

УДК 004.94:629.78

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ, ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ И ПРОВЕДЕНИЕ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТОЧНОСТИ ДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ КА «КАНОПУС-В» С ЦЕЛЬЮ ПОЛУЧЕНИЯ ИЗОБРАЖЕНИЯ ВЫСОКОГО КАЧЕСТВА

Н.А. Красова, И.Ю. Пугач,
А.Ю. Рузаков
(ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ»)

Показано решение задач, связанных с отработкой точности динамической стабилизации КА «Канопус-В». Проведён анализ системы ориентации, указаны способы достижения заданных технических требований. Рассмотрены вопросы математического моделирования и проведения верификационных испытаний.

Ключевые слова: космический аппарат, система ориентации, обезвешивание, виброгасители, точность динамической стабилизации, конечно-элементная модель, микромаховики.

При проектировании и отработке космических аппаратов (КА) возникает широкий спектр задач, связанных с анализом их динамического поведения. Одна из таких задач – это подтверждение заданных требований по динамической точности стабилизации [1]. Эти требования устанавливаются исходя из задач, которые должен выполнять данный КА, точности и чувствительности используемой аппаратуры (уровень допустимых колебаний угловой скорости имеет порядок 10^{-3} град/с). Источниками возмущения могут быть: работа системы ориентации, механические воздействия от работающей на борту аппаратуры, а также упругие колебания элементов конструкции.

Космический аппарат «Канопус-В» (рис. 1) предназначен для: мониторинга техногенных и природных чрезвычайных ситуаций, в том числе стихийных гидрометеорологических явлений, обнаружения очагов лесных пожаров, крупных выбросов загрязняющих веществ в природную среду, мониторинга сельскохозяйственной деятельности, природных (в том числе водных и прибрежных) ресурсов, землепользования, оперативного наблюдения заданных районов земной поверхности в интересах различных отраслей народного хозяйства, министерств и ведомств Российской Федерации, картографирования.

Основной полезной нагрузкой КА являются камеры высокого разрешения, что и обуславливает высокие требования по динамической точности стабилизации. Помимо этого КА «Канопус-В» должен совершать быстрые программные повороты, время на совершение которых, включая успокоение, ограничено требованиями технического задания.

Разработка математической модели КА «Канопус-В» для оценки точности ориентации

На первом этапе была создана модель одного

крыла солнечной батареи (СБ). С помощью этой модели определялись собственные частоты и формы колебаний закреплённой СБ и коэффициенты инерционных связей в диапазоне частот от 0 до 5 Гц. Эти параметры необходимы для разработки системы ориентации (СО) и математической модели управляемого КА. Модель создавалась с использованием метода конечных элементов [2] в программном комплексе MSC.Nastran/Patran [3, 4]. На рис. 2 показана и конечно-элементная модель крыла СБ и низшие расчётные формы колебаний.

Далее была создана динамическая модель (ДМ) упругого КА (рис. 3), которая включает в себя упругие крылья СБ и отражает их расположение относительно центрального тела.

Центральное тело моделируется точечным элементом с соответствующей массой и моментом инерции.

Для анализа системы ориентации целесообразным является рассмотрение КА с шарнирно закреплённым в центре масс центральным телом. Такая модель



Рис. 1. Космический аппарат «Канопус-В»

