

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИЛОВОЙ РАМЫ ВОЛНОВОДНО-ЩЕЛЕВОЙ АНТЕННЫ БОРТОВОГО РАДИОЛОКАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА

А.А. Гусев
(ФГУП «НПП ВНИИЭМ»)

Подробно описана математическая модель силовой рамы волноводно-щелевой антенны бортового радиолокационного комплекса. Математическая модель разработана на основе исходных данных по конструкции силовой рамы, в которой учтены данные телеметрии, полученные с КА «Метеор-М» № 1 в процессе лётно-космических испытаний. Приводятся результаты моделирования раскрытия одного крыла силовой рамы, и проведён их анализ. Моделирование велось в пакете Matlab Simulink при использовании библиотек SimMechanics.

Ключевые слова: силовая рама, механизм раскрытия, космический аппарат, бортовой радиолокационный комплекс, математическая модель.

Математическая модель разработана с целью проверки раскрываемости силовой рамы (СР) тросовым механизмом, а также определения реакций в конструкции СР.

Одной из задач исследования является поиск наиболее оптимального варианта упрощения конструкции для моделирования. В качестве критерия оценки адекватности модели использовались данные телеметрии КА «Метеор-М» № 1, а именно диаграмма раскрытия ложементов СР. В модели время раскрытия каждого звена, а также суммарное время раскрытия крыла максимально приближено к данным телеметрии.

Моделирование велось в пакете Matlab Simulink при использовании библиотек SimMechanics. Выбор данного пакета обусловлен его универсальностью и возможностью учитывать имеющиеся на сегодняшний момент математические модели систем космических аппаратов (КА), в частности, системы ориентации, записанной в выражениях теории автоматического управления.

Силовая рама волноводно-щелевой антенны бортового радиолокационного комплекса

СР волноводно-щелевой антенны (ВЩА) бортового радиолокационного комплекса (БРЛК) на КА «Метеор-М» № 1 конструктивно состоит из семи секций. Каждая длиной около двух метров. Четвёртая секция (корневая) неподвижно закреплена на шпангоутах гермокорпуса. Остальные шесть секций сложены в два пакета по три секции и зачекованы на корпусе [1].

Раскрытие СР производится с помощью тросового механизма. Трос, одним концом неподвижно закреплённый на крайних секциях (первый и седьмой ложементы), проходит через шкивы на ложементах, делая один оборот вокруг каждого шкива. Второй конец закреплён на шкиве привода. Вращаясь, привод натягивает трос, тем самым осуществляя раскрытие конструкции одного из крыльев. Каждое крыло раскрывает-

ся своим собственным приводом. Шкивы в шарнирах могут свободно вращаться вокруг собственной оси и не передают момент на ложементы. Схема конструкции приведена на рис. 1.

При раскрытии СР ложементы 1, 2, 6, 7 поворачиваются в шарнирах на угол 180° , ложементы 3 и 5 – на угол 101° . Диаметр шкивов в шарнирах и на приводе одинаковый. Таким образом при раскрытии СР шкив привода поворачивается на 1,25 оборота. Чтобы трос не соскакивал со шкивов, он прижимается механизмом прижима в каждом шарнире. Для исключения провисания троса, а также для выдачи первоначального импульса на раскрытие в приводе предусмотрен механизм доворота на основе спиральной пружины.

Фиксация ложементов в раскрытом положении производится с помощью механических магнитных упоров, которые определяют плоскостность всей СР.

Исходя из конструкции СР, модель логично разбить на несколько основных подсистем (рис. 2).

Корневой ложемент закреплён неподвижно на КА. Центр масс КА закреплён через сферический шарнир в начале координат. Три ложемента шарнирно крепятся к корневому. При этом ограничивать движения ложементов будут с одной стороны механический магнитный упор, с другой стороны – упор зачековки, т. е. учитываются удары ложементов друг о друга и о КА.

Модель СР в Simulink представлена на рис. 3.

В модели космический аппарат закреплён на шаровом подшипниковом узле, а система ориентации КА заменена пружиной и демпфером по каждой из трёх осей вращения. Таким образом, корпус КА допускает отклонения от исходного положения из-за действия возмущения при раскрытии СР.

Тросовый механизм заменён эквивалентными реакциями в шарнирах. Расчёт реакций в шарнирах от тросового механизма приведён в [2].

