

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗОК ДЛЯ ПРОЧНОСТНЫХ РАСЧЕТОВ УЗЛОВ КРЕПЛЕНИЯ ПРИБОРОВ И АГРЕГАТОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА АКТИВНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА

© 2019

А.А. Попков, магистрант кафедры космического машиностроения*В.А. Филатов*, кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения*А.Г. Филипов*, аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара (Россия)*

Ключевые слова: космический аппарат; расчетный случай нагружения; вибропрочность; конечно-элементная модель; динамический анализ; анализ переходного процесса; коэффициент демпфирования.

Аннотация: В статье приведена методика исследования нагрузок на установки гироскопов системы управления движением космического аппарата на участке полета в составе ракеты космического назначения. Задача относится к типу вибропрочностных и решается в основном для навесного оборудования, которое крепится к корпусу изделия. У космических аппаратов это могут быть механизмы, антенны, замки, пирозаряды, электроприводы, передатчики телеметрии, приборы и агрегаты. Помимо вышеперечисленного, объектом рассмотрения также могут выступать элементы крепления оборудования: фитинги, посадочные плоскости, кронштейны, фланцы.

Цель работы – описание расчета нагрузок (динамический анализ) для бортовой аппаратуры космического аппарата на участке полета в составе ракеты космического назначения. Значения нагрузок необходимы для прочностных расчетов, результаты которых учитываются при проектировании креплений приборов и агрегатов, а также при составлении конструкции и компоновки изделий ракетно-космической техники.

В качестве примера расчета выбраны гироскопы системы управления движением малого космического аппарата «АИСТ-2Д», случай нагружения – «максимальный скоростной напор». Для определения значений нагрузок на основе исходных данных построена конечно-элементная модель установок. Построение модели проводится в программе интерактивного создания и сопровождения Femap. Решателем является NX Nastran, с помощью которого выполняется динамический анализ конструкции – анализ переходного процесса.

В результате решения на основе полученных данных показано изменение по времени характерных параметров нагружения – ускорений. Эксплуатационные перегрузки, действующие на установки гироскопов в каждом из направлений прямоугольной системы координат, получены из графиков ускорений путем деления на ускорение свободного падения. Проведено сравнение расчетных и экспериментальных данных. Для удобства оценки характеристик, значения показаны для одного из четырех гироскопов, установленных в модуле служебных систем космического аппарата.

ВВЕДЕНИЕ

Космический аппарат состоит из целевой (научной) аппаратуры, бортовых (служебных) систем. Иногда бортовые системы называют платформой.

Состав целевой аппаратуры зависит от назначения космического аппарата (связь, навигация, геодезия). Бортовые системы нужны для обеспечения функционирования аппарата с момента отделения от ракеты-носителя до завершения программы полета. Например, в состав любой бортовой системы входит система управления движением (ориентация и траектория движения) [1]. В системах управления движением широко применяются находят гироскопы. Гироскопы представляют собой навесное оборудование, которое крепится к корпусу, наряду с приборами и агрегатами других систем летательного аппарата [2].

Аппаратура летательных аппаратов в процессе эксплуатации подвергается значительным механическим воздействиям – вибрации, ударным и линейным нагрузкам, вызывающим большие механические напряжения, значительные деформации в отдельных элементах конструкции, что может привести к нарушению нормального режима работы аппаратуры или выходу ее из строя. При воздействии вибрационных нагрузок характерными отказами изделий космической техники являются: разрушение сварных и паяных соединений, усталостные трещины, ослабление болтовых соединений, разрушение конструкции вследствие недостаточной прочности.

Для контроля уровня ускорений, реализующегося в узлах конструкции, используют различные системы инженерного анализа (программы конечно-элементного моделирования). Они помогают оценить, как поведет себя то или иное изделие в реальных условиях эксплуатации [3; 4]. Для решения конкретной инженерной задачи необходимо определить тип динамического анализа.

Динамические анализы конструкций можно разделить на несколько видов. Наиболее часто используемые: анализ собственных форм колебаний, анализ переходных процессов, анализ спектра отклика на ударную нагрузку, линейный гармонический анализ. С помощью них можно получить значения ускорений или перегрузок в узлах конечно-элементной модели исследуемого объекта. Эти данные необходимы для расчетов на прочность элементов конструкций космических аппаратов, ракет-носителей, блоков выведения, модулей Международной космической станции и других изделий ракетно-космической техники [5].

Цель работы – описание расчета нагрузок (динамический анализ) для бортовой аппаратуры космического аппарата на участке полета в составе ракеты космического назначения.

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Рассмотрим гироскопы системы управления движением малого космического аппарата «АИСТ-2Д» [6]. Конструктивно система гироскопов представляет собой

четыре установки, которые крепятся на корпусе аппарата в агрегатном отсеке (рис. 1). Под установкой здесь понимается система «маховик – кронштейн». Масса каждого маховика гироскопа составляет 4,6 кг.

