для дополнительной «подсказки» звездному координатору направления коррекции в случае возникновения значительного углового ускорения КА (более 2,5 град/с), а также при частичной засветке приемника изображения ЗД боковыми лучами от Солнца или бликами от Земли и Луны. Такая функция реализована в программном обеспечении

приборов моделей БОКЗ-МФ и БОКЗ-М60. Аналогичные разработки малогабаритных звездных датчиков имеются также и у европейских производителей [3, 4], наиболее известные из которых представлены в таблице 1.

В качестве основных задач при разработке новых вариантов конструкций звездных координаторов можно выделить следующие: снижение массы, габаритных размеров, погрешности измерений, времени готовности к работе, энергопотребления; повышение надежности функционирования, разрешающей способности (звездной величины m_v), допустимой угловой скорости КА, частоты обновления выходной информации, радиационной стойкости к внешним воздействиям, помехозащищенности.

В данной работе рассматривается звездный координатор для топографического комплекса по изучению и картографированию участков земной поверхности.

Отличительной особенностью прибора является достаточно высокая точность оптических измерений $\pm 0,01^\circ$ (по осям X, Y) и $\pm 0,1^\circ$ (по оси Z) (для 2 sigma) в достаточно узком поле зрения $6,8 \times 3,4$ мм. Однако, конструктивно это приводит к значительному увеличению габаритных размеров изделия ($917 \times 314 \times 314$ мм) и общей массы оптико-электронного прибора (до 15,5 кг).

Таблица 1 – Сравнительные технические характеристики звездных датчиков различных производителей

Модель	БОКЗ-М60	Star Sensor KM 1301	Star Tracker SED36
Производитель	Институт космических исследований РАН (Россия)	Kayser-Threde GmbH (Германия)	EADS SODERN (Франция)
Год начала выпуска	2009	1995	2006
Точность оптических измерений, по осям X, Y, Z, °	±0,015 (X, Y) ±0,15 (Z) (2 sigma)	±0,02 (2 sigma)	±0,026 (X, Y) ±0,17 (Z) (3 sigma)
Угол поля зрения, °	8 × 8	21 × 31	30 × 25
Масса, кг	4,3±0,3	0,78	1,5
Габаритные размеры, мм	370 × 230 × 230	170 × 115 × 115	160 × 130 × 110

Кроме того, при выводе на околоземную орбиту (500–700 км) ракетоносителем за достаточно короткий промежуток времени (9–20 мин) сам КА и все его составные модули испытывают собственную неустойчивость, а также значительные статические и динамические знакопеременные нагрузки, которые, как правило, возникают в силу действия следующих основных причин:

- подвижности компонентов жидкого топлива на стадии частичного заполнения двух или более баков ракетоносителя, вызывающих собственные колебания антисимметричной формы;

- упругие изгибающие поперечные деформации внешнего корпуса (продольные колебания первого, второго и третьего тона с частотой соответственно 4–5, 9–10 и 13–15 Гц, явление POGO), а также колебания упругой подвески маршевого двигателя (20 Гц) при набегающем воздушном потоке (давление в камерах сгорания маршевых двигателей достигает порядка 4,5 атм.);

- продольная частота собственных колебаний столба жидкого топлива в стенках магистралей и на кромках шнеков высокооборотных центробежных насосов горючего и окислителя;

- изменение центра масс летящего объекта при отделении ступеней ракетоносителя или при отстреле КА от блока «Д» на орбите;

- низкочастотные собственные поперечные колебания упругих штыревых антенн;

- изменение периода квантования по времени стабилизирующей системы управления КА («транспортирование» высоких частот в низкочастотную область).

- из-за внутренних колебаний самой жидкой составляющей топлива, на протяжении 1/3 и 2/3 активного участка полета наблюдаются незатухающие колебания (около 3 °) на частоте порядка 4–5 Гц и 1–1,5 Гц соответственно в плоскостях тангажа и рыс-

кания углов поворота корпуса относительно их программных значений, нормальной и боковой перегрузки [5].