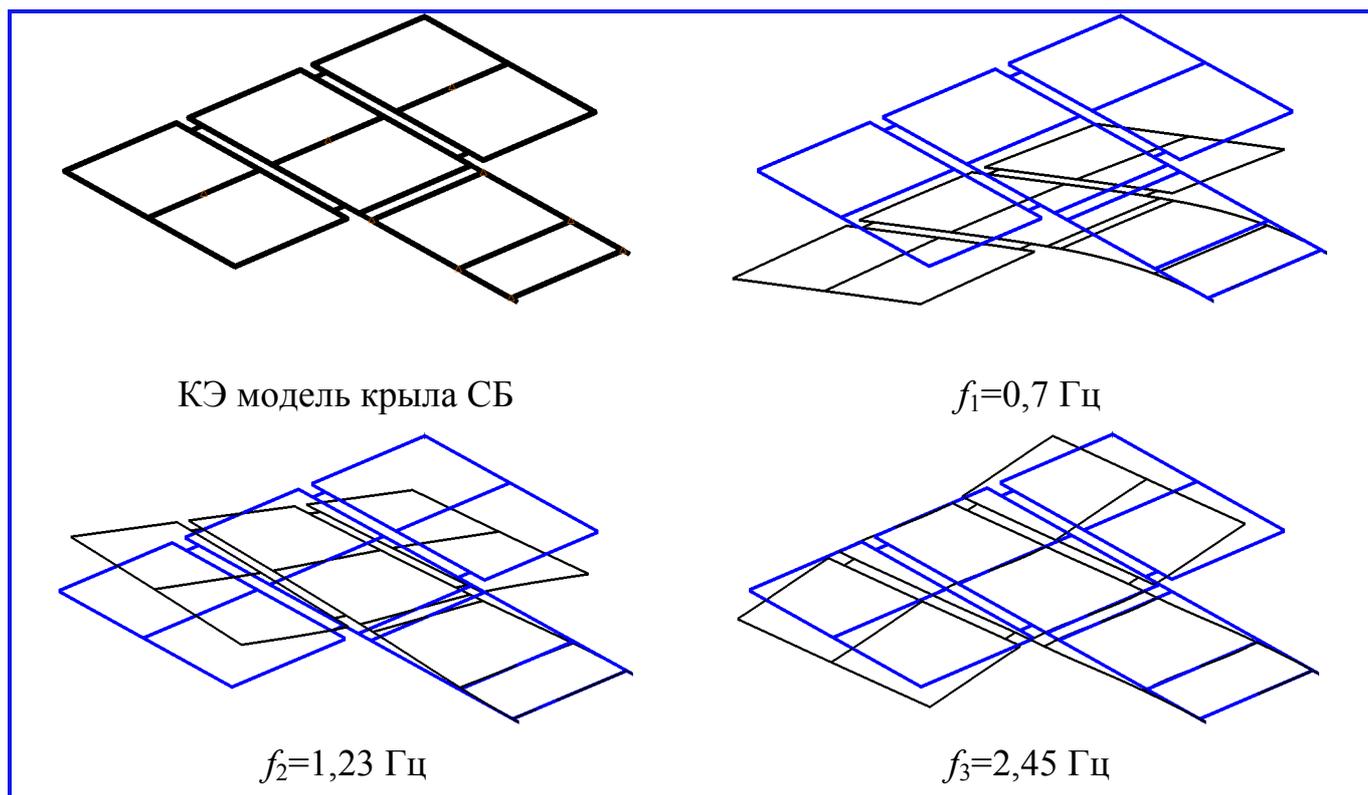


Рис. 2. Конечно-элементная модель крыла СБ, первые три собственные формы колебаний и соответствующие им частоты

позволяет определить все частоты и формы колебаний, связанные с вращением центрального тела, и не содержит форм колебаний, связанных с поступательными перемещениями.

Анализ системы ориентации

КА должен совершать достаточно быстрые программные повороты, после которых аппарату требуется время на успокоение. Анализ СО [5] показал, что применённая СО является медленной и характерная частота составляет 1 Гц. Такой же порядок имеет частота упругих колебаний аппарата в целом. Таким образом, СО не может активно гасить упругие формы колебаний, из-за этого время, необходимое на совершение программного поворота и успокоение, не соответствует требованиям технического задания (ТЗ). Для выхода из этой ситуации было решено:

- откорректировать ТЗ, увеличив время, необходимое на программный разворот;
- установить на панелях СБ специальную систему демпфирования (гасители колебаний), для уменьшения времени затухания;

– в дополнение к основным маховикам, с помощью которых производится перенацеливание, применить микромаховики с малыми возмущающими воздействиями.

К системе демпфирования предъявлялись следующие требования:

- система демпфирования должна была обеспечить снижение времени переходного процесса СБ после манёвра КА до 20 с при отсутствии дополнительных возмущений от системы ориентации путём выбора оптимального демпфирования. При этом КА после завершения манёвра должен был иметь стабилизированную угловую скорость не более 0,001 град/с;

– частотный диапазон работы (настройки) системы демпфирования должен был находиться в пределах 1,1 – 1,5 Гц, с выбором эффективной частотной полосы работы не уже 0,2 Гц.

Помимо этого необходимо было провести испытания системы, подтверждающие её работоспособность, провести настройку системы под собственные частоты, полученные в процессе испытаний панелей СБ.