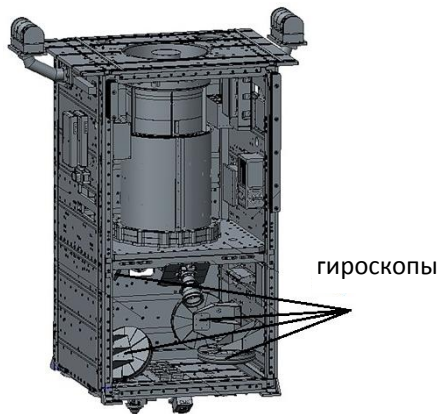


Рис. 1. Модель космического аппарата с установленными гироскопами

Расчетный случай нагружения (момент времени, в который объект испытывает наиболее опасное действие внешних возмущающих факторов) – «максимальный скоростной напор». Конструкция испытывает воздействие в виде вибраций, передающихся аппарату от ракеты-носителя. Обычно эти воздействия называют «входные процессы» (рис. 2). Данные графики описывают реакцию ракеты-носителя на движение в плотных слоях атмосферы.

ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛИ

Построение расчетной модели проводится в программном комплексе Femap with NX Nastran. Это программное обеспечение выполняет многообразную работу по анализу напряжений, деформаций, ускорений, усилий и прочих характеристик. Препроцессор и пост-процессор Femap выполняет функции создания геометрии, аппроксимации геометрии конечными элементами, импорта данных, а также просмотра и анализа результатов решения. NX Nastran является «решателем» [7].

На рис. 3 демонстрируется созданная конечно-элементная модель установки, имитирующей гироскоп.

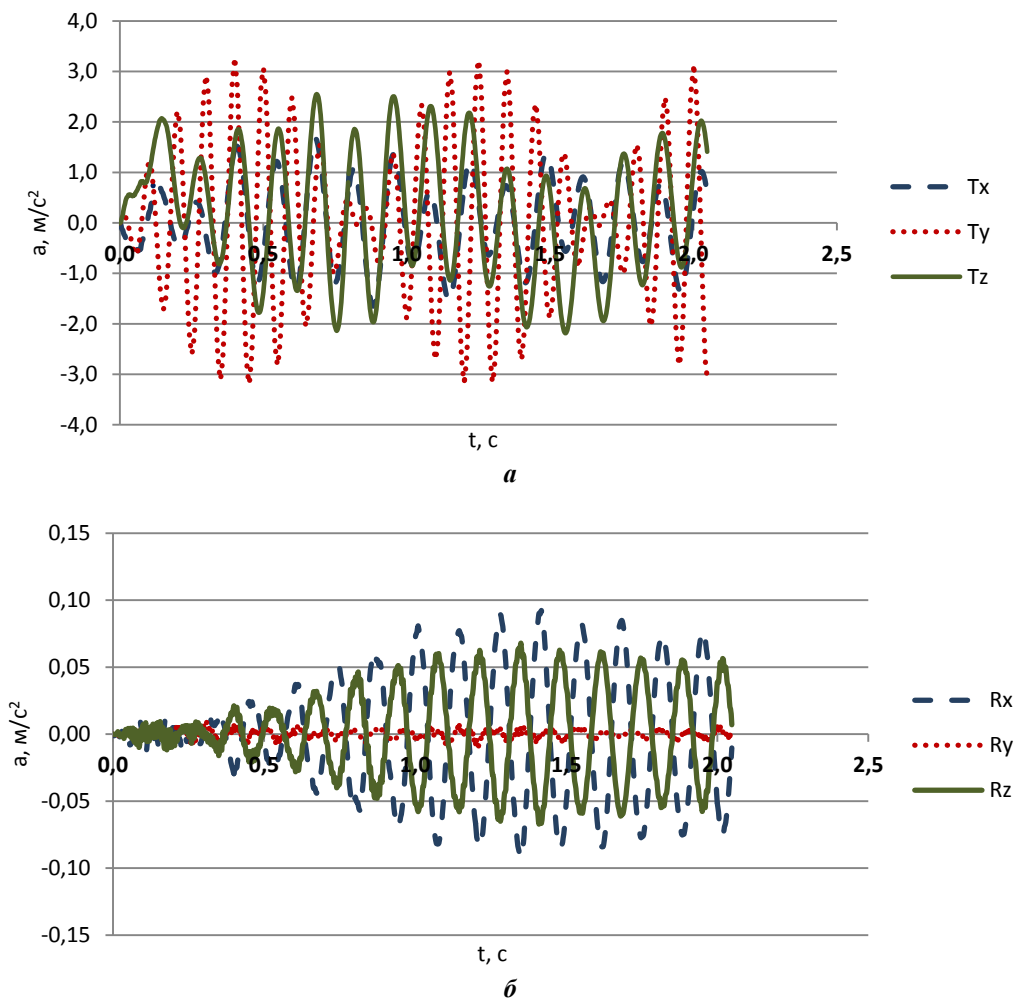


Рис. 2. Входные процессы в случае нагружения – «максимальный скоростной напор»: а – T_x – линейное ускорение вдоль оси X; T_y – линейное ускорение вдоль оси Y; T_z – линейное ускорение вдоль оси Z; б – R_x – угловое ускорение относительно оси X; R_y – угловое ускорение относительно оси Y; R_z – угловое ускорение относительно оси Z

