

КОСМИЧЕСКАЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ. ИССЛЕДОВАНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

УДК 629.78

ПРАКТИЧЕСКАЯ ОТРАБОТКА РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ МЕТОДОЛОГИИ ОЦЕНКИ ВИБРАЦИИ ПРИ ФУНКЦИОНИРОВАНИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Л. И. Еремин, Е. П. Деришева, Д. В. Деришев

В работе представлены результаты применения расчетных и экспериментальных методов для оценки вибраций аппаратуры космического аппарата при его функционировании. Двигатель-маховик системы ориентации является одним из основных источников вибрационного возмущения. При вращении он создает силовые и моментные возмущения, обусловленные остаточной неуравновешенностью. На основе результатов, полученных с помощью силоизмерительной платформы, была сформирована функция воздействия, моделирующая воздействие реальных двигателей-маховиков. Разработана расчетная конечно-элементная модель, при этом наиболее подробно смоделированы части конструкции космического аппарата с наибольшей податливостью. Для проверки правильности расчетной модели проведены модальные испытания всей конструкции космического аппарата или ее отдельных частей. С использованием конечно-элементной модели, уточненной по результатам модальных испытаний, и функции, моделирующей воздействие реальных двигателей-маховиков, проведен расчет вынужденных колебаний целевой аппаратуры.

Ключевые слова: требования к вибрации, двигатель-маховик, целевая аппаратура, система ориентации.

Введение

Колебания элементов конструкции космического аппарата (КА) при действии возмущений, связанных с работой приводных устройств и механизмов, входящих в состав бортовой аппаратуры, могут оказывать негативное влияние на функционирование целевой аппаратуры (ЦА) КА. С этим связана актуальность задачи предварительной оценки уровней вибраций элементов КА на орбитальном участке (проблема микровибраций). Одним из основных источников вибрационного возмущения являются двигатели-маховики (ДМ) системы ориентации (СО), так как, в отличие от другой аппаратуры, они функционируют непрерывно.

Методология определения вибраций и их влияния на ЦА изложена в литературе [1, 2] и включает в себя следующие расчетные и экспериментальные работы:

- измерение воздействий при работе ДМ;
- расчет собственных частот КА и модальные испытания;
- расчет и измерение вибраций ЦА.

Особенностью данной задачи в отличие от определения вибраций на этапе выведения КА являются малые величины виброперемещений (микрон) и виброускорений, что создает дополнительные трудности в обеспечении точности расчетов и измерений.

В данной статье изложены результаты, полученные при реализации каждого из этапов методологии применительно к конкретным конструкциям.

Измерение воздействий при работе двигателей-маховиков и создание модели воздействия

ДМ при вращении создает силовые и моментные возмущения, обусловленные остаточной неуравновешенностью. Поперечная сила, вызванная остаточной неуравновешенностью ДМ, изменяется по

гармоническому закону и пропорциональна квадрату частоты вращения:

$$F = (2\pi f)^2 S \cos(2\pi ft),$$

где F – сила, перпендикулярная оси вращения ДМ, Н; S – величина статической неуравновешенности, кг · м; f – частота вращения ДМ, Гц.

Для измерения сил и моментов, создаваемых работающими ДМ, используется силоизмерительная платформа (в данном случае шестикомпонентная платформа фирмы «Kistler», Швейцария). Силовизмерительная платформа представляет собой цельнометаллический стол, установленный на динамометрических датчиках, и позволяет определять реальное воздействие испытуемого объекта (работающего двигателя или приводного устройства) на места его крепления в виде трех компонент главного вектора силы и трех компонент главного вектора момента.

Были измерены силы и моменты при работе ДМ, при этом варьировались скорости вращения, режимы разгона, торможения и т. д. Результаты измерений представляют собой временные зависимости сил и моментов. Анализ показал, что поперечные силы оказывают существенно большее влияние на КА в сравнении с моментами, возникающими при работе ДМ, так как плечо действия сил относительно ЦА КА существенно больше, чем внутри ДМ, на рис. 1 показана ориентация осей ДМ.