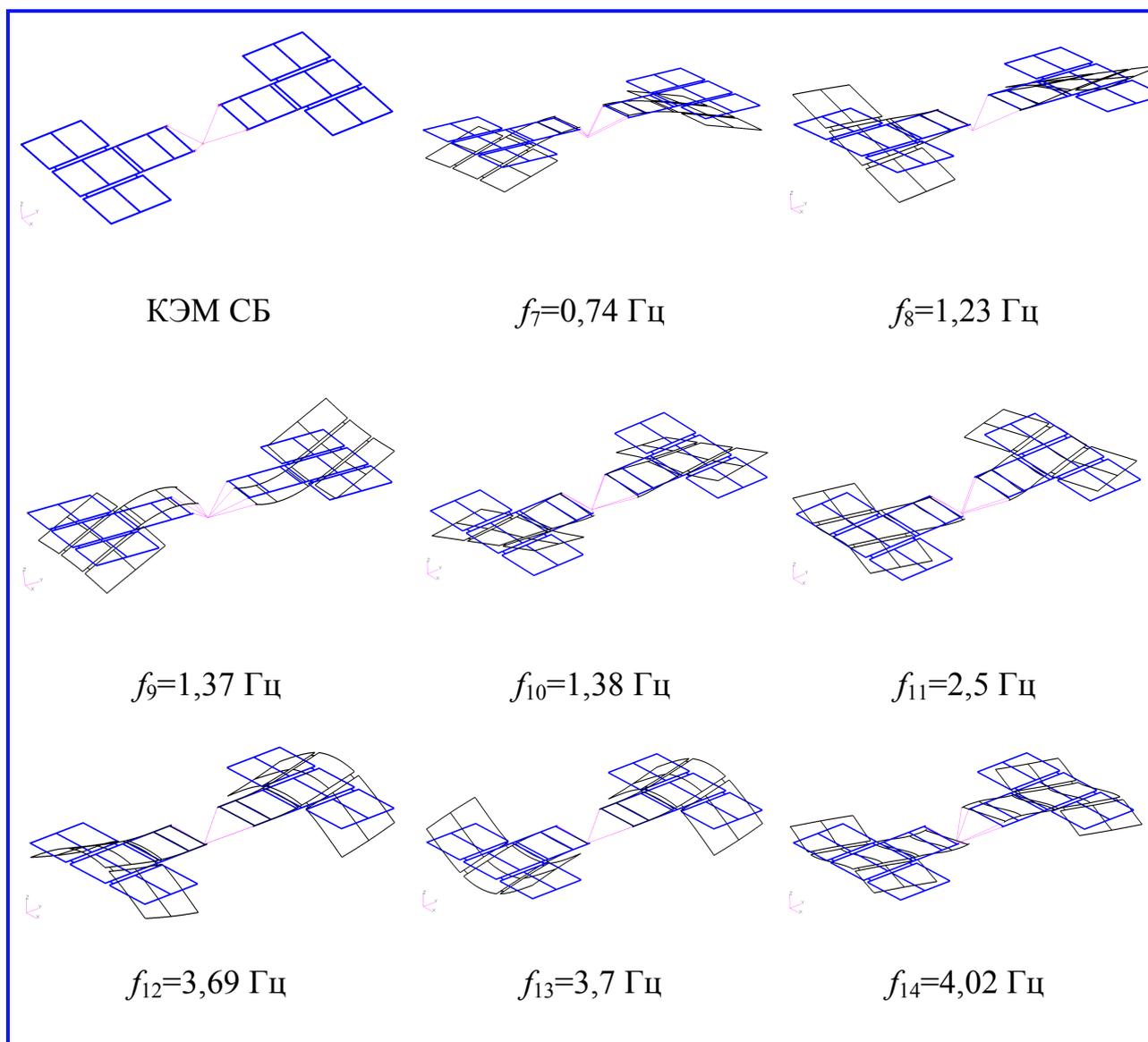


Рис. 3. Модель упругого КА и собственные частоты

Испытания

Для определения необходимых динамических характеристик, верификации модели и оценки эффективности применённых виброгасителей были проведены частотные испытания. В ходе испытаний определялись собственные частоты и параметры затухания. Для оценки эффективности гасителей эксперимент проводился дважды с гасителями и без них, вместо гасителей были установлены массово-габаритные имитаторы.

Колебания аппарата по заданной собственной форме возбуждались раскачиванием КА по заданной форме. Через некоторое время после окончания воздействия, после успокоения нелинейных процессов, возникающих в процессе раскачки, производилась запись процесса затухания колебаний. Был определён спек-

тральный состав, проведена его фильтрация, по результатам которой были получены зависимости частоты от амплитуды и декремента от амплитуды.

В ходе работ по подготовке испытаний была создана система обезвешивания. Система обезвешивания представляет собой набор шнуров, закреплённых вдоль одной линии под потолком (высота потолков порядка 10 м). Шнуры крепятся к роликовым кареткам, которые могут перемещаться вдоль линии подвеса по направляющей. На шнурах при необходимости закрепляются полиспасты. Полиспаст даёт выигрыш по силе в 6 раз и позволяет плавно регулировать высоту подвеса, не прилагая больших усилий. Шнуры выполнены из синтетического троса (высокомодульное полиэтиленовое волокно Дунеета в оплетке) диаметром 2 мм, который

обладает высокой удельной прочностью, высокой жёсткостью при растяжении и минимальным весом. Полиспасты выполнены из такого же синтетического троса, только диаметром 4 мм, и двух лёгких трёхшквивных блоков.

На рис. 4 показана схема обезвешивания ДМ КА, а на рис. 5 фотография ДМ КА в ходе проведения испытаний.

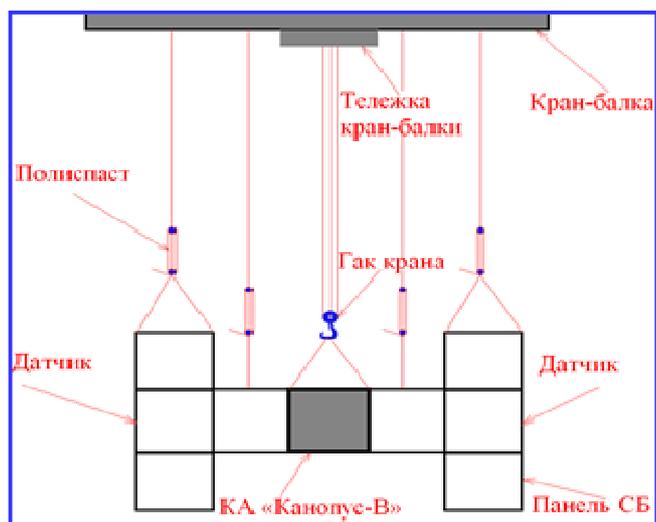


Рис. 4. Схема обезвешивания ДМ КА «Канопус»



Рис. 5. ДМ КА «Канопус» во время испытаний

Обезвешивание проводилось следующим образом: сначала, с помощью кран-балки, был вывешен корпус КА (центральное тело), рядом подвешивались панели СБ в раскрытом виде. Регулируя положение шнуров по горизонтали (перемещая каретки по направляющей) и по вертикали (с помощью полиспастов) выставляли положения панелей СБ таким образом, чтобы шарниры на СБ и на корпусе совпали и совмещались без усилий. При такой последовательности действий нет необходимости регулировать натяжение строп с помощью дина-

мометров и полностью исключаются деформации упругих элементов и нагрузки на шарнирные узлы, обусловленные неточным обезвешиванием.

На рис. 6 показан пример временной зависимости, полученной в ходе испытаний (при испытании без гасителей), соответствующая амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) (рис. 7) и сравнение полученных декрементов затухания с виброгасителями и без них (рис. 8) [6].

Испытания показали, что:

- среднее значение декремента колебаний панелей СБ без виброгасителей составляет 0,2;
- основная частота колебаний по кососимметричной форме лежит в районе 1,7 Гц;
- настройка виброгасителей на частоту 1,7 Гц повышает декремент колебаний на 20–50%;
- учитывая, что в эксперименте велико влияние таких факторов, как сопротивление воздуха, трение в шарнирах, сопротивление системы подвеса, приводящих к увеличению демпфирования по сравнению с условиями эксплуатации на орбите, в условиях орбитального полёта, где указанные факторы отсутствуют, ожидается значительно большая эффективность использования виброгасителей.