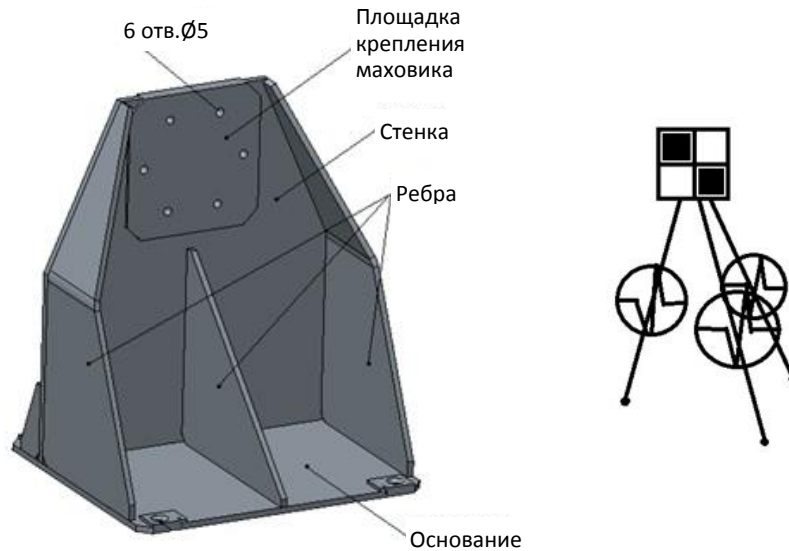


Рис. 3. Моделирование кронштейна гироскопа

Она помещается в модель всего космического аппарата и обладает характеристиками реальной установки. Маховики и кронштейны моделируются соответственно элементами типа Mass (в программе задается как матрица масс), CBUSH [8; 9].

CBUSH – комбинированный упругодемпфирующий элемент, связывающий два узла по шести степеням свободы. Реакция элемента может зависеть от взаимного смещения узлов по поступательным и угловым перемещениям и от относительных скоростей узлов по поступательным и угловым степеням свободы. Свойства элемента могут быть заданы либо линейными, либо нелинейными, либо зависящими от частоты. Обычно таким элементом моделируют упругие свойства и свойства вязкого демпфирования. В нашем случае данным элементом смоделированы кронштейны установок, имеющие жесткости, соответствующие таблице 1.

Таблица 1. Жесткость кронштейна

Направление	X	Y	Z
Жесткость кронштейна установки гироскопа, Н/мм	205 281	347 203	144 965

Закрепление модели сводится к абсолютно жесткому креплению узла, который соединен с силовой конструкцией посредством элементов RBE2 (RBE2 – rigid-элемент, обеспечивающий моделирование жестких связей между узлами конечно-элементной модели). К этому же узлу прикладываются входные процессы, приходящие от корпуса ракеты-носителя через переходный отсек и адаптер. Входные временные процессы прикладываются одновременно по всем шести степеням свободы. Они представляют собой линейные и угловые ускорения по каждому из направлений прямоугольной системы координат: X, Y, Z.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА И ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для решения данной задачи выбран анализ переходного процесса, так как рассматриваются вынужденные колебания и исследуется сравнительно короткий промежуток времени, когда движение не является установившимся.

Под переходным процессом понимается отклик конструкции на произвольное динамическое воздействие на начальном отрезке времени, когда движение не является установившимся и складывается из собственных колебаний конструкции, вызванных изменением начальных условий и приложенными нагрузками, и развивающегося вынужденного движения. С течением времени собственные колебания конструкции под действием сил демпфирования затухают (уменьшается амплитуда колебаний), и остается установившееся вынужденное движение системы [10; 11].

Перед тем как запустить программу на расчет, необходимо ввести параметры динамического анализа. Коэффициент демпфирования (конструкционный декремент) принят равным 0,1. Это число определяется нормативно-технической документацией организации-производителя, длина шага интегрирования – 0,001 (так как процесс достаточно быстрый, необходимо сделать как можно больше шагов для высокой точности вычислений), число шагов – 2000. Таким образом, временной промежуток 2 секунды разбивается на 2000 шагов, каждый из которых длиной 0,001.