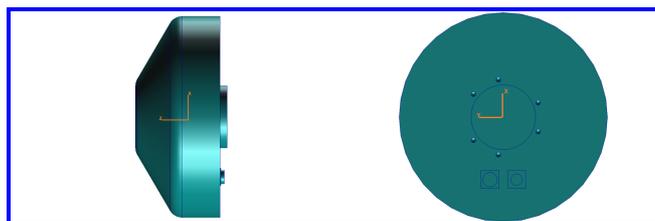


Рис. 1. Ориентация осей двигателей-маховиков

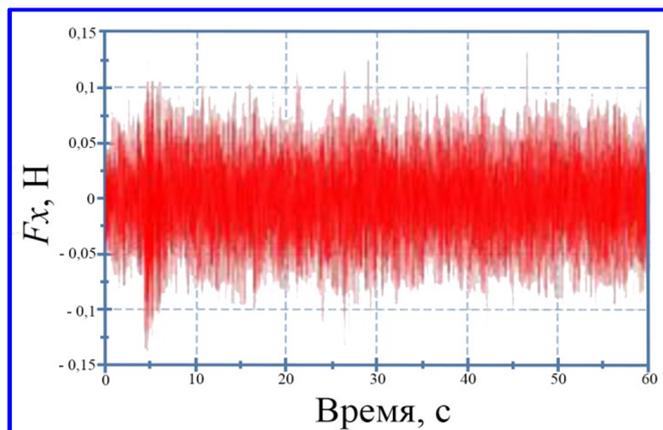


Рис. 2. График зависимости поперечной силы двигателей-маховиков от времени в режиме 300 об/мин

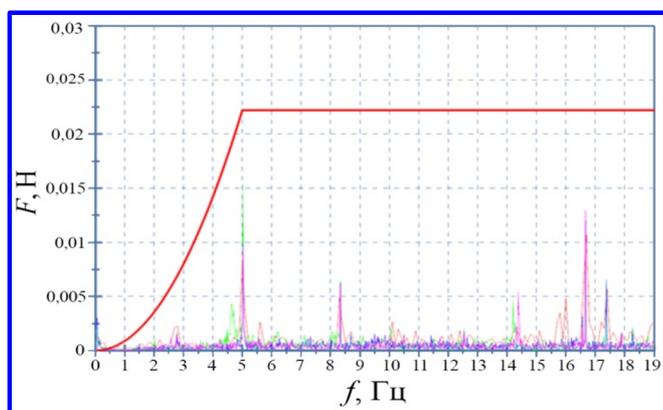


Рис. 3. Результаты измерений и построенная функция воздействия (красная линия)

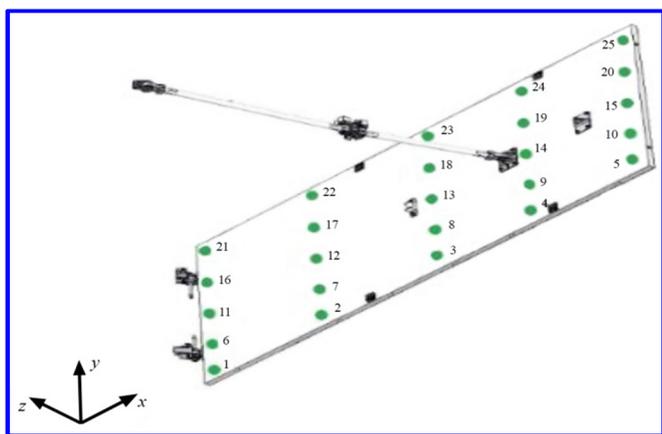


Рис. 4. Схема приложения импульсов

На рис. 2 приведен график зависимости поперечной силы ДМ от времени в режиме вращения с постоянной скоростью 300 об/мин.

Использование показанной на рис. 2 функции непосредственно в качестве входного воздействия некорректно, так как она содержит фоновые шумы и является реализацией случайного процесса. По-

этому для формирования модели воздействия в работе использовался подход, описанный ниже.