Верификация модели по результатам испытаний

В ходе испытаний были определены симметричная и кососимметричная формы колебаний КА относительно оси X . Экспериментально определённые частоты колебаний составили порядка 0,94 Гц для симметричной формы и 1,7 Гц для кососимметричной формы.

Частота 1,7 Гц соответствует форме колебаний, которая является основной составляющей в спектре угловых колебаний КА, возникающих после разворота КА относительно оси X . На эту частоту настраиваются гасители, устанавливаемые на панелях СБ с целью уменьшения времени успокоения колебаний.

Первая собственная частота (0,94 Гц) рассмотренной модели соответствует симметричным колебаниям СБ относительно оси X и практически совпадает с первой парциальной частотой крыла СБ, так как масса центрального тела существенно (в 20 раз) больше массы СБ. Полученное в расчёте значение частоты 1 Гц выше экспериментально определённого примерно на 10%, что может объясняться либо, неучтённой в модели податливостью соединений, либо неточным значением приведённого модуля упругости для углепластика (он определяется из испытаний и имеет значительный разброс).

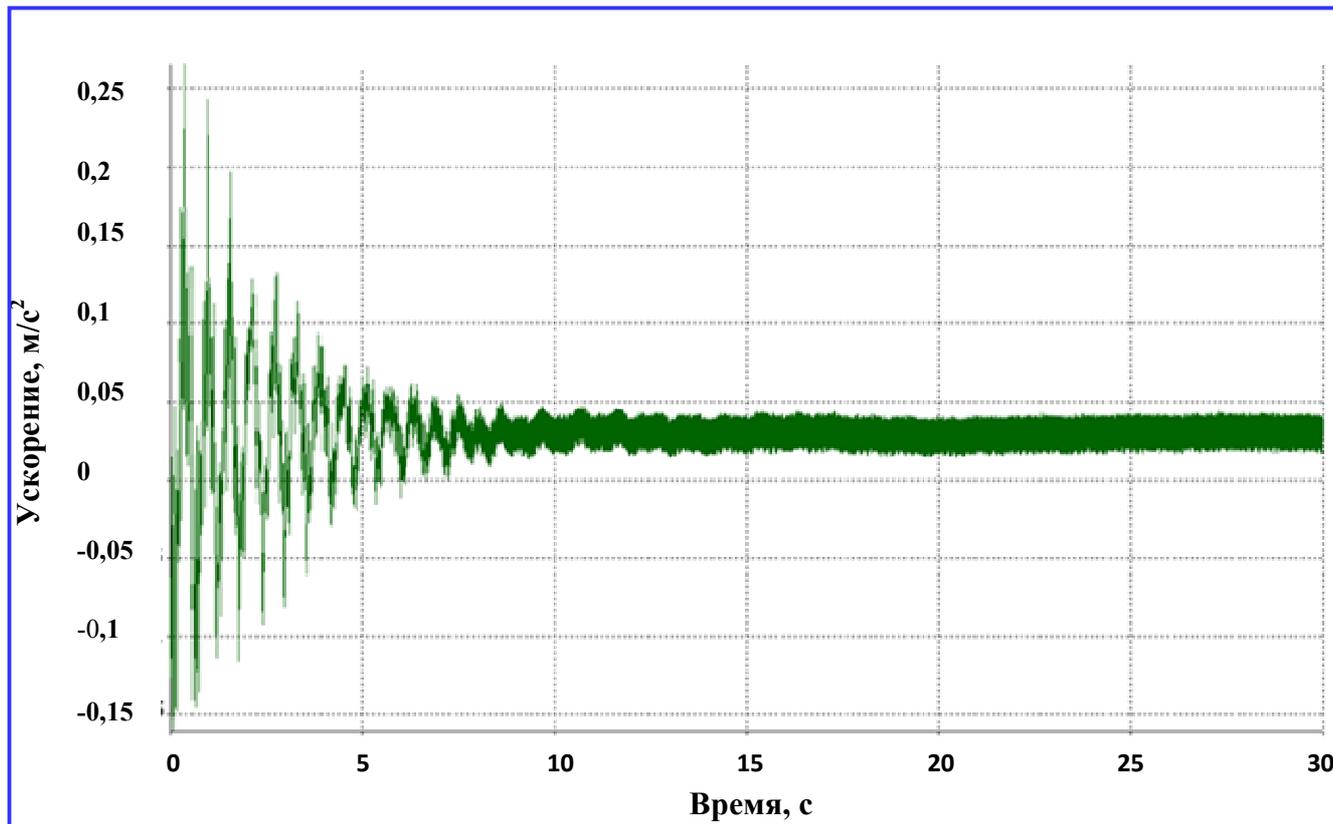