Для понимания работы программы-решателя рассмотрим простейшую механическую систему с одной степенью свободы (рис. 4).

Общее уравнение движения системы:

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{R\},$$

где $[M]$ – матрица масс;

$[C]$ – матрица демпфирования; $[K]$ – матрица жесткости;

$\{R\}$ – известный вектор внешней нагрузки, зависящей от времени.

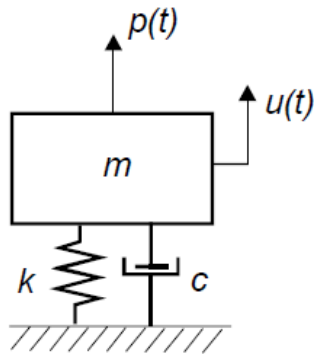


Рис. 4. Колебательная система с одной степенью свободы

Решение уравнения, т. е. получение величин перемещений, скоростей, ускорений, напряжений как функций от времени, является предметом динамического анализа. В нашем случае программа вычисляет ускорения узлов конечно-элементной модели.

Полученные по результатам анализа ускорения на временном промежутке приведены на рис. 5–7. Эти данные соответствуют одному из четырех гироскопов. Для остальных установок проводятся аналогичные операции.

Методы оценки нагрузок подразделяются на расчетные и экспериментальные. Расчетные методы основаны на различных упрощениях ввиду сложности конструкции, поэтому могут приводить к значительным погрешностям на различных этапах изготовления или в процессе эксплуатации. В связи с этим для объективной оценки предпочтительно использование экспериментальных методов наряду с расчетными [12–14].

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ

На рис. 5–7 представлены графики, демонстрирующие результаты расчета совместно с экспериментальными полученными при наземной экспериментальной обработке изделия. Экспериментальные данные соответствуют научно-техническому отчету испытаний, которые проводились учеными Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева совместно со специалистами АО «РКЦ «Прогресс». Наземной экспериментальной обработке подвергался динамический макет космического аппарата, отличающийся от летного изделия опытно-технологического малого космического аппарата «АИСТ-2Д» наличием габаритных массово-центровочных макетов вместо штатных приборов [15; 16].

Основная цель испытаний на вибропрочность – определение способности изделия противостоять разрушающему действию вибрации, кроме того, способности бортовой аппаратуры сохранять свою работоспособность, поддерживая определенные параметры конструкции в заданных пределах. Эти пределы устанавливаются на основе требований, предъявляемых научно-технической документацией на данный тип изделия.

Анализируя представленные на рис. 5–7 графики, можно обратить внимание на незначительное расхождение экспериментальных и расчетных данных. Это объясняется тем, что при расчетах была упрощена модель объекта исследования. Если же усложнить расчетную динамическую модель, можно добиться более точных результатов, но при этом увеличится продолжительность решения задачи.

При испытаниях опытного образца необходимо учитывать множество факторов, искажающих действительные значения рассматриваемых величин, например влияние испытательной оснастки, точность конструкции изделия и другие [17; 18]. Для учета всех этих факторов существует коэффициент квалификации, который определяется нормативной документацией организации-изготовителя.