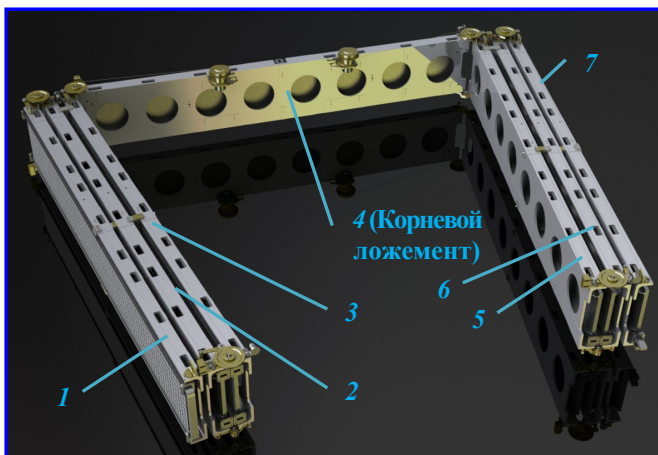


Рис. 1. Общий вид СР ВЦА БРЛК на КА «Метеор-М» № 1

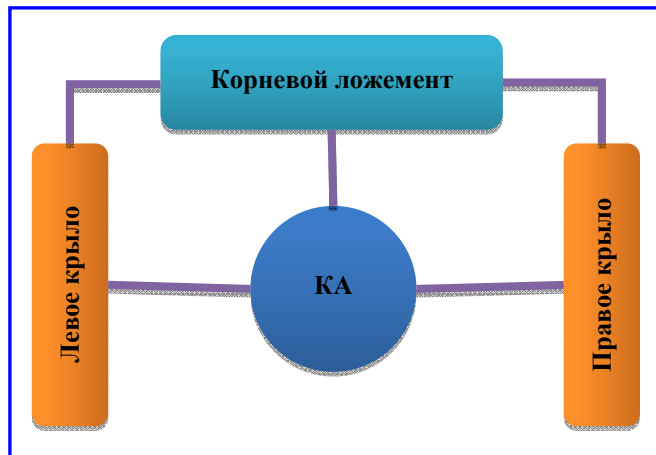


Рис. 2. Основные подсистемы модели

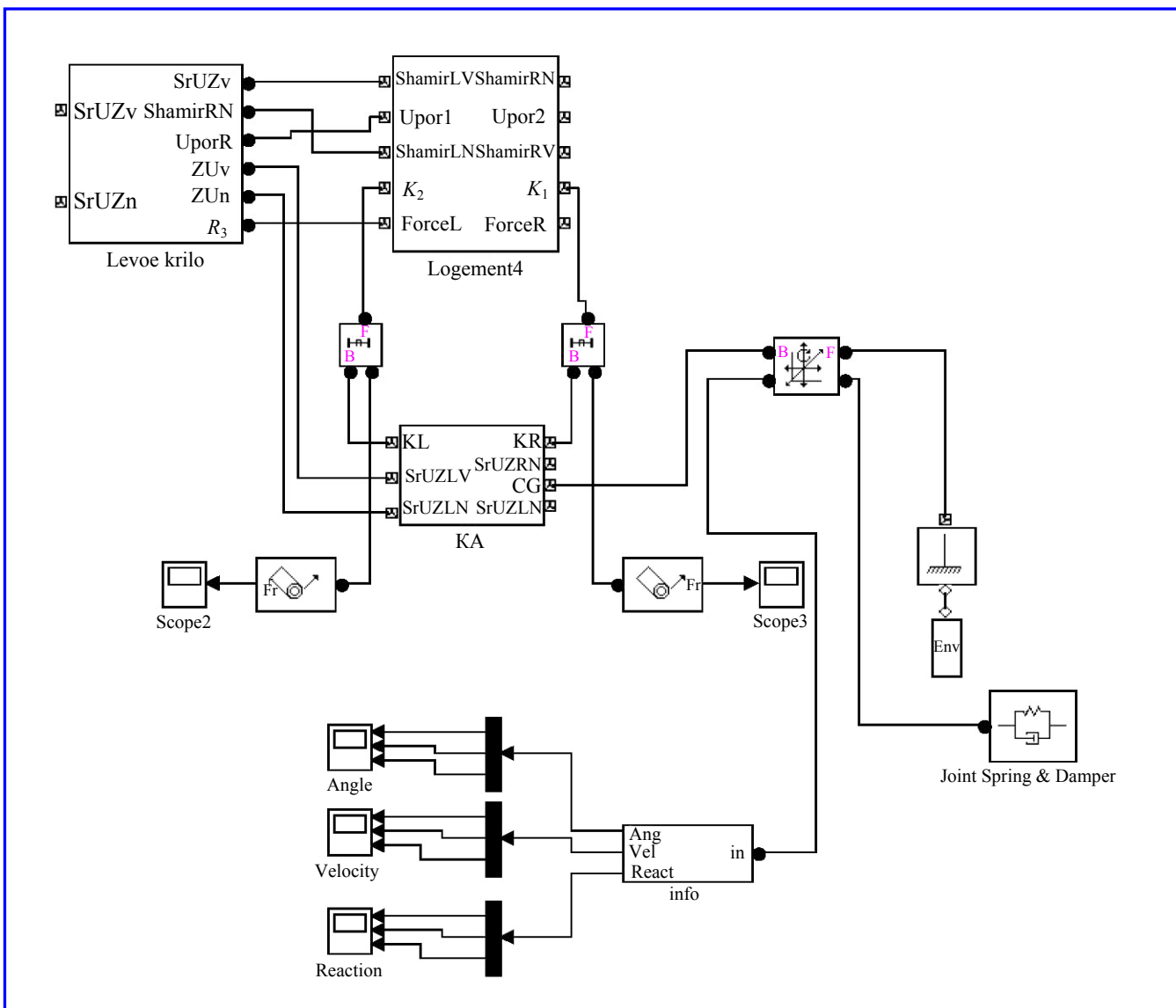


Рис. 3. Модель силовой рамы в Simulink

Модель крыла

Модели левого и правого крыльев по структуре одинаковы и отличаются лишь порядковыми номерами ложементов. Структура левого крыла представлена на рис. 4.

Из рисунка видно, что крыло состоит из трёх ложементов, соединённых между собой шарнирами. Блок тросового механизма получает информацию о текущей конфигурации системы и угловых скоростях раскрытия ложементов и на основании этих данных выдает реакции от тросового механизма на ложементы. Реакция R_3 действует на корневой ложемент.

Модель ложемента

Сначала был проведён анализ конструкции без учёта жёсткости ложементов и при неподвижном закреплении КА. Получилось, что силы, возникающие в упорах СР, оказывают большое влияние на процесс раскрытия, который становится неустойчивым. В этом случае суммарное время раскрытия на несколько порядков превосходит данные телеметрии. Можно сделать вывод, что в модели обязательно необходимо учитывать упругость конструкции.

Один из путей учёта упругости конструкции – это снижение жёсткости магнитного упора таким обра-

зом, чтобы его жёсткость соответствовала жёсткости ложемента в целом. При этом суммарное время раскрытия крыла около 66 с, а максимальное усилие возникает в магнитном упоре при первом соударении крайнего и промежуточного ложементов.

Другой путь – это разбиение ложемента на n равных частей (абсолютно жёстких тел), соединённых между собой упругими связями (рис. 5). Параметры k_n этих связей определяются характеристиками материала и поперечного сечения ложемента. Для предварительного расчёта было выбрано $n = 10$. Жёсткости k_n мало отличаются друг от друга ввиду однородности геометрии и механических свойств ложемента по длине. Получившаяся модель – довольно сложная, и моделирование занимало продолжительное время (на компьютере с процессором Intel Core i7 за 30 мин реального времени промоделировано 0,01 с времени раскрытия). Следовательно, этот вариант применим лишь в том случае, когда необходимо моделировать геометрию по всей длине ложемента.

В случае, когда геометрия всех точек ложемента в процессе раскрытия не важна, а имеет значение положение только крайних точек, то наиболее оптимальным является представление ложемента в виде жёсткого тела, жёсткость которого учтена в механическом упоре.