Рис. 6. Акселерограмма при испытании

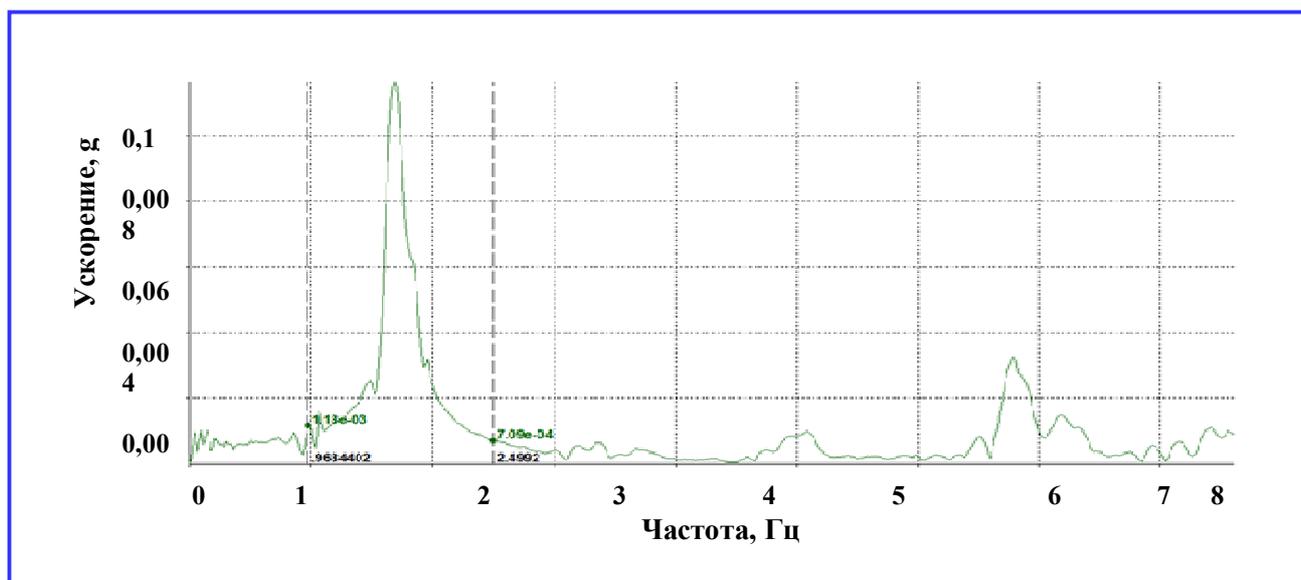


Рис. 7. АЧХ при испытании

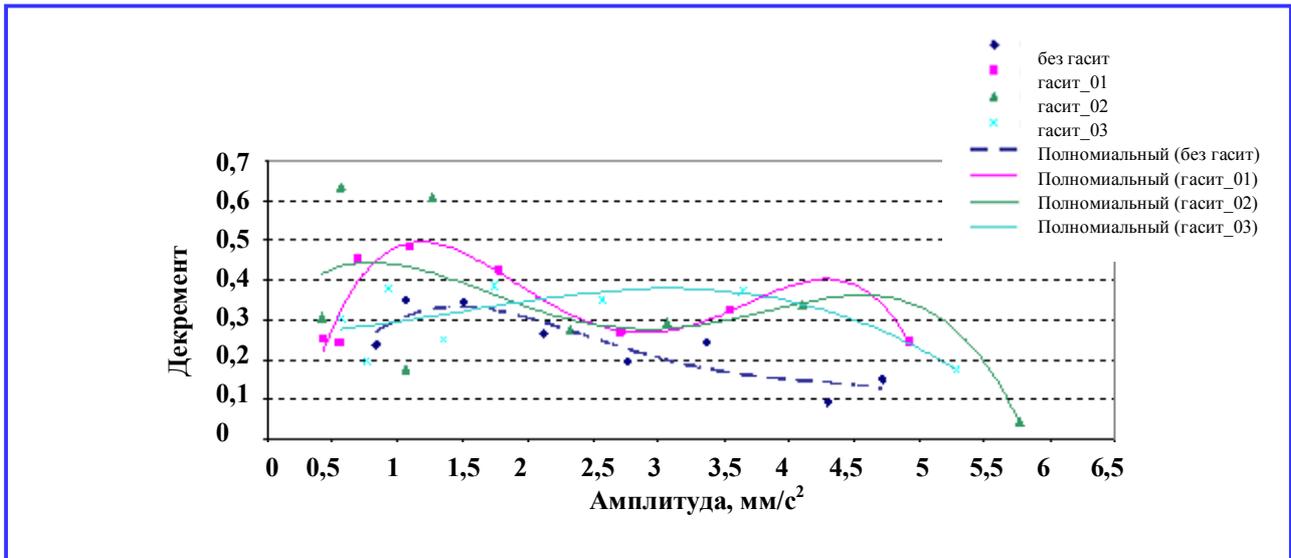


Рис. 8. Сравнение зависимостей декремента затухания от амплитуды с виброгасителями и без виброгасителей

Модель была скорректирована в сторону уменьшения жёсткости (замена значения модуля упругости с $8 \cdot 10^{10}$ на $6,24 \cdot 10^{10}$ Па). При этом симметричная и кососимметричная формы колебаний, как видно из таблицы хорошо соответствуют экспериментальным значениям.

Помимо этого модель крыла СБ была доработана: были добавлены фитинги. Значения собственных частот незначительно увеличились, что вызвано увеличением жёсткости при более точном моде-

лировании соединений створок и меньшим моментом инерции уточнённой модели СБ. Появилась новая форма колебаний ($f_3=8,77$ Гц), связанная с более подробным моделированием соединения средней и крайних створок.

Результаты расчёта показали, что скорректированная модель близка к полученным экспериментальным данным и может быть использована для расчёта уровня вибраций целевой аппаратуры КА «Канопус-В» в условиях орбитального полёта.