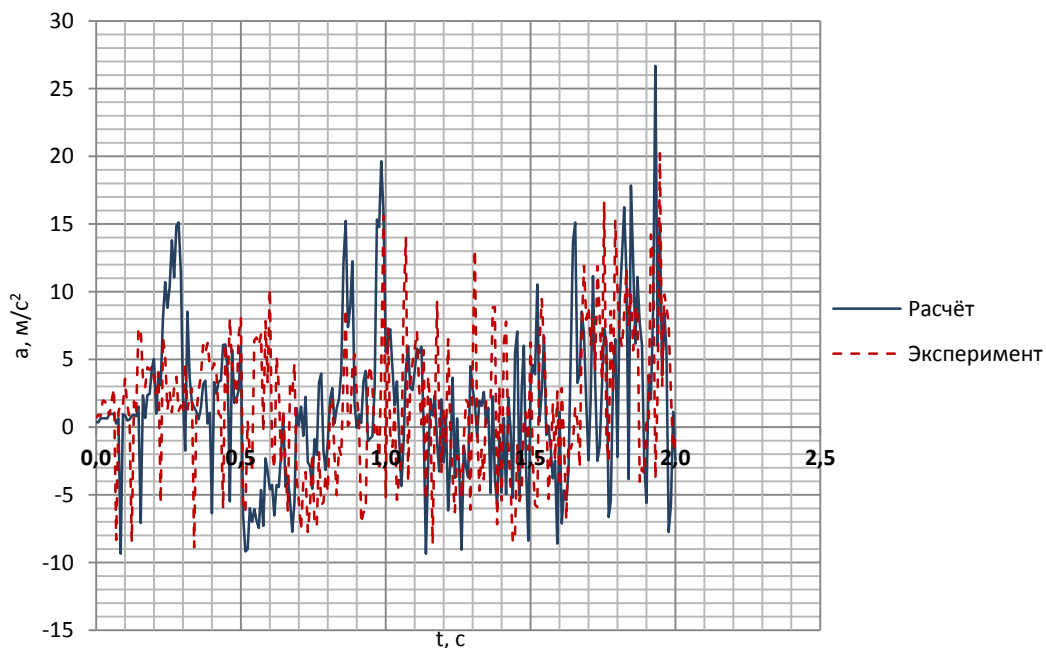


Рис. 5. График ускорений установки гироскопа по оси X

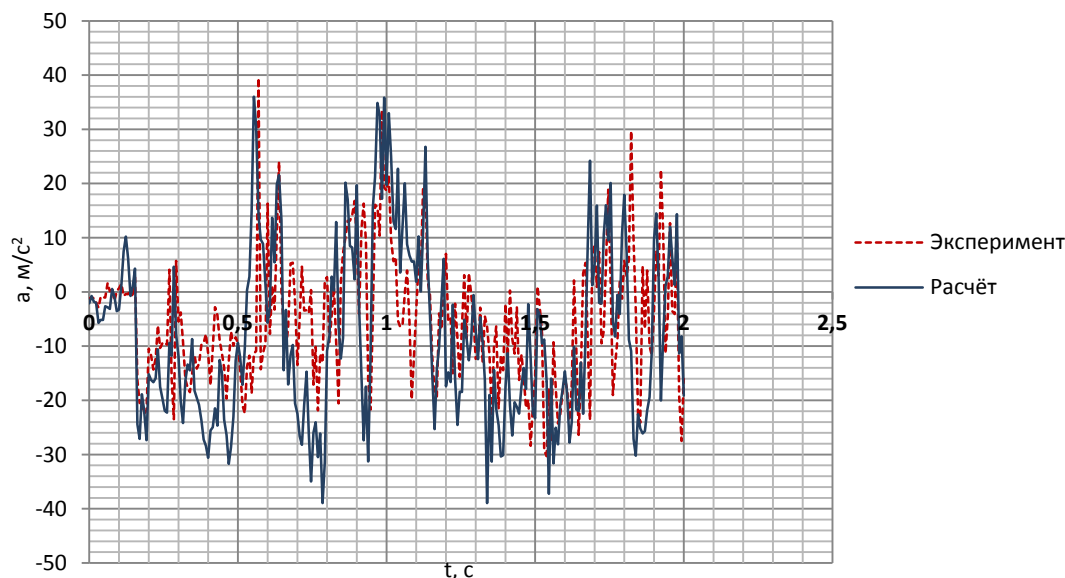


Рис. 6. График ускорений установки гироскопа по оси Y

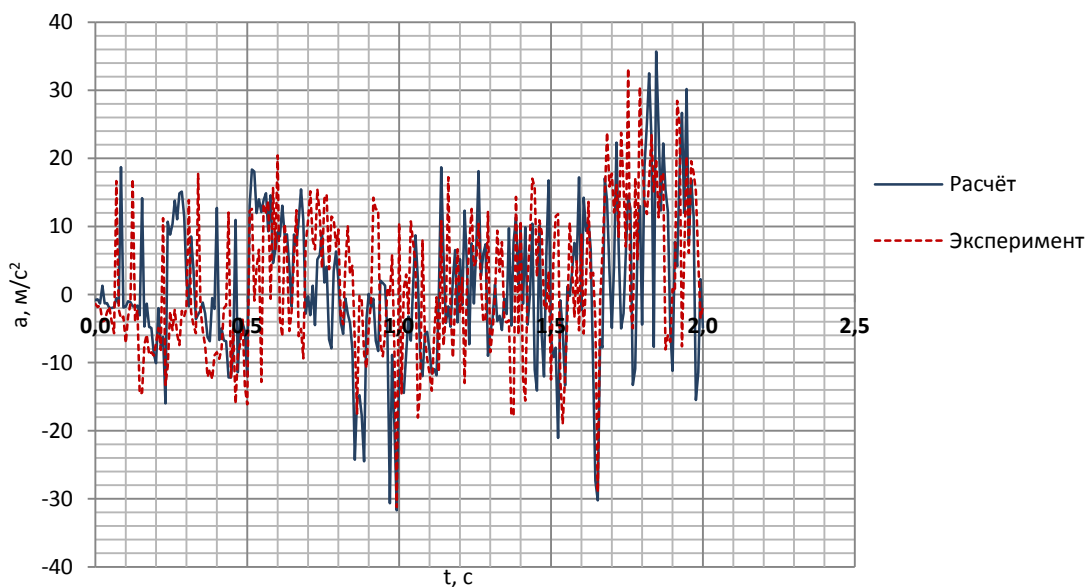


Рис. 7. График ускорений установки гироскопа по оси Z

В нашем случае погрешность расхождения результатов приемлемая.