Для проведенных измерений были построены спектры Фурье, на основе которых сформирована функция зависимости поперечной силы ДМ от частоты. Вид этой функции на первом участке представляет собой квадратичную зависимость от частоты, на втором – константу, которая моделирует наличие гармоник, кратных частоте вращения ДМ. Величина этой константы зависит от максимальной частоты вращения ДМ в рассматриваемых режимах.

На рис. 3 показаны графики спектров Фурье результатов измерений и построенная функция воздействия для максимальной скорости вращения 300 об/мин.

Показанная на рис. 3 функция воздействия далее используется в расчетах вибраций конструкции КА.

Разработка конечно-элементной модели, расчет собственных частот, модальные испытания и верификация модели

Расчеты КА проводятся методом конечных элементов с использованием специализированного программного обеспечения (ПО).

На основе конструкторских моделей разрабатывается расчетная конечно-элементная (КЭ) модель, которая отражает жесткостные и массо-инерционные характеристики конструкции.

При этом наиболее подробно моделируются части конструкции КА с наибольшей податливостью, такие как раскрывающиеся антенны, солнечные батареи (СБ) и другие протяженные конструкции, которые определяют низшие собственные частоты КА.

С использованием разработанной модели проводится расчет собственных частот конструкции КА и отдельных элементов в интересующем частотном диапазоне.

Для проверки правильности расчетной модели проводятся модальные испытания всей конструкции КА или ее отдельных частей.

Для модальных испытаний используется специализированное оборудование (ударный молоток и датчики ускорений) и ПО для обработки результатов испытаний.

В одной из контрольных точек устанавливается акселерометр, у которого ось чувствительности совпадает с направлением воздействия ударного молотка. Проводится ударное воздействие молотком малым ударным импульсом во всех точках приложения воздействий. После окончания измерений выполняется анализ полученных данных, при этом выбираются резонансные частоты, для которых будут определены формы колебаний.

На рис. 4 показана схема приложения ударных импульсов при испытаниях панели СБ, позволяющая построить формы колебаний, связанные с деформациями из плоскости панели.

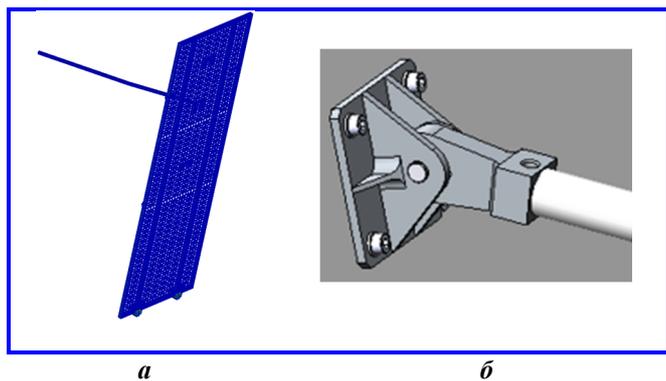


Рис. 5. Солнечная батарея: *а* – конечно-элементная модель солнечной батареи; *б* – трехмерная модель шарнира крепления штанги к солнечной батарее

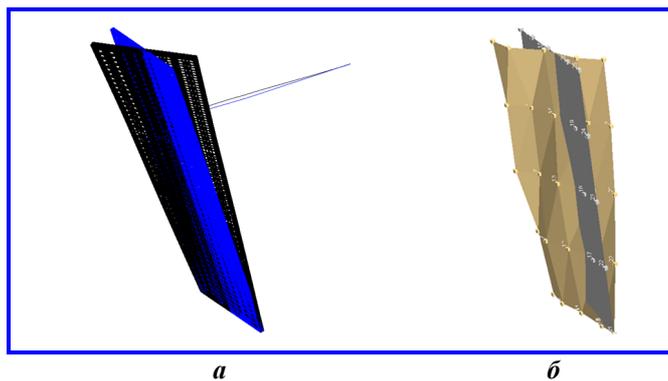


Рис. 6. Низшая форма колебаний: *а* – расчетная; *б* – экспериментальная

Таблица

Низшие частоты колебаний солнечной батареи при разных граничных условиях

№	Расчет		Модальные испытания
	без учета люфтов	с учетом люфтов	
f_1	11,8	5,2	5,2
f_2	16,4	8,2	7,3
f_3	20,2	18,6	18,2

Особое значение модальные испытания имеют для определения свойств соединений частей конструкции (замков, шарниров), реальные свойства которых часто отличаются от идеальных моделей. Свойства таких соединений по сути определяют граничные условия для отдельных конструкций и могут значительно влиять на собственные частоты.