Вместе с тем в научной литературе отсутствует информация, касающаяся программных методов определения надежности ЗД. Для обеспечения устойчивой работы прибора и повышения надежности функционирования его составных компонентов необходимо определить величину предельных упругих деформаций в соответствии с приложенными внешними механическими воздействиями, а также границу перехода их в пластические деформации с образованием очагов локальных дислокаций, способных в реальных условиях привести к разрушению конструкции звездного координатора.

Методика расчета

На первом этапе работ в среде САПР *Pro/ENGINEER* была создана 3-мерная геометрическая модель конструкции звездного датчика, который включает в себя следующие основные узлы: бленду, объектив, кронштейн, переходное кольцо и электронный блок управления (рисунок 1). Проведение тестирования и контроля ЗД в части проверки работоспособности фотоприемника (ПЗС-матрицы) обеспечивается устройством фотометрической калибровки.

Как показали предварительные расчеты по результатам проектирования, для обеспечения динамической устойчивости ЗД теоретический центр масс собранного изделия должен располагаться в центре объектива, т. е. в месте установки опорного несущего кронштейна. В ходе конструирования были получены следующие габаритные размеры и масса составных частей конструкции (таблица 2).

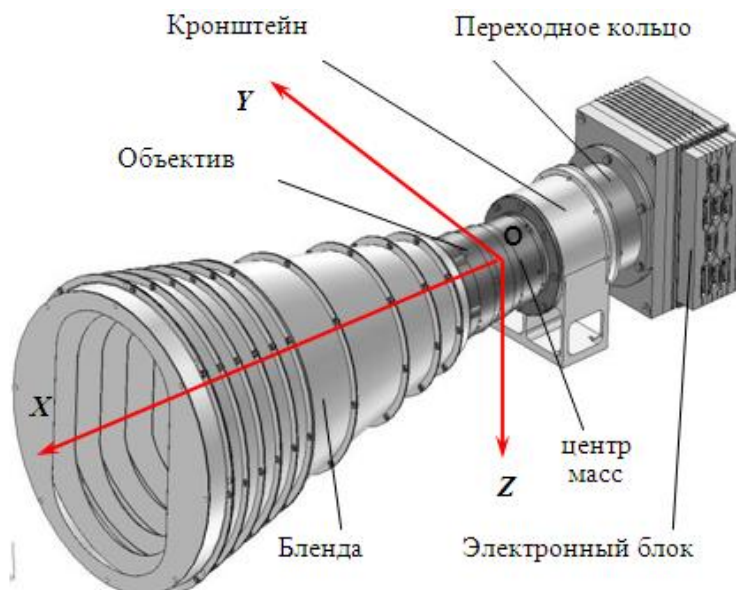


Рисунок 1 – 3D-модель звёздного датчика, выполненная в CAD Pro/ENGINEER

Таблица 2 – Габаритные размеры составных частей 3Д

Составные части	Размеры, мм	Масса, кг
Бленда	$L = 507, D_{вх} = 375, D_{вых} = 68$	3,1
Объектив	$L = 300, D_{вх} = 107, D_{вых} = 132$	7
Кронштейн	140×185×80	1,4
Переходное кольцо	$H = 65, D = 155$	0,87
Корпус блока электронного	195×165×115	5,2

Перечисленные выше эксплуатационные требования предусматривают детальный прочностной анализ конструкции 3Д, который на сегодняшний день эффективнее всего проводить посредством применения метода конечных элементов (MSC). В нашем случае использована система инженерных расчетов и симуляции физических процессов (CAE) в среде MSC Patran. В соответствии с этим методом математические задачи о деформации тела под воздействием механических синусоидальных нагрузок, а также определение частот его собственных колебаний и т. п. решаются на основе дискретного представления тела с помощью тетрагональных 10-узловых конечных элементов типа Solid-187 (рисунок 2) [6].