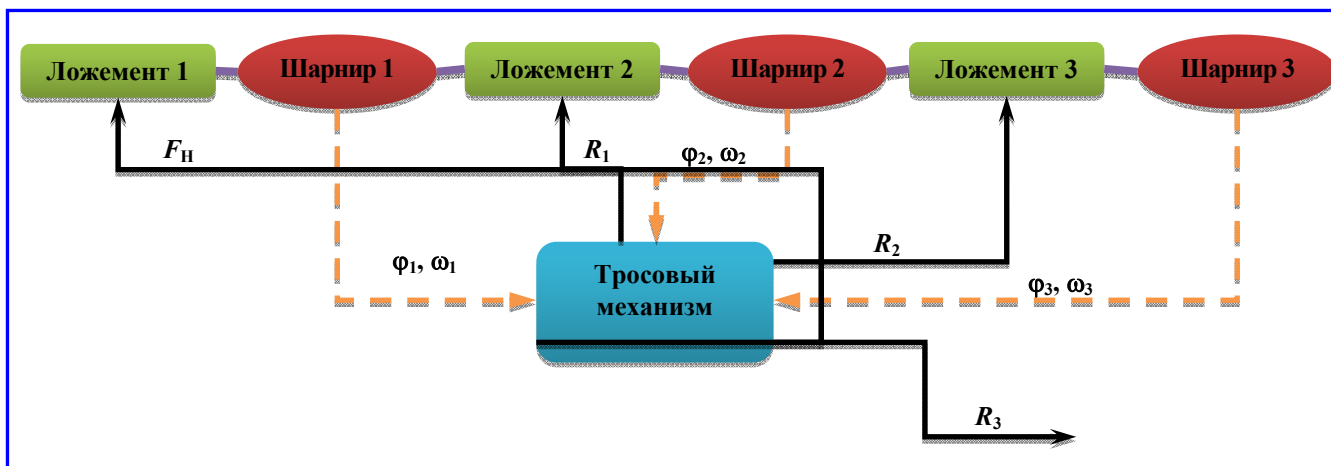


Рис. 4. Структура левого крыла

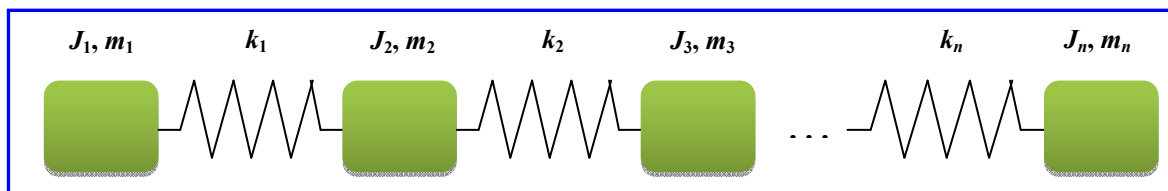


Рис. 5. Гибкая модель ложемента

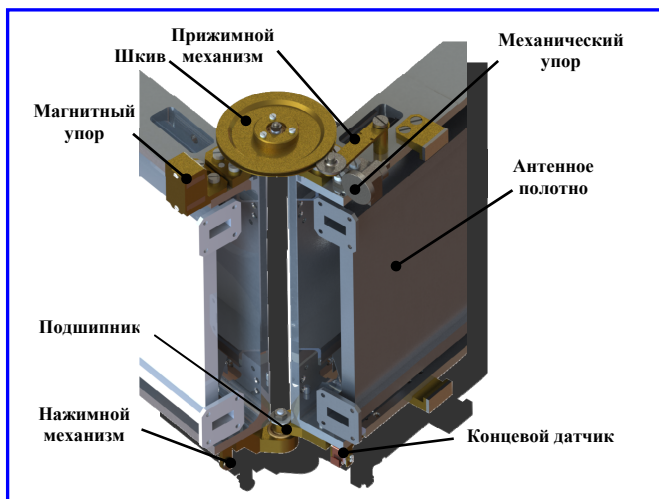


Рис. 6. Общий вид шарнирного узла

Модель шарнирного узла

Каждый шарнирный узел СР состоит из следующих конструктивных элементов (рис. 6):

- двух подшипников;
- магнитного упора и ответной части – механического упора;
- концевой датчика на основе микропереключателя и нажимного механизма;
- элементов тросового механизма.

На рис. 7 приведено содержимое подсистемы шарнирного узла между третьим и четвёртым ложементами.

Подсистема имеет два шарнирных соединения и три блока *Kontakt*, реализующих контактное взаимодействие в магнитных упорах между третьим и четвёртым ложементами и третьим ложементом и КА по двум упорам зачековки.