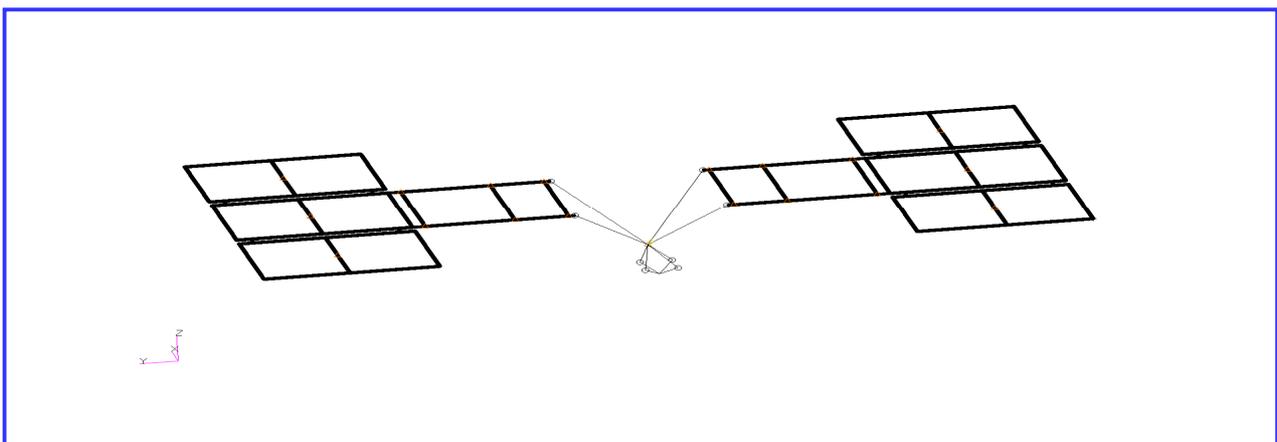
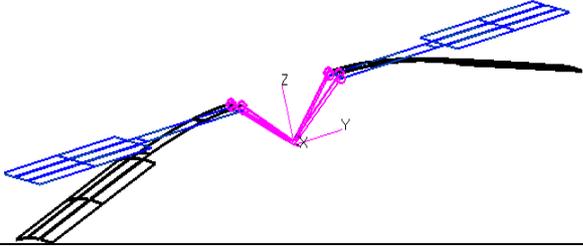
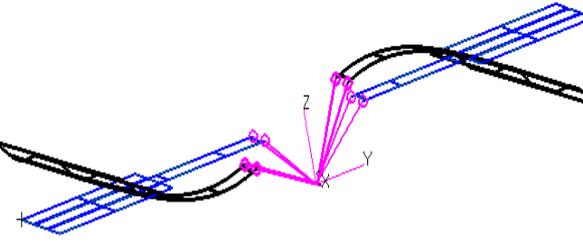


Рис. 9. Конечно-элементная модель КА «Канопус-В» с местами крепления маховиков

Сравнение расчётных и экспериментальных собственных частот и форм колебаний крыла СБ в составе КА

Форма	Частота f , Гц	
	расчёт	эксперимент
Симметричная 	0,94	0,94
Кососимметричная 	1,68	1,7

Расчёт уровня вибраций целевой аппаратуры КА «Канопус-В» в условиях орбитального полёта

Во время сеанса работы целевой аппаратуры функционируют маховики системы ориентации (микромаховики), которые создают силовые и моментные возмущения, обусловленные остаточной неуравновешенностью. С использованием ранее разработанной и скорректированной по результатам испытаний конечно-элементной модели выполнена расчётная оценка уровней угловых колебаний КА при действии указанных возмущений. Задача состоит в определении максимальных уровней угловых колебаний КА, обусловленных действием сил неуравновешенности при вращении микромаховиков.

Для приложения сил и моментов, действующих со стороны маховиков, уточнённая конечно-элементная модель была дополнена точками, соответствующими расположению центров масс маховиков, жёстко связанными с центром масс КА, как показано на рис. 9. В этих точках были построены локальные системы координат, соответствующие системам координат маховиков.

С использованием конечно-элементной модели КА вычисляются отклики на воздействие момента, приложенного к центру масс и гармонически изменяющегося с частотой f . Амплитуда приложенного момента задаётся в виде зависимости $A_M = 1[\text{кг}\cdot\text{м}^2](2\pi f)^2$, которая с точностью до постоянного множителя соответствует амплитуде сил и моментов от неуравновешенности маховиков. Колебания считаются установившимися. Полученные результаты используются в дальнейшем в качестве переходных функций $G_i(f)$ ($i = x, y, z$) – «приложенный момент – угол поворота», «приложенный момент – угловая скорость» и умножаются на амплитуду воздействия. Расчёт был выполнен при двух значениях демпфирования $\zeta = 1$ и 3%. Демпфирование 1% было предварительно задано разработчику системы ориентации. Однако при испытаниях было зафиксировано среднее значение декремента колебаний $\delta=0,2$ (без учёта гасителей), что соответствует 3% от критического ($\zeta=\delta/2\pi$). На рис. 10 показан пример переходной функции, полученной при демпфировании 1%.