Нагрузка может быть представлена как значениями усилий, так и значениями ускорений или перегрузок.

Из полученных ускорений можно легко получить значения перегрузки (n). Перегрузка – это безразмерная величина, определяемая отношением абсолютной величины линейного ускорения, вызванного негравитационными силами, к ускорению свободного падения на поверхности Земли. Значения таблицы 2 получены из максимальных значений графиков (рис. 5–7) путем деления на $9,81 \text{ м/с}^2$ [19].

Динамическая перегрузка характеризует скорость изменения действующей силы (инерции) и является дополнительной характеристикой гармонических вибраций, с помощью которой можно сравнивать режимы вибрационных нагрузок. Следует отметить, что в таб-

лице 2 представлены динамические составляющие перегрузки, т. е. значения имеют знак «±» и действуют в центре масс установки [20].

Таблица 2. Нагрузки на установку гироскопа малого космического аппарата «АИСТ-2Д»

Составляющая перегрузки	n_x	n_y	n_z
Случай нагружения – «максимальный скоростной напор»	2,8	4,0	3,5

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

Проведен динамический расчет установок гироскопов на участке полета малого космического аппарата «АИСТ-2Д» в составе ракеты космического назначения

для случая нагружения – «максимальный скоростной напор». В результате получена картина распределения ускорений на временном промежутке.

Разработана методика расчета нагрузок на бортовую аппаратуру летательного аппарата в программном комплексе Femap with NX Nastran. Приведенный в работе метод можно использовать для расчета нагрузок на установки приборов и агрегатов не только космического аппарата, но и транспортно-пилотируемых космических кораблей, блоков выведения, орбитальных станций, составных частей ракет-носителей, боевых ракет.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Чеботарев В.Е., Фатеев А.В. Особенности ориентации навигационных космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2018. Т. 2. № 2. С. 84–88.
2. Зимин И.И., Валов М.В., Чеботарев В.Е. Принципы субмодульного построения унифицированной космической платформы // Исследования наукограда. 2017. Т. 1. № 4. С. 161–165.
3. Деменко О.Г., Бирюков А.С. Особенности обработки ударной прочности десантного модуля космического аппарата (межпланетной станции) «ЭкзоМарс-2020» // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 71–77.
4. Park T.Y., Jeon S.H., Kim S.J., Jung S.H., Oh H.U. Experimental Validation of Fatigue Life of CCGA 624 Package with Initial Contact Pressure of Thermal Gap Pads under Random Vibration Excitation // International Journal of Aerospace Engineering. 2018. Vol. 2018. Article number 2697516.
5. Микрин Е.А. Перспективы развития отечественной пилотируемой космонавтики (к 110-летию со дня рождения С.П. Королева) // Космическая техника и технологии. 2017. № 1. С. 5–11.
6. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В., Ткаченко С.И., Бакланов А.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Ткаченко И.С., Горячкин О.В. Опытнотехно-логический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Самара: Самарский научный центр РАН, 2017. 324 с.
7. Ермаков Д.А. Методическое обеспечение решения математических моделей // Молодой ученый. 2018. № 8. С. 15–17.
8. Курочкина И.В., Милохова В.И., Мокшанова Р.А., Воронкова Г.В. Решение пространственных стержневых систем с большими перемещениями узлов методом конечных элементов в смешанной форме // Международный научно-исследовательский журнал. 2017. № 7-3. С. 45–50.
9. Zhang H.-M., Shang D.-G., Lv S. FES of the effect of free vibration treatment on fatigue damage recovery for notched copper film // MATEC Web of Conferences. 2018. Vol. 165. Article number 14008.
10. Попков А.А., Филатов В.А., Филипов А.Г. Методика расчета нагрузок для установок бортовой аппаратуры космического аппарата // Современные научные исследования и разработки. 2018. № 12. С. 722–727.
11. Kyi A.M., Htwe E.E., Maung W.P. Transient Response Analysis and Modelling of Elevating Screw for Radial Drilling Machine // International Journal of Scientific and Research Publications. 2018. Vol. 8. № 10. P. 683–691.
12. Лосев Н.Н., Головков В.В., Киндяков Д.Г., Уланов Р.О., Трунов К.А. Универсальный стенд сборки и испытаний аппаратуры бортового информационно-навигационного комплекса космического аппарата «ГЛОНАСС-К2» // Космические аппараты и технологии. 2018. Т. 2. № 3. С. 175–179.
13. Безмозгий И.М., Бобылев С.С., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Нагружение и прочность конструкций транспортного космического корабля при воздействии отсечки тяги двигателя третьей ступени ракеты-носителя // Космическая техника и технологии. 2017. № 2. С. 63–79.
14. Вострухин А.А., Головин Д.В., Козырев А.С., Литвак М.Л., Малахов А.В., Митрофанов И.Г., Мокроусов М.И., Томилина Т.М., Гребенников А.С., Лактионова М.М., Бахтин Б.Н. Микрофонный эффект в сцинтилляционном гамма-спектрометре в условиях вибрационных воздействий на борту космического аппарата // Космическая техника и технологии. 2017. № 1. С. 82–88.
15. Иголкин А.А., Сафин А.И., Филипов А.Г. Модальный анализ динамического макета малого космического аппарата «АИСТ-2Д» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17. № 2. С. 100–108.
16. Межин В.С., Обухов В.В. Разработка и экспериментальное подтверждение динамической конечноэлементной модели Солнечной батареи в конфигурации участка выведения, учитывающей влияние воздушной среды // Космическая техника и технологии. 2018. № 1. С. 98–108.
17. Аверсьев А.С., Бобылев С.С., Фалин К.А. Процедура проведения уточненной верификации подробных конечноэлементных моделей конструкций ракетно-космической техники для анализа динамических нагрузений в полете на примере транспортного грузового корабля «Прогресс МС» // Космическая техника и технологии. 2018. № 1. С. 40–53.
18. Седельников А.В., Пузин Ю.Я., Филиппов А.С. Методика летной эксплуатации программно-аппаратных средств контроля параметров вращательного движения малых космических аппаратов серии «АИСТ» // Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2018. Т. 2. № 3. С. 35–42.
19. Доросинский А.Ю., Герасимов О.Н., Артамонов Д.В. Влияние ударных нагрузок на конструкционные материалы и проволочные резисторы // Надежность и качество сложных систем. 2017. № 3. С. 33–36.
20. Герасимов О.Н., Доросинский А.Ю., Березин М.Н. Исследование влияния воздействия вибрационных нагрузок на конструкционные материалы изделий электронной техники // Надежность и качество сложных систем. 2017. № 3. С. 37–42.