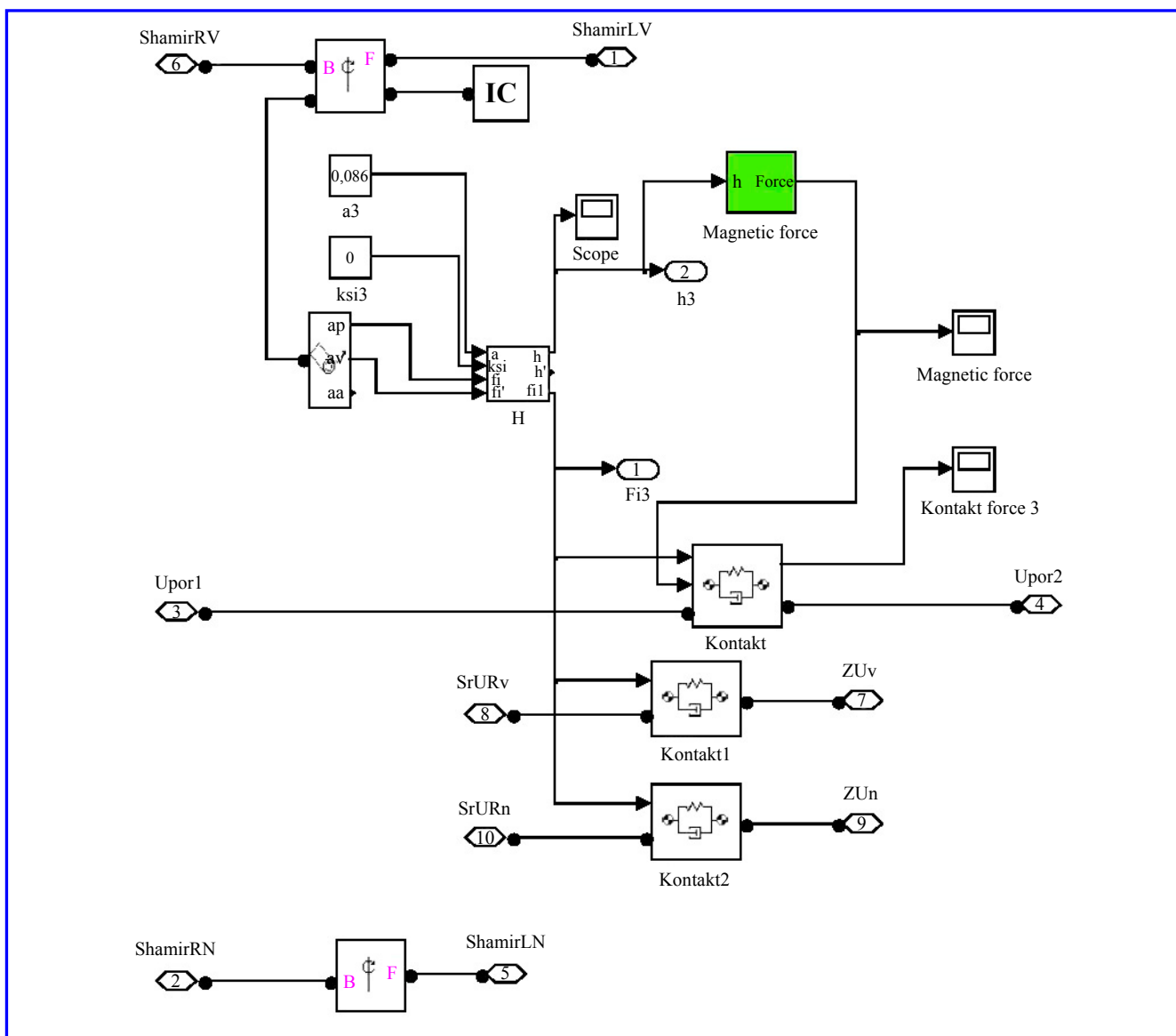


Рис. 7. Модель подсистемы шарнира 3

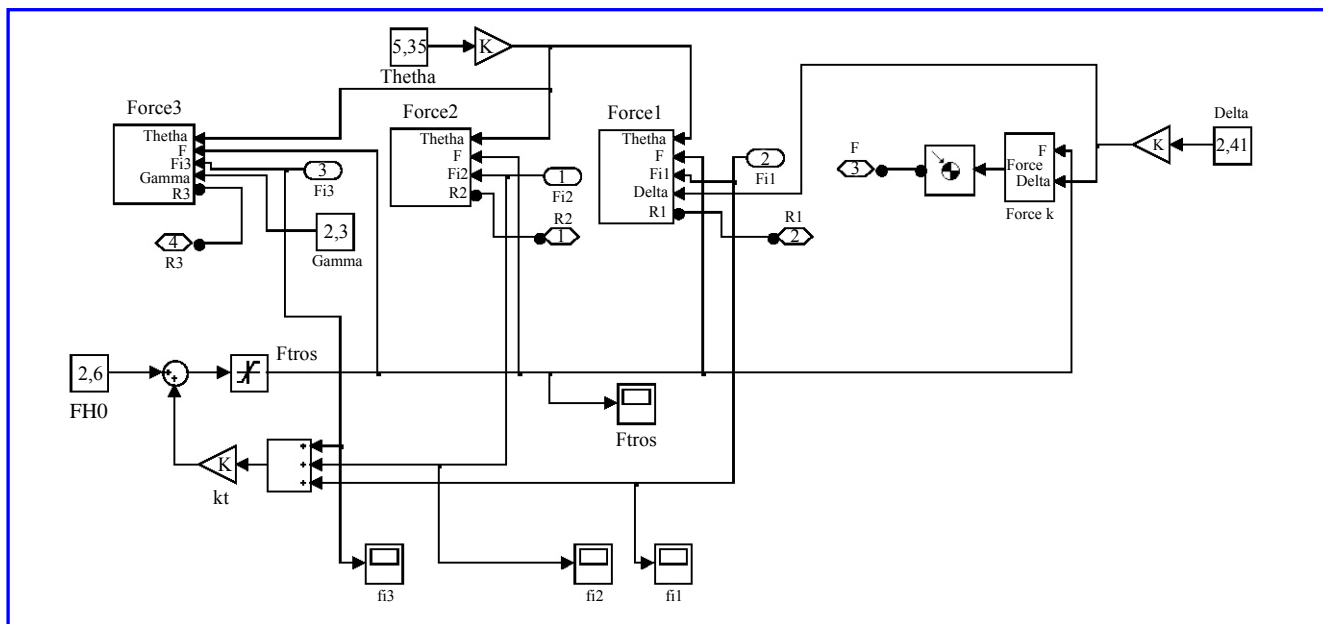


Рис. 8. Модель тросового механизма в Simulink

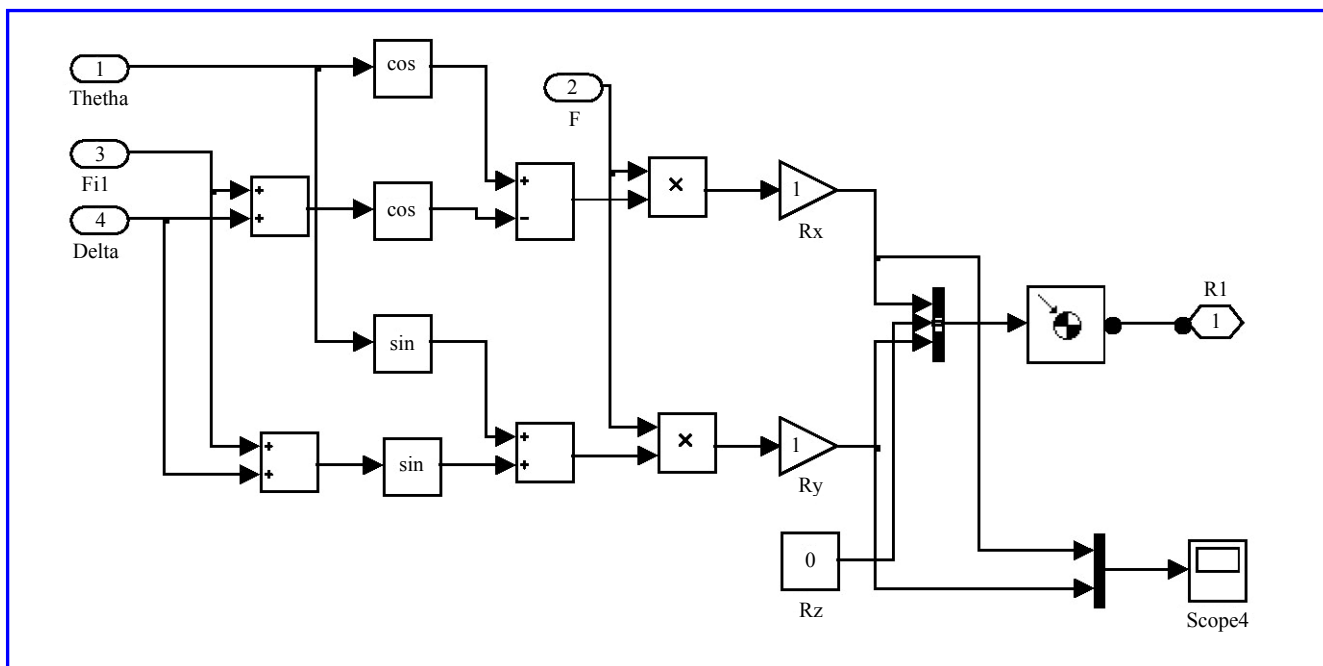


Рис. 9. Блок модели для реакции R_1

Блок Н вычисляет относительное расстояние между магнитным и механическим упорами. Зелёный блок *Magnetic force* реализует влияние магнитного удерживающего усилия в упоре.