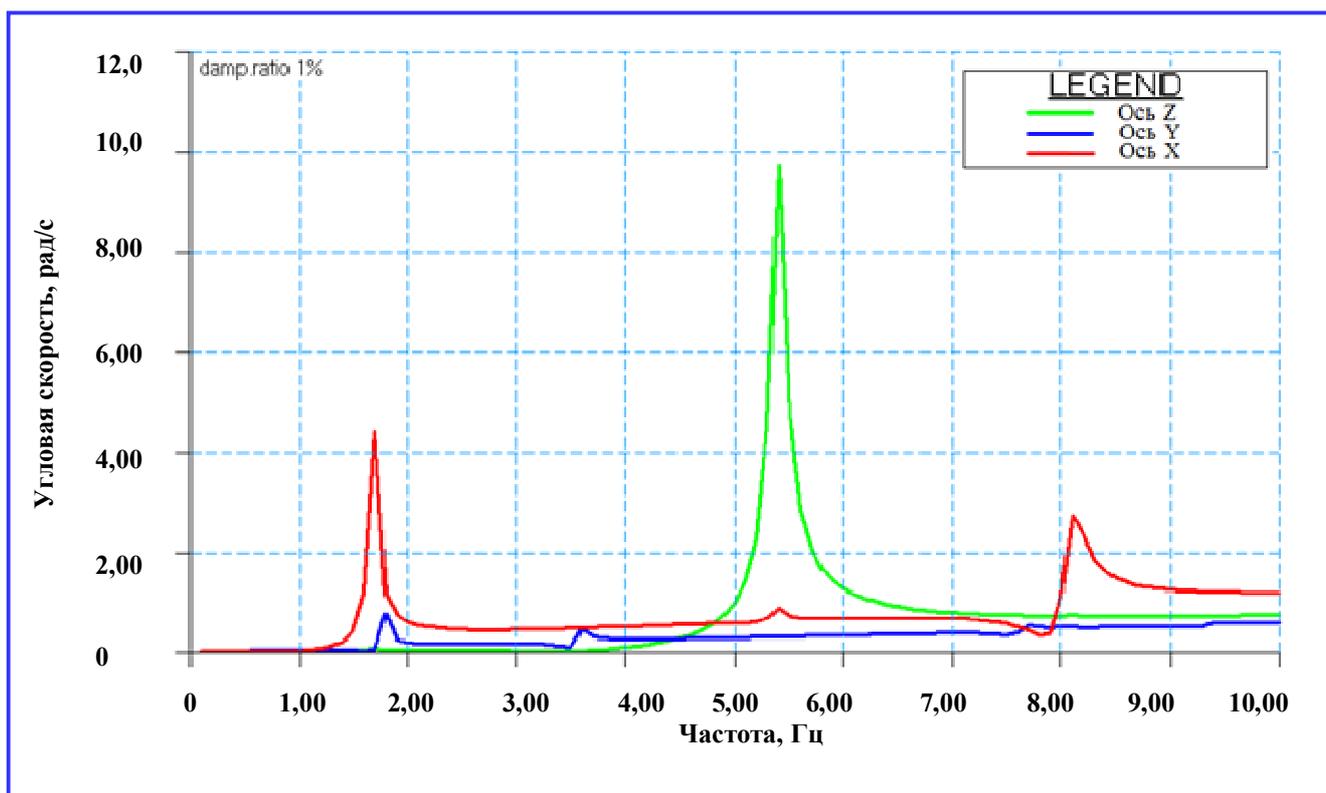


Рис. 10. Амплитуда колебаний угловых скоростей от единичного момента (демпфирование 1%)

Вклад всех составляющих сил и моментов от неуравновешенности маховиков в суммарные моменты, действующие на центр масс КА, определялся следующим образом: в точках, соответствующих центрам масс маховиков, последовательно прикладывались единичные силы и моменты (действующие в направлении осей X и Y маховиков) и определялись результирующие моменты в центре масс КА от действия каждой из этих единичных сил и моментов (моменты выводились в осях КА). На рис. 11 показана схема пересчёта одной из сил (F_y в четвёртом маховике). Показана приложенная единичная сила и возникающие от неё моменты в центре масс КА. Полученные результаты суммируются и используются как коэффициенты $\sum MF_i$, $\sum M_i$ в формуле:

$$\max \varphi_i = (S \sum MF_i + D \sum M_i) \max G_i(f),$$

где S , D – значения статической и динамической неуравновешенности.

Результаты проведённой оценки возмущений от микромаховиков показали, что требования ТЗ выполняются с большими запасами.

Результаты работы

КА «Канопус-В» № 1 был запущен 22 июля 2012 г. с космодрома Байконур и находится в настоящее время на расчётной солнечно-синхронной орбите в режиме трёхосной ориентации.

В рамках лётных испытаний успешно проведены работы по проверке бортовых служебных систем: системы ориентации, системы управления движением КА.

На рис. 12 показаны угловые скорости, полученные с борта КА по телеметрии, во время и после совершения манёвра. Полученная точность динамической стабилизации соответствует требованиям ТЗ, что подтверждается также качеством полученных изображений.