При использовании Patran, как правило, именно CAD-геометрия становится основой конечно-элементной модели. Пакет Patran включает в себя специальные методы и функции для контроля и автоматизированного исправления дефектов, импортированных из CAD-систем геометрических моделей, а также преобразования их

в расчетные модели, что при современном уровне сложности и подробности компьютерных моделей существенно облегчает работу инженера-конструктора [7]. Сложность геометрических форм составных компонентов 3Д, имеющих множество мелких деталей: фасок, буртиков, выемок и т.п., способствовала значительному увеличению общего количества элементов и соответственно повышению суммарного времени вычисления.

С целью оптимизации расчетов выполнен анализ сходимости численных результатов при различных способах представления элементов конструкции, уменьшение числа которых приводит к изменению основных значений расчетных параметров не более чем на 1–2 %. Таким образом, конечно-элементная трехмерная электронная модель была создана посредством *Pre/Post Processing MSC Patran* для трех наиболее ответственных несущих составных компонентов конструкции 3Д: корпуса объектива, кронштейна и переходного кольца, и в последующем импортирована в формат *ACIS*.

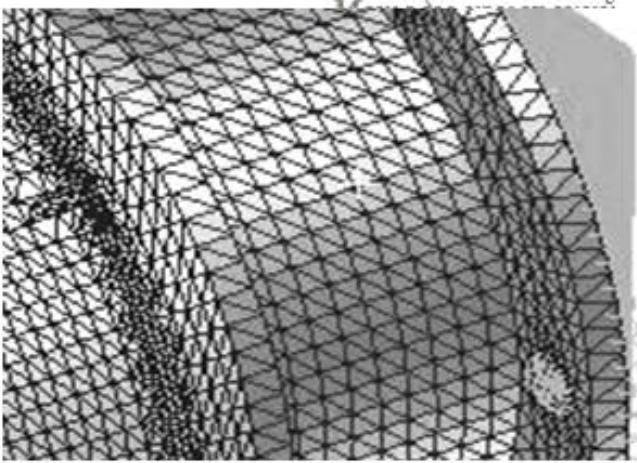


Рисунок 2 – Фрагмент сетки на 3D-модели, созданной в MSC Patran с тетрагональными 10-узловыми конечными элементами основных конструктивных элементов

Исходя из анализа конфигурации компонентов, оптимальными элементами для описания их объемной поверхности являлись равнобедренный треугольники с размером катета 3 мм. При уменьшении длины катета с 3 до 1 мм продолжительность расчетов увеличивается на 50–60 %, а точность – на 5–10 %, при этом повышаются требования к аппаратному обеспечению системы, на которой производятся расчеты. При увеличении длины катета продолжительность расчетов уменьшается на 10–15 %, точность – на 15–20 %. Так, например, наложение только сетки на каждую входящую деталь конечно-элементной модели занимает приблизительно 45 мин машинного времени при общей конфигурации PC: процессор – 8 ГГц; ОЗУ – 8 Гб.

В таблице 3 приведены принятые значения основных параметров, характеризующих свой-

ства материалов из которых изготовлены элементы конструкции.

Цель расчетов заключалась в определении величины поверхностных деформаций, внутренних напряжений и собственных частотных колебаний 3Д при эквивалентном инерционном нагружении.

Результаты расчета

Первой и основной процедурой механического анализа является модальный анализ, который предназначен для определения собственных частот и форм колебаний элементов конструкции. Знание собственных частот необходимо при конструировании деталей и узлов, чтобы избежать их возбуждения на одной из собственных частот в процессе эксплуатации [6].

Модальный анализ проводился для всего 3Д в сборе. Анализ отдельных конструктивных частей 3Д будет проведен позже.

В таблице 4 приведены первые 10 мод собственных частотных колебаний 3Д и соответствующие им величины расчетных значений в диапазоне от 200 до 6000 Гц.

Для 1-й и 2-й моды максимальная зона деформации сосредоточена по периферии на левом входном торце объектива. В качестве примера на рисунке 3 приведена 1-я форма колебаний корпуса 3Д.