Модель тросового механизма

Тросовый механизм раскрытия состоит из привода, шкивов, прижимных механизмов и собственно троса. Трос, одним концом неподвижно закреплённый на крайних секциях (первый и седьмой ложементы), проходит через шкивы на ложементах, делая один оборот вокруг каждого шкива. Второй конец закреплён на шкиве приво-

да. Вращаясь, привод натягивает трос, тем самым осуществляя раскрытие конструкции одного из крыльев [1].

Привод имеет пружинный механизм, обеспечивающий необходимое натяжение троса и отсутствие его провисания. Пружинный механизм взведён на начальное усилие F_H . Сила натяжения троса зависит от жёсткости пружинного механизма и текущей конфигурации крыла (углов φ_1, φ_2 и φ_3 раскрытия ложементов) и определяется по следующей формуле:

$$F_H = k_r \frac{d_{ш}}{2} (\varphi_1 + \varphi_2 + \varphi_3) + F_{H0},$$

где $F_{н0}$ – натяжение троса после раскрытия; $d_{ш}$ – диаметр шкива; k_r – жёсткость спиральной пружины привода, определённая экспериментально и равная 0,14 Н/м.

Модель подсистемы тросового механизма приведена на рис. 8.

Здесь блоки *Force1*, *Force2* и *Force3* на основании текущей конфигурации системы вырабатывают, соответственно, реакции R_1 , R_2 и R_3 на шарниры СР. Выражения, описывающие зависимости реакций тросового механизма от углов раскрытия шарниров СР, подробно описаны в [2].

Модель блока *Force1* представлена на рис. 9.

Модель механического упора

Механический контакт между ложементами представлялся в виде сил, действующих на два контактирующих тела и зависящих от жёсткости этих тел и коэффициента демпфирования.

Таким образом, контактную силу, действующую на каждое тело в противоположных направлениях, можно описать следующим уравнением:

$$F_k = k_y x + k_d \dot{x},$$

где k_y – суммарная жёсткость контактирующих тел; k_d – коэффициент демпфирования, определяющийся экспериментально (в нашем случае k_d подбирается по данным телеметрии); x и \dot{x} – перемещение (внедрение одного

тела в другое) и скорость внедрения соответственно.

Суммарная жёсткость имеет следующий вид:

$$k_y = \frac{k_1 k_2}{k_1 + k_2},$$

где k_1 и k_2 – жёсткости двух тел. Определялись k_1 и k_2 методом конечно-элементного анализа, они обратно пропорциональны перемещению при статическом нагружении упора единичной нагрузкой.

Модель механического упора представлена на рис. 10.

Данная подсистема сначала на основании информации, полученной с датчиков в двух точках модели, вычисляет относительное перемещение и скорости двух точек в абсолютной системе координат. Затем в зависимости от критерия контакта (ложемент наехал на упор) на две контактирующие точки действует контактное усилие в проекциях на три оси абсолютной системы координат. В данном случае приведена подсистема магнитного упора, поэтому здесь кроме контактного усилия действует ещё и сила магнитного удержания.

Величина магнитного усилия уменьшается в зависимости от квадрата расстояния от упора до магнита. Данное предположение справедливо только при малых отклонениях ложементов от раскрытого состояния, когда угол между контактирующими поверхностями мал. Максимальное значение силы магнитного удержания определялось экспериментально на реальном магнитном упоре и равнялось 20 Н.

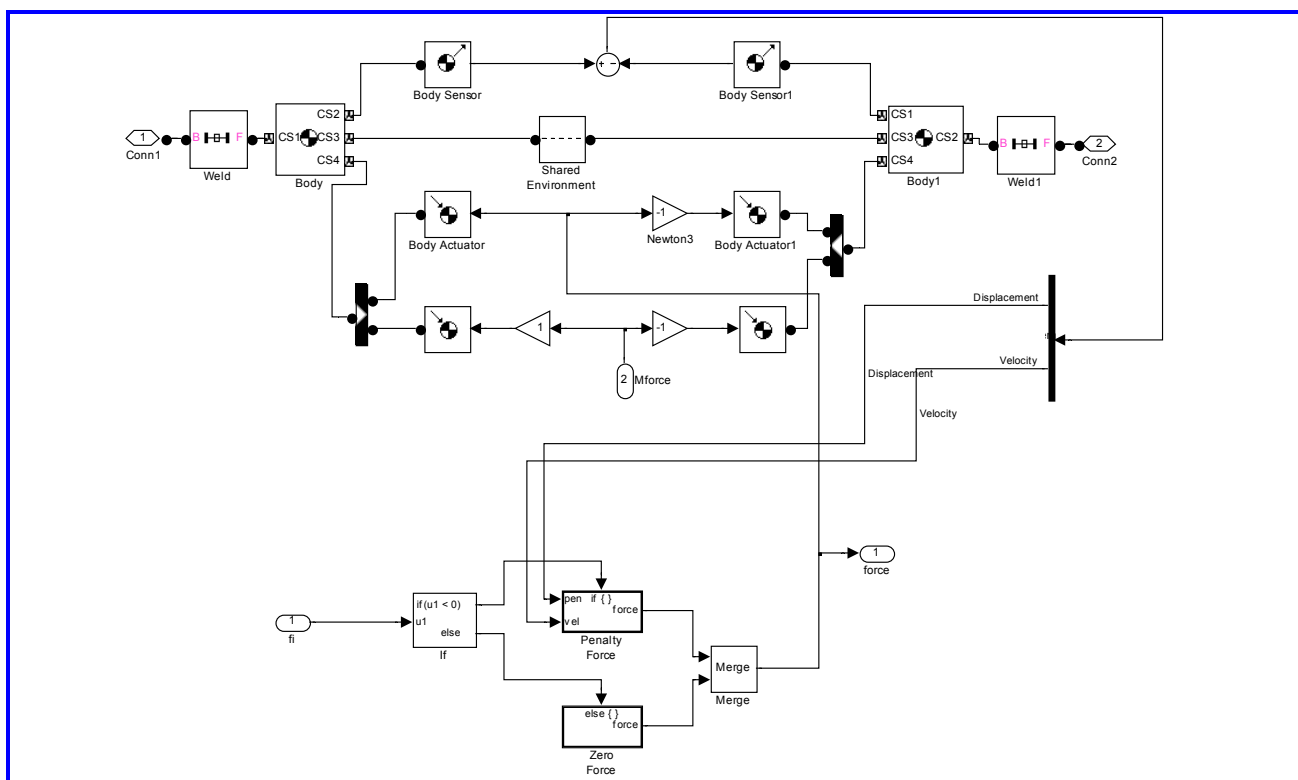


Рис. 10. Модель механического упора в Simulink

Результаты моделирования

Коэффициенты демпфирования выбирались таким образом, чтобы процесс в большей степени соответствовал штатному.