Узел крепления штанги к СБ (рис. 5, *а*) представляет собой цилиндрический шарнир (рис. 5, *б*). В процессе модальных испытаний в данном узле обнаружилось наличие люфтов, которые допускают поворот штанги в поперечном направлении, существенно влияя на значение низшей частоты. При уточненном моделировании СБ люфт был учтен введением дополнительной податливости в соответствующем направлении.

В таблице представлены результаты расчета собственных частот без учета и с учетом дополнительного поворота в узле крепления. На рис. 6 приведена первая собственная форма колебаний.

Из таблицы видно, что корректировка условий в модели шарнирного узла позволила добиться большего соответствия расчетных и экспериментальных данных.

Расчет вибраций и угловых смещений целевой аппаратуры

С использованием КЭ модели, уточненной по результатам модальных испытаний, и функции, моделирующей воздействие реальных ДМ, проводится расчет вынужденных колебаний ЦА.

В качестве воздействия используется показанная на рис. 3 зависимость поперечной силы от частоты, охватывающая максимальные воздействия от реальных ДМ. Соответствующая сила прикладывается к модели в точках расположения ДМ и направляется с учетом их углового расположения, при этом формируются расчетные случаи нагружения, потенциально вызывающие наибольшие угловые смещения ЦА.

В качестве отклика конструкции, получаемого в ходе расчета, могут выступать линейные или угловые перемещения, скорости, ускорения, критичные для работы ЦА. На рис. 7 показаны зависимости амплитуды угловых виброперемещений оси ЦА КА для выбранных расчетных случаев и построенная по ним обобщающая функция. Эта обобщающая функция является критерием для оценки выполнения требований со стороны ЦА и сравнивается с заданными в техническом задании величинами, либо используется в качестве входных данных при моделировании работы ЦА и оценке влияния на качество получаемой информации.

Измерение вибраций космического аппарата и проверка методики расчета

Дополнительным контролем адекватности используемой расчетной методики является измерение виброускорений на макете КА с установленными на нем работающими ДМ. Опыт проведения таких измерений показал, что уровень вибрации конструкции КА от работы ДМ на рабочих скоростях вращения очень мал и соизмерим с уровнем фонового шума, поэтому измерения проводились на максимальной скорости вращения ДМ.