Для 3-й моды максимальная зона деформации смещается к правому торцу переходного кольца (рисунок 4). Начиная с 4-й моды на частоте 1064,9 Гц и выше зона деформации составляет 3,88–5,28 мкм и распространяется практически по всей сборной конструкции.

Таблица 3 – Принятые значения параметров материалов

Наименование физико-механического параметра, материал (компонент)	Алюминиевый сплав АмцМ-1 ГОСТ 21631-76 (корпус объектива)	Титан ВТ1-0 ОСТ 1.90013-81 (кронштейн)	Титан ВТ1-0 ОСТ 1.90013-81 (переходное кольцо)
Массовая плотность ρ , кг/м ³	2700	4505	4505
Модуль Юнга E , ГПа	73,0	110,0	110,0
Коэффициент Пуассона μ	0,33	0,33	0,33
Коэффициент линейного расширения, K^{-1}	$2,43 \cdot 10^{-5}$	$8,2 \cdot 10^{-5}$	$8,2 \cdot 10^{-5}$
Удельная теплоемкость (при $T = 20^\circ$)	963 Дж/(кг·К)	<0,07 Дж/(кг·град)	< 0,07 Дж/(кг·град)
Коэффициент теплопроводности	156,0 Вт/(м·К)	18,85 Вт/(м·град)	18,85 Вт/(м·град)

Таблица 4 – Расчетные собственные частоты колебаний ЗД

Номер моды	Величина, Гц
1	236,19
2	242,29
3	398,12
4	1064,9
5	1257,5
6	1281,9
7	3196,8
8	3341,1
9	5755,5
10	5887,5

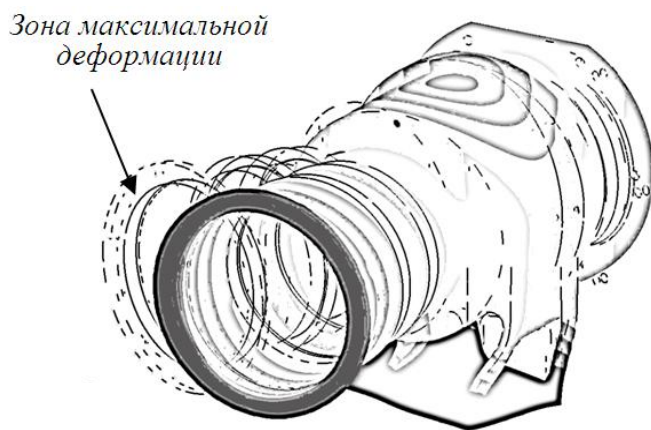


Рисунок 3 – Первая форма колебаний для частоты в 236,19 Гц

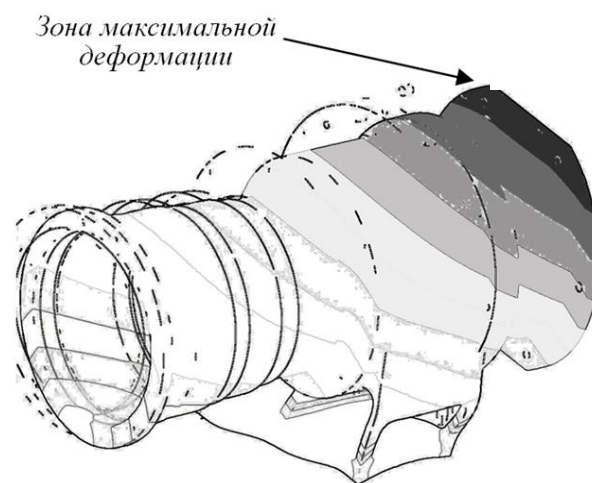


Рисунок 4 – Третья форма колебаний для частоты в 398,12 Гц

Далее был проведен расчет конструкции ЗД на инерционные нагрузки. Для этого были наложены следующие граничные условия:

- ЗД закреплялся на четырех установочных отверстиях на посадочной поверхности кронштейна;
- запрещались линейные перемещения ЗД;
- величина ускорений принимались 1g и 30g (инерционные нагрузки с ускорением 30g рассчитывались только для осей X и Y).