На рис. 11 приведена диаграмма раскрытия ложементов левого крыла математической модели. Здесь значение «1» по вертикальной оси соответствует наличию механического контакта по магнитным упорам.

Из рис. 11 и 12 видно, что процесс раскрытия модели схож с реальным раскрытием при штатной эксплуатации. За критерии оценки брались времена первого раскрытия ложементов 1 и 3 (ввиду отсутствия данных о телеметрии раскрытия второго ложемента), а также суммарное время раскрытия крыла.

Под суммарным временем раскрытия крыла подразумевается время, после которого не происходят изменения показаний концевых датчиков.

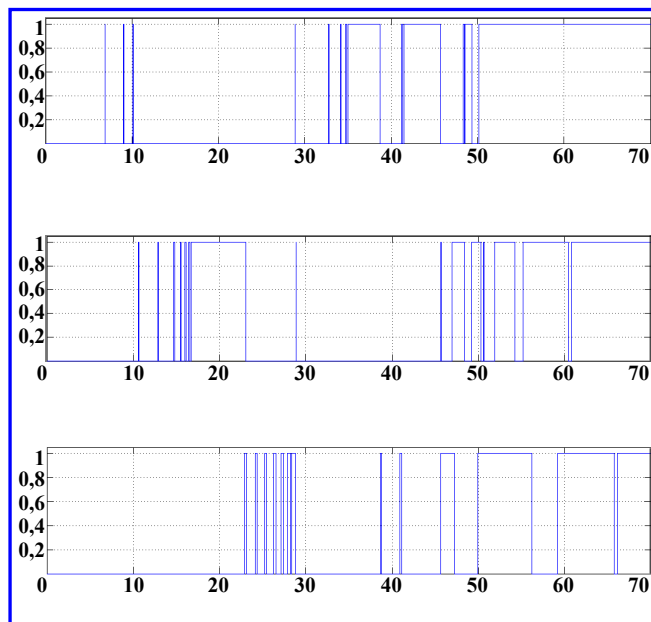


Рис. 11. Диаграмма раскрытия ложементов

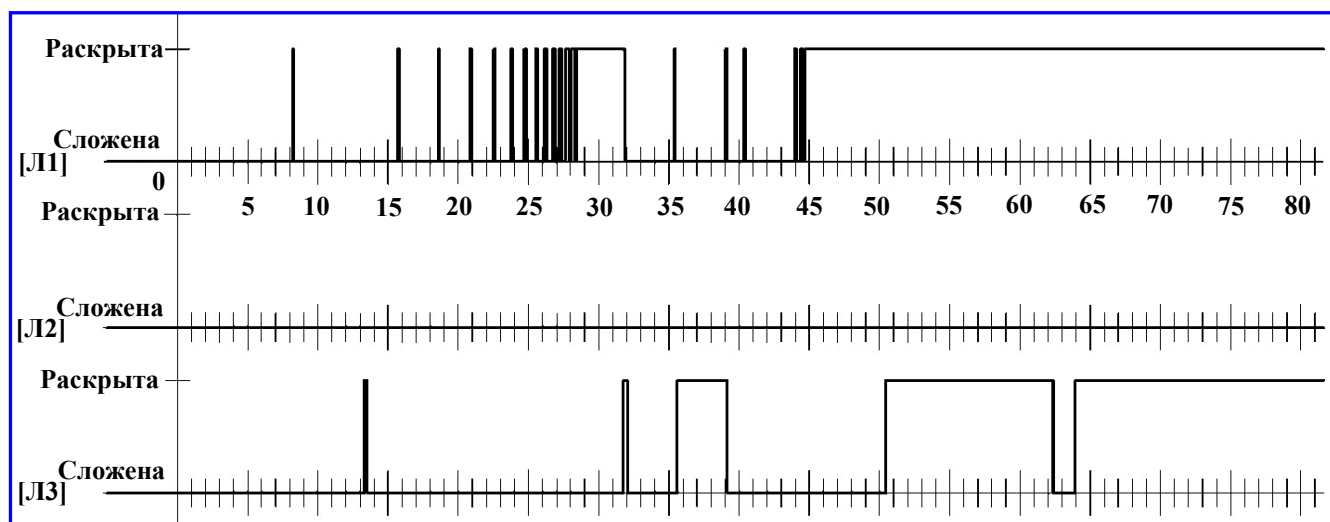


Рис. 12. Диаграмма раскрытия левого крыла по телеметрии с КА «Метеор-М» № 1

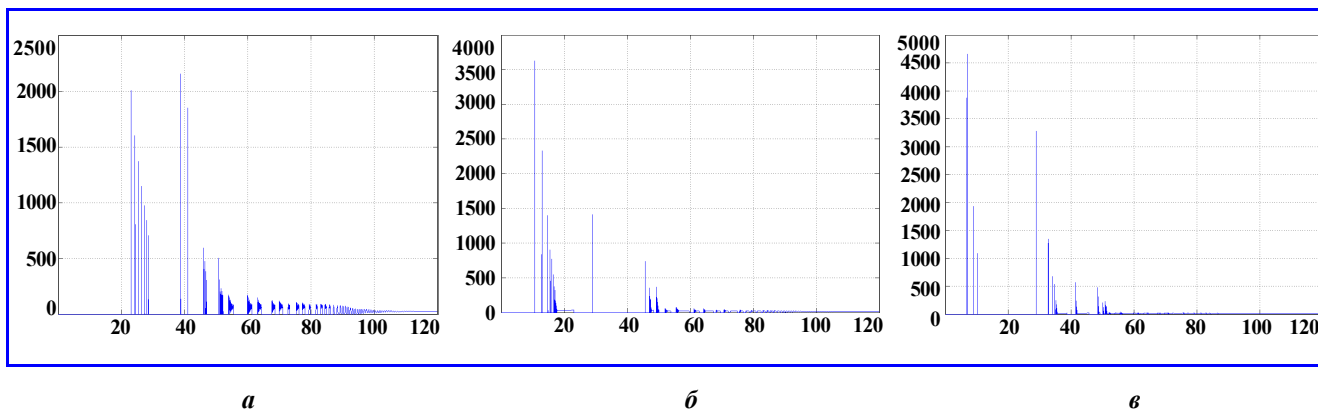


Рис. 13. Усилие в магнитном упоре: *a* – в третьем шарнире; *б* – во втором шарнире; *в* – в первом шарнире