REFERENCES

1. Chebotarev V.E., Fateev A.V. Features of orientation of navigating spacecrafts. *Kosmicheskie apparaty i tehnologii*, 2018, vol. 2, no. 2, pp. 84–88.
2. Zimin I.I., Valov M.V., Chebotarev V.E. The principles of submodular design of the unified space platform.

- Issledovaniya naukoigrada*, 2017, vol. 1, no. 4, pp. 161–165.
3. Demenko O.G., Biryukov A.S. Special features of verification for EXOMARS-2020 Spacecraft Composite Descent Module shock strength. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina*, 2018, no. 2, pp. 71–77.
 4. Park T.Y., Jeon S.H., Kim S.J., Jung S.H., Oh H.U. Experimental Validation of Fatigue Life of CCGA 624 Package with Initial Contact Pressure of Thermal Gap Pads under Random Vibration Excitation. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2018, vol. 2018, article number 2697516.
 5. Mikrin E.A. Outlook for our country’s manned spaceflight development (to mark the 110th anniversary of S.P. Korolev). *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2017, no. 1, pp. 5–11.
 6. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Shakhmatov E.V., Tkachenko S.I., Baklanov A.I., Salmin V.V., Semkin N.D., Tkachenko I.S., Goryachkin O.V. *Opytno-tekhnologicheskii malyy kosmicheskii apparat “AIST-2D”* [Experimental and technological small spacecraft “AIST-2D”]. Samara, Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2017. 324 p.
 7. Ermakov D.A. Methodological support of the solution of mathematical problems. *Molodoy uchenyy*, 2018, no. 8, pp. 15–17.
 8. Kurochkina I.V., Milokhova V.I., Mokshanova R.A., Voronkova G.V. Solution of spatial frame structure with large node displacements by finite elements method in a mixed form. *Mezhdunarodnyy nauchno-issledovatel’skiy zhurnal*, 2017, no. 7-3, pp. 45–50.
 9. Zhang H.-M., Shang D.-G., Lv S. FES of the effect of free vibration treatment on fatigue damage recovery for notched copper film. *MATEC Web of Conferences*, 2018, vol. 165, article number 14008.
 10. Popkov A.A., Filatov V.A., Filipov A.G. The method of calculation of loads for installations on-board equipment of the spacecraft. *Sovremennyye nauchnyye issledovaniya i razrabotki*, 2018, no. 12, pp. 722–727.
 11. Kyi A.M., Htwe E.E., Maung W.P. Transient Response Analysis and Modelling of Elevating Screw for Radial Drilling Machine. *International Journal of Scientific and Research Publications*, 2018, vol. 8, no. 10, pp. 683–691.
 12. Losev N.N., Golovkov V.V., Kindyakov D.G., Ulanov R.O., Trunov K.A. Universal stand Assembly and testing of equipment on-board information and navigation system of the spacecraft “GLONASS-K2”. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii*, 2018, vol. 2, no. 3, pp. 175–179.
 13. Bezmozgiy I.M., Bobilev S.S., Sofinskiy A.N., Chernyagin A.G. The effect of thrust cut-off the third stage of the launch vehicle on the loading and strength of the transport cargo vehicle structure. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2017, no. 2, pp. 63–79.
 14. Vostrukhin A.A., Golovin D.V., Kozyrev A.S., Litvak M.L., Malakhov A.V., Mitrofanov I.G., Mokrousov M.I., Tomilina T.M., Grebennikov A.S., Laktionova M.M., Bakhtin B.N. Microphonics in scintillation gamma-spectrometer in vibration environment onboard spacecraft. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2017, no. 1, pp. 82–88.
 15. Igolkin A.A., Safin A.I., Filipov A.G. Modal analysis of the dynamic mockup of “AIST-2d” small spacecraft. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2018, vol. 17, no. 2, pp. 100–108.
 16. Mezhin V.S., Obukhov V.V. The development and experimental verification of solar array in folded configuration dynamic finite element model with taking into account an air environment. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2018, no. 1, pp. 98–108.