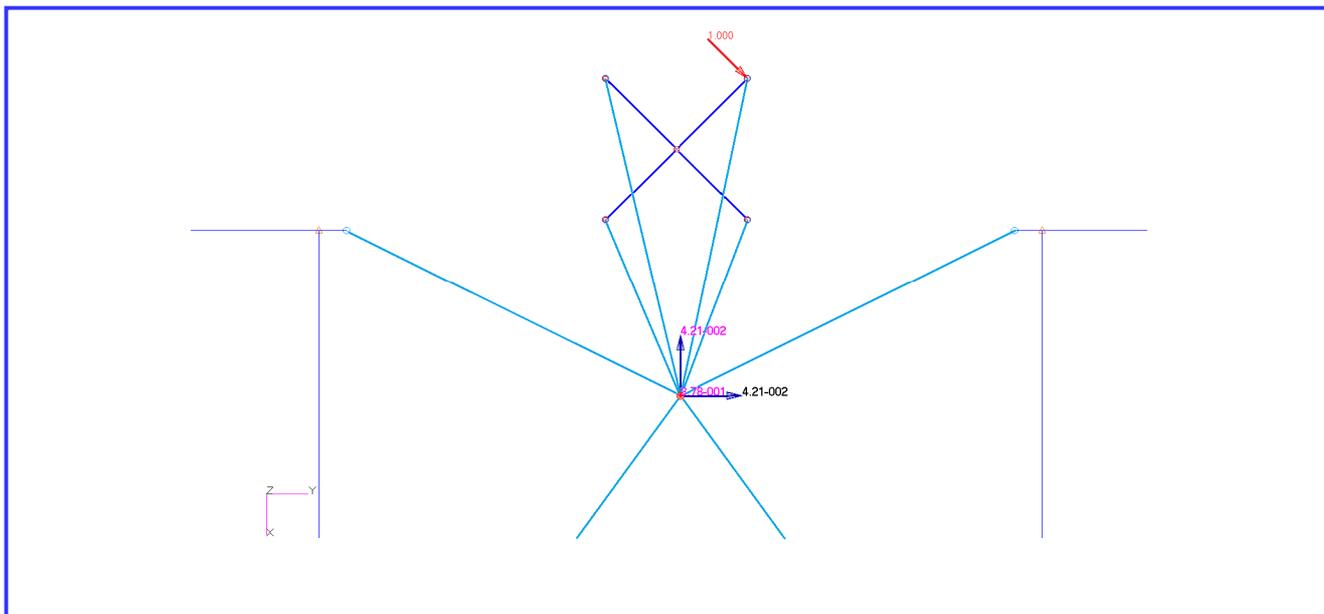


Рис. 11. Приведение сил и моментов к центру масс КА

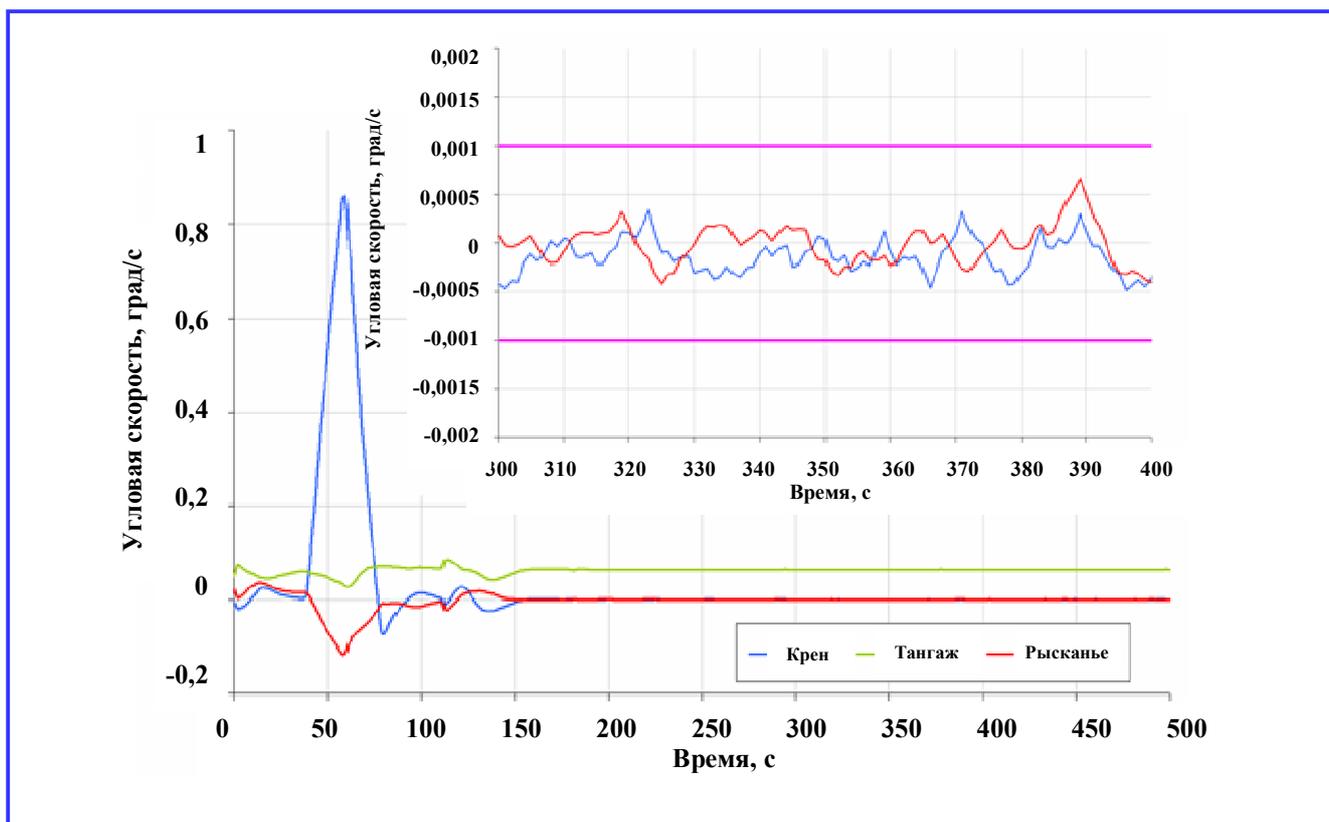


Рис. 12. Данные телеметрии. Угловые скорости КА во время и после совершения манёвра

Литература

1. Малаховский Е. Е. Точность стабилизации гибких космических аппаратов и нормирование механических воздействий от внутренних источников возмущения // Космические исследования. – 1997. – Т. 35. – № 5.
2. Галлагер Р. Метод конечных элементов / пер. с англ. – М. : Мир, 1984.
3. MSC.Nastran 2005 Quick Reference Guide / MSC.Software Corporation, 2004.
4. MSC.Patran 2005 Quick Reference Guide / MSC.Software Corporation, 2004.
5. Васильев В. Н. Системы ориентации космических аппаратов. – М. : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 310 с.
6. Цифровая обработка сигналов / А. Б. Сергиенко // СПб. : Питер, 2002.

Поступила в редакцию 18.06.2014

Наталья Алексеевна Красова, мл. научн. сотрудник,
e-mail: tinkal-88@list.ru, т. 8(945) 366-33-61.

Игорь Юрьевич Пугач, мл. научн. сотрудник,
e-mail: igor.fiji@gmail.com, т. 8(945) 366-33-66.

Алексей Юрьевич Рузаков, мл. научн. сотрудник,
e-mail: alruzakov@mail.ru, т. 8(945) 366-33-61.