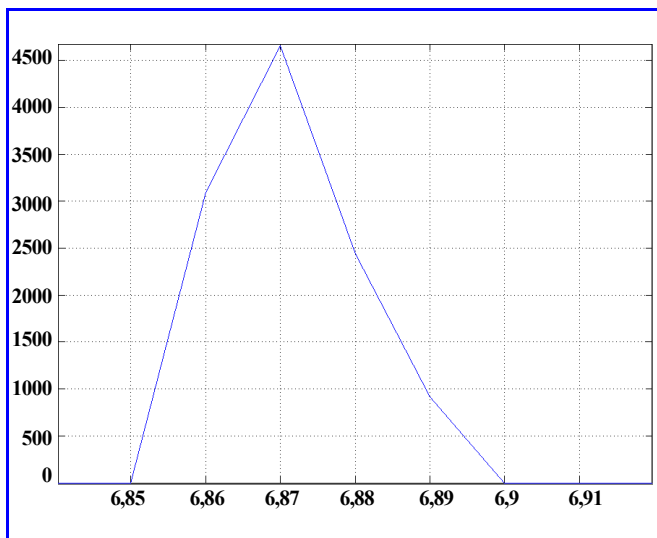


Рис. 14. Реакция в магнитном упоре первого ложементта в момент первого столкновения

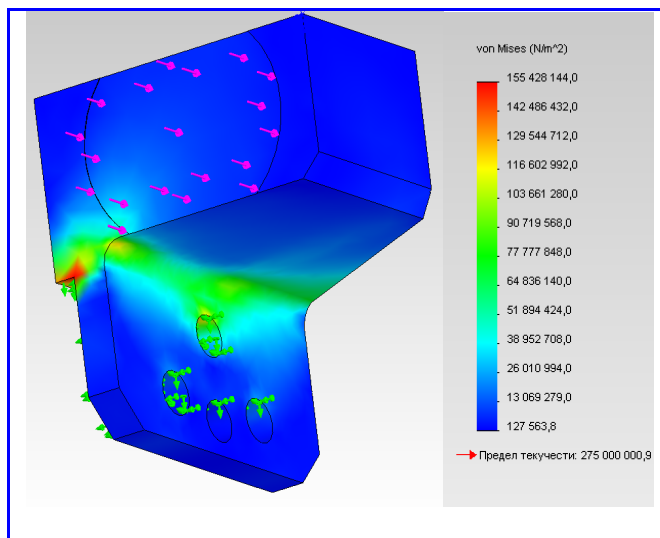


Рис. 15. Эпюра напряжений при ударе магнитного упора

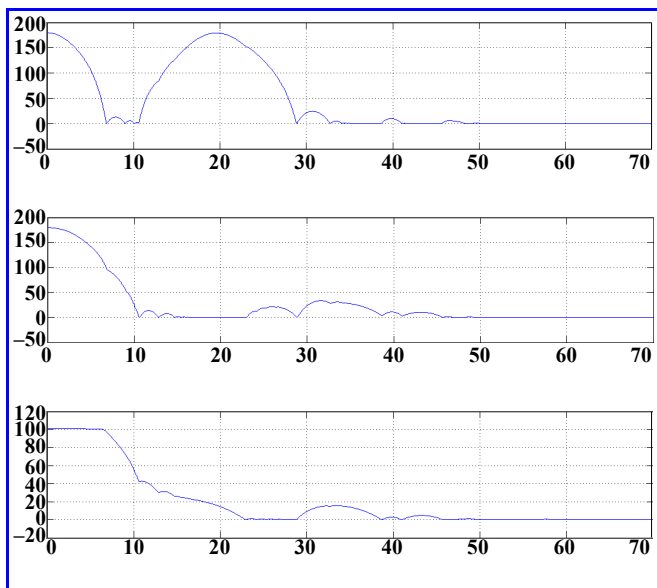


Рис. 16. Изменение угла раскрытия ложементтов (сверху первый ложемент, снизу – третий)

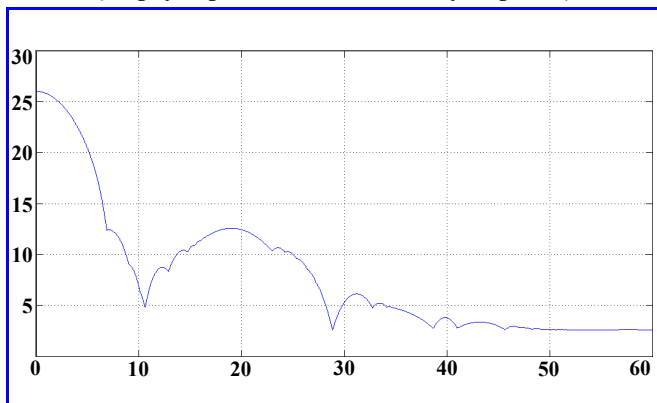


Рис. 17. Сила натяжения троса

В диаграмме учтена величина зоны нечувствительности концевого датчика раскрытия. Общее время раскрытия модели крыла по показаниям концевых датчиков составляет 66,3 с, время раскрытия реального крыла – 64 с.

Далее (рис. 13, 14) приводятся графики, отражающие величину реакций, возникающих в магнитных упорах СР. По вертикальной оси откладываются значения реакций в ньютонах, по горизонтальной оси – время в секундах.

Из рис. 13, а видно наличие затухающих колебаний без скачкообразных изменений после 96 с, что говорит об отсутствии соударения между ложементтами, т. е. система ведёт себя как единое тело, и частота колебаний соответствует 1,4 Гц – собственной частоте колебаний крыла. Здесь нулевые значения реакции говорят об отсутствии контакта между ложементтами. Отсутствие контакта на отрезке времени от 66 до 96 с, что противоречит рис. 11, объясняется зоной нечувствительности концевого датчика раскрытия.

Максимальное контактное усилие в третьем шарнире составляет 2156 Н, время соударения составляет 0,11 с.