 17. Avershev A.S., Bobilev S.S., Falin K.A. The updated verification procedure of detailed finite element structural models of rocket-space technology for analysis of dynamic loading in flight by the example of the Progress MS cargo transport vehicle. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2018, no. 1, pp. 40–53.
 18. Sedelnikov A.V., Puzin Yu.Ya., Filippov A.S. Method of flight operation of software and hardware for controlling parameters of the rotational motion of small spacecraft of the AIST series. *Aviatsionno-raketnoe i energeticheskoe mashinostroenie*, 2018, vol. 2, no. 3, pp. 35–42.
 19. Dorosinskiy A.Yu., Gerasimov O.N., Artamonov D.V. The Influence of shock loading on structural materials and wire wound resistors. *Nadezhnost i kachestvo slozhnykh system*, 2017, no. 3, pp. 33–36.
 20. Gerasimov O.N., Dorosinskiy A.Yu., Berezin M.N. Study of the effect of the action of vibration loads on the structural materials of electronic devices. *Nadezhnost i kachestvo slozhnykh system*, 2017, no. 3, pp. 37–42.

DETERMINATION OF LOADS FOR STRENGTH CALCULATIONS OF THE ATTACHMENT FITTINGS OF THE DEVICES AND ASSEMBLIES OF A SPACECRAFT IN A POWERED FLIGHT

© 2019

A.A. Popkov, graduate student of Chair of Space Engineering
V.A. Filatov, PhD (Engineering), assistant professor of Chair of Space Engineering
A.G. Filipov, postgraduate student of Chair of Power Plants Automatic Systems
Academician S.P. Korolev Samara State National Research University, Samara (Russia)

Keywords: spacecraft; calculated load case; vibration resistance; finite element model; dynamic analysis; transient analysis; damping coefficient.

Abstract: The paper presents the technique of the study of the loads on the gyroscopes of the spacecraft motion control system in the flight segment as a part of a space rocket. This problem is a problem of vibration resistance and is solved mainly for the attachments, which is mounted to the body of a vehicle. These attachments can be the mechanisms, antennas, locks, explosive charges, electrical actuators, telemetry transmitters, devices, and assemblies of a spacecraft. In addition to the above mentioned the elements of fastening equipment: fittings, landing planes, brackets, and flanges may be an object of consideration as well.

The goal of the study is the description of the calculation of the loads (dynamic analysis) for the onboard equipment of a spacecraft in the flight segment as a part of a space rocket. The load values are necessary for strength calculations, the results of which are considered when designing the fixtures for the devices and units, as well as when designing and configuring the devices of rocket and space technology.

As an example of calculation, the authors chose the gyroscopes of the motion control system of small spacecraft "AIST-2D", the load case was "the max-q". Based on the initial data, the authors constructed a finite element model (FEM) of the plants to determine the loading values. The model is constructed in the FEMAP software program for interactive creation and maintenance. NX NASTRAN is the solver that is used to carry out the dynamic analysis of the structure – the transient analysis.

As a result of the solution, based on the data obtained, the time change of characteristic parameters of loading – accelerations – is shown. Operational overloads influencing the gyroscope assemblies in each direction of the rectangular coordinate system are obtained from the acceleration graphs by dividing by the acceleration of gravity. The authors compared the calculated and experimental data. For the convenience of performance evaluation, the values are shown for one of four gyroscopes mounted in the spacecraft service systems module.