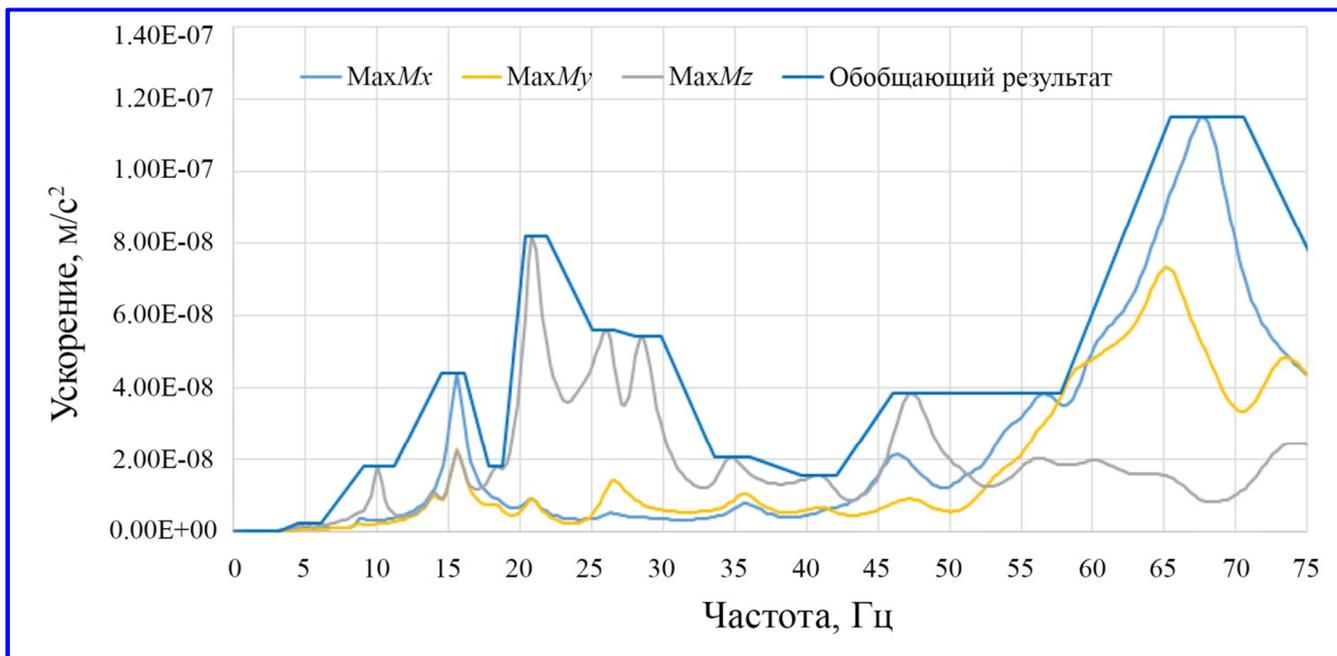


Рис. 7. Угловые смещения оси целевой аппаратуры

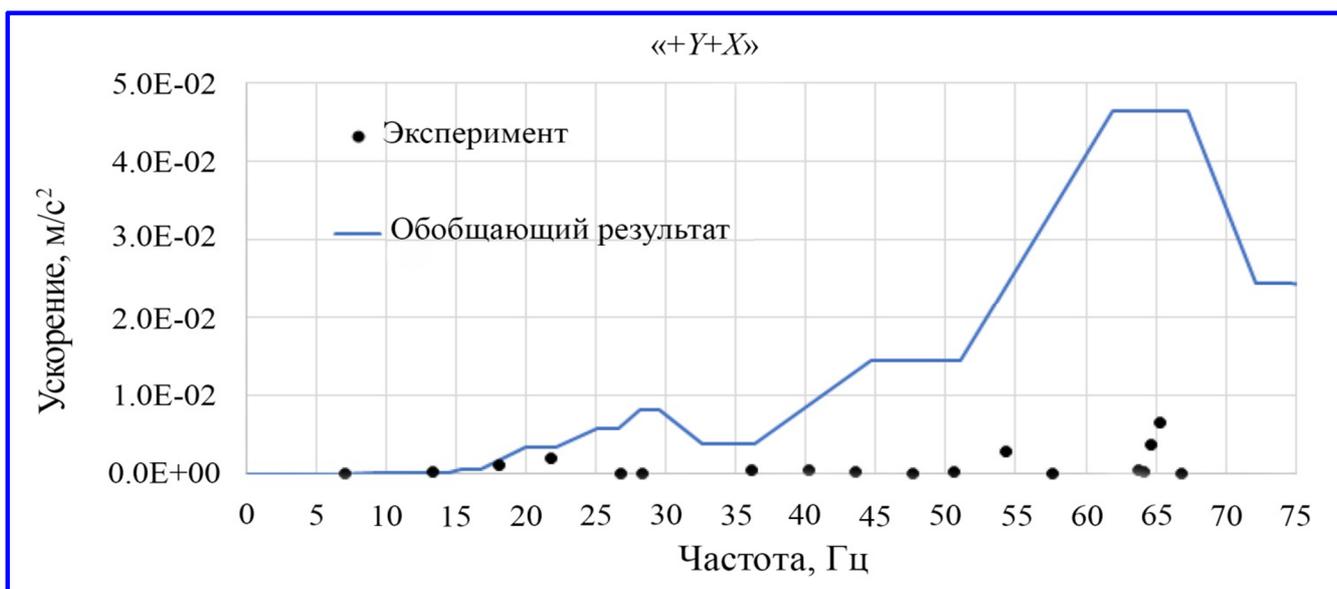


Рис. 8. Линейные ускорения на посадочном месте целевой аппаратуры (сравнение с экспериментальными данными)

Для сравнения с результатами расчета были вычислены линейные ускорения в местах установки датчиков при работе ДМ на той же скорости вращения, что и при проведении измерений.