В таблицах 5 и 6 приведены результаты расчетов перемещений и максимальных эквивалентных напряжений в конструкции ЗД под воздействие нагрузок в 1g и 30g.

Результаты расчета показывают что при инерционном нагружении 1g и 30g как вдоль оси X, так и вдоль оси Y максимальное перемещение также сосредоточено по периферии на левом входном торце объектива, а эквивалентные напряжения распространяются практически по всей сборной конструкции.

В качестве примера на рисунке 5 представлен вариант распределения остаточных напряжений (критерий Мизеса) по поверхности конструкции ЗД при воздействии нагрузки в 30g.

Таблица 5 – Перемещения и максимальные эквивалентные напряжения ЗД под воздействием гравитации в 1g

Направление воздействия сил гравитации	Общее перемещение, 10^{-3} мм	Перемещения по компонентам, 10^{-3} мм			Максимальные эквивалентные напряжения, Н/мм ²
		x	y	z	
X	+5,96 $-6,4 \cdot 10^{-7}$	+4,19 -0,059	+0,294 -0,288	+4,39 -2,48	1,25
Y	+3,75 $-4,66 \cdot 10^{-7}$	+0,680 -0,677	+3,75 -0,056	+0,595 -0,598	0,947
Z	+0,986 $+1,02 \cdot 10^{-7}$	+0,019 -0,540	+0,120 -0,121	+0,108 -0,834	0,398

Таблица 6 – Перемещения и максимальные эквивалентные напряжения ЗД под воздействием гравитации в 30g

Направление воздействия сил гравитации	Общее перемещение, 10^{-3} мм	Перемещения по компонентам, 10^{-3} мм			Максимальные эквивалентные напряжения, Н/мм ²
		x	y	z	
X	+179 $+2,42 \cdot 10^{-5}$	+126 -1,76	+8,82 -8,86	+132 -74,3	37,6
Y	+113 $+1,40 \cdot 10^{-5}$	+20,4 -20,3	+113 -1,69	+17,9 -18,0	28,4

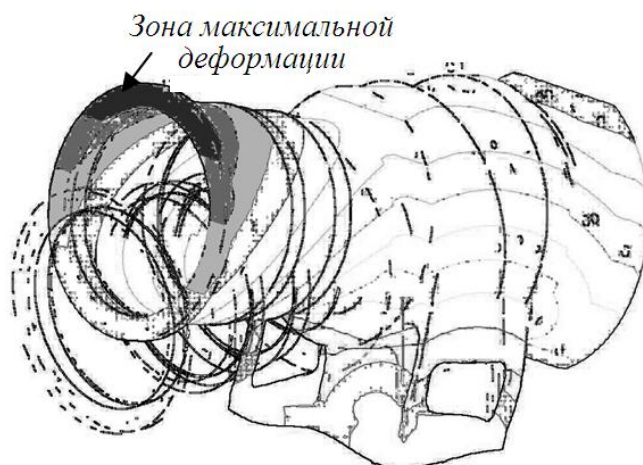


Рисунок 5 – Перемещения (мм) оптикоэлектронного звездного датчика при инерционном нагружении 30g вдоль оси X

В рамках этой работы проведена экспериментальная проверка результатов расчетов, полученных при компьютерном механическом анализе конструкции прибора.

Проведенное математическое моделирование нагружения объекта является лишь первой теоретической предпосылкой для разработки надежной и устойчивой конструкции ЗД. Как показывает практика, гарантированную работоспособность оптико-электронного прибора могут обеспечить только его динами-

ческие испытания как конструктивно-подобной модели (КПМ) при наземной отработке.

Наземные динамические испытания как отдельных составных частей ЗД, так и всей конструкции в целом проводились в г. Новополюхе на специализированной центрифуге ЦС-301.

По оценкам специалистов для пилотируемых космических аппаратов допустимой считается перегрузка порядка 0,1–0,3g [5].

Сравнение результатов, полученных в эксперименте, с результатами расчетов с использованием разработанной модели показало, что модель имеет достаточно хорошую степень достоверности и может быть использована в дальнейшем для различного вида прочностных анализов.

Заключение

Установлено, что при заданных геометрических параметрах прибора и выбранных материалах деталей входящих компонентов предельно допустимой является частота 1064,9 Гц, соответствующая 4-й частотной моде колебаний. Из-за образования значительной консоли (отношение длины к высоте 3:1) при указанной частоте колебания от объектива глобально распространяются на всю конструкцию целиком.

Установлено, что при инерционном нагружении конструкции вдоль продольной и поперечной осей 3Д силами гравитации в 1g и 30g максимальные перемещения отдельных узловых точек составят соответственно 5,96 и 179 мкм, при этом возникающее максимальные напряжения будут соответствовать 1,25 и 37,6 Н/мм² и численно примерно совпадут с величиной действия самих сил гравитации.

Полученные результаты свидетельствуют о том, что рассматриваемая конструкция 3Д имеет достаточный запас прочности. Однако для дальнейшего повышения надежности звездного координатора, миниатюризации его конструкции и уменьшения величины деформаций целесообразно осуществить новую компоновку прибора, в части расположения электронного блока параллельно оси объектив.

Список использованных источников

1. Бессонов, Р.В. Разработка и исследование интегрированного датчика ориентации космического аппарата : автореф. дисс. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук по спец. 01.04.01 Приборы и методы экспериментальной физики / Р.В. Бессонов. – М. : ИКИ РАН. 2008. – 19 с.
2. Фори, А.А. Исследование проблемы прецизионного координатно-временного обеспечения (КВО) видеоспектрометрических космических исследований Земли и других небесных тел, реализуемых по данным бортовых навигационных измерений. Разработка и моделирование аппаратно-программных решений задачи КВО. Отчет по НИР / А.А. Фориш. – М. : ИКИ РАН, 2008 [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://www.iki.rssi.ru/annual/2008/R25e-08.htm>.
3. Star Sensor KM 1301. Kayser-Threde GmbH. Germany. München. [Electronic resource]. – <http://microsat.sm.bmstu.ru/e-library/Components/StarCameras>.
4. Star Tracker SED36. EADS SODERN. 94451 Limeil-Brevannes Cedex France. – <http://www.sodern.com>
5. Рабинович, Б.И. Проблемы устойчивости жидкостных ракет-носителей и вращающихся космических аппаратов / Б.И. Рабинович. – М. : Ротапринт. Институт космических исследований РАН, 2006. – 40 с.
6. Дмитриев, В.С. Механический анализ исполнительного органа космического аппарата / В.С. Дмитриев, Т.Г. Костюченко, В.А. Скрипняк // Сборник трудов Томского политехнического университета. – 2009. – С.135–139.
7. Patran FE Modeling and Pre/Post Processing/ MSC. Software Corporation. 2 MacArthur Place Santa Ana, California 92707. USA. 2010. [Electronic resource]. – <http://www.mssoftware.com/>

Feodortsau R.V., Rogojinsky E.Y., Barkin K.V., Cherenko D.V.

Research of value of deformation, stress and self frequency oscillation of the star sensor with equivalent inertial weighting

The 3D-model of the star sensor was design in the *Pro/ENGINEER* program. Mechanical analysis of rigidity of the construction was carry out in *MSC Patran* program. The value of the deformation and equivalent stress by gravitation 1g and 30g for loading by axis *X*, *Y*, was carry out. Account of self frequency in range of 200 to 6000 Hz was compute, and for the first 10 modes were received shapes of oscillation of the device. (E-mail: soulmaster87@gmail.com)

Key Words: star sensor, finite element method, inertia load, self frequency, equivalent stress.

Поступила в редакцию 25.09.2011.