На рис. 8 дано сравнение результатов расчета линейных ускорений на одном из посадочных мест ЦА с экспериментальными данными для частоты вращения ДМ 1300 об/мин.

Как видно из рис. 8, расчетная оценка охватывает экспериментальные данные с существенным запасом, что связано с принятыми предположениями о сочетании фаз вращения ДМ при формировании расчетных случаев, в реальности же вероятность такого совпадения фаз при вращении ДМ крайне низка.

Таким образом, сравнение расчетных и экспериментальных результатов является дополнительным подтверждением, что выполненные по данной мето-

дике расчетные результаты обеспечивают «оценку сверху» и могут использоваться для обоснования выполнения требований по вибрации ЦА КА.

Выводы

Проведенные расчетные и экспериментальные работы позволили впервые реализовать в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» методологию оценки уровней микровибраций ЦА КА высокого разрешения. Полученные результаты показывают важность и необходимость дальнейшего развития данного направления.

Поступила в редакцию 15.02.2022

*Леонид Игоревич Еремин, научный сотрудник, т. 8-905-546-25-10,
e-mail: hlace71179@yandex.ru.*

*Екатерина Петровна Дерисева, младший научный сотрудник, т. 8-925-355-46-36,
e-mail: minchakovakaty@mail.ru.*

*Дмитрий Владимирович Дерисев, инженер, т. 8-925-356-51-14,
e-mail: Derishev_dm@mail.ru.
(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).*

TEST OF COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL METHODOLOGIES FOR ASSESSING VIBRATION DURING OPERATION OF SPACECRAFT

L. I. Eremin, E. P. Derisheva, D. V. Derishev

The article presents the results of applying computational and experimental methods for assessing vibrations of the spacecraft equipment during its operation. The reaction wheel of the attitude control system is one of the main sources of vibration disturbance. During rotation, it creates force and torques of disturbance due to residual imbalance. Based on the results obtained using the force-measuring platform, an impact function was generated that simulates the impact of real reaction wheels. A computational finite element model is developed, while the parts of the spacecraft structure with the greatest compliance are modeled in detail. To check the correctness of the calculation model, modal tests of the entire structure of the spacecraft or its individual parts were performed. The calculation of forced oscillations of the target equipment was performed using a finite element model specified according to the results of modal tests, and a function simulating the impact of real reaction wheel.

Keywords: requirements to vibration, reaction wheel, target equipment, attitude control system.

References

1. Milman M., Levine L. 'Integrated Modeling Tools for Precision Multidisciplinary Systems', Space Microdynamics and Control Conference, Toulouse, France, 1997. – 10 c.
2. Dae-Oen Lee, Jae-San Yoon, Jae-Hung Han. Development of Integrated Simulation Tool for Jitter Analysis – Int'l J. of Aeronautical & Space Sci, 2012. – 13(1). – P. 64 – 73.
3. Malakhovskii E. E. Dynamic Rate of Stabilization of Flexible Spacecraft under Internal Disturbances from Electromechanical Systems: thesis for the degree of Doctor of Technical Sciences: 05.09.03 / NPP VNIEM. – Moscow, 1994. – 166 p.

Leonid Igorevich Eremin, Researcher, tel. +7-905-546-25-10, e-mail: hlace71179@yandex.ru.

*Ekaterina Petrovna Derisheva, Junior Researcher, tel. +7-925-355-46-36,
e-mail: minchakovakaty@mail.ru.*

*Dmitrii Vladimirovich Derishev, Engineer, tel. +7-925-356-51-14,
e-mail: Derishev_dm@mail.ru.
(JC «VNIEM Corporation»).*