Максимальное контактное усилие во втором шарнире (рис. 13, б) составляет 3626 Н, время соударения составляет 0,05 с.

Максимальное контактное усилие в первом шарнире (рис. 13, в) составляет 4656 Н, время соударения составляет 0,05 с.

Наибольший удар происходит на первом ложементе в момент первого касания упора (рис. 14).

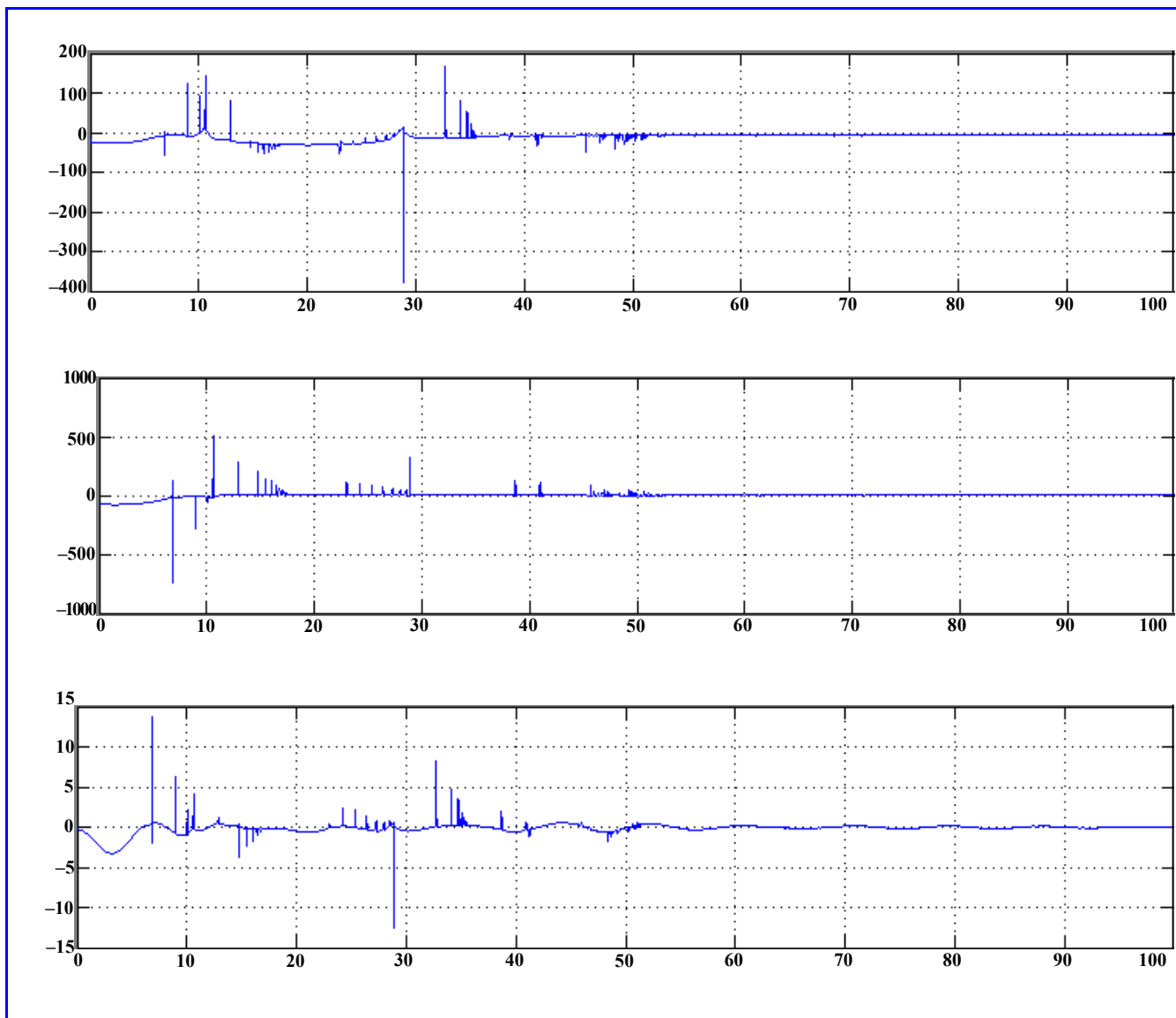


Рис. 18. Возмущение от раскрытия крыла на КА в проекциях на оси X, Y, Z КА

Рассмотрим наиболее нагруженный случай, когда удар приходится на магнитный упор крайнего ложементов. Закрепим магнитный упор на неподвижном основании и приложим к поверхности контакта с механическим упором нелинейную нагрузку в соответствии с рис. 14.

На рис. 15 представлена эпюра напряжений магнитного упора в пиковый момент удара (при максимальной нагрузке). Из рисунка видно, что возникающие напряжения в магнитном упоре не превышают предела текучести для сплава АМг6, что говорит об отсутствии пластических деформаций. В данном расчёте не учитывалась жёсткость ложементов, которая может снизить динамическую нагрузку на упор.

Из графика на рис. 16 видно, что до первого соударения первого и второго ложементов третий

ложемент был прижат к корпусу КА за счёт инерции двух ложементов. После удара третий ложемент начинает своё движение.

На рис. 17 изображён график силы натяжения троса в механизме раскрытия.

На рис. 18 показаны возмущающие воздействия на КА в проекциях на оси X, Y, Z КА. На графике ярко выражены ударные воздействия от раскрытия СР. Максимальные воздействия возникают по оси Y.

Выводы

Разработана математическая модель СР ВЩА БРЛК, позволяющая определить характер движения ложементов, а также силы, действующие в механизме СР.

Применённая для раскрытия СР тросовая система однозначно позволяет раскрыть СР. При этом первым раскрывается первый (крайний) шарнир, затем второй (промежуточный), после чего раскрывается стык между третьим и корневым ложементами. Таким образом, при отсутствии телеметрии от конечного датчика раскрытия, находящегося во втором шарнире, и наличии раскрытых первого и третьего шарниров можно сказать, что стык между вторым и третьим ложементами (промежуточный) раскрыт.

Наибольшее ударное воздействие испытывает механический упор, находящийся в крайнем шарнире.

Удары в магнитных упорах шарниров не вызывают пластических деформаций конструкции.

После получения информации с концевых датчиков о раскрытии всех шарниров крыло СР продолжает колебаться как цельное упругое тело в течение 50 с с частотой около 1,4 Гц.

Литература

1. Силовая рама волноводно-щелевой антенны бортового радиолокационного комплекса / А. А. Гусев, С. А. Чаев, Е. В. Кривобоков // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – М. : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2010. – Т. 116. – № 3. – С. 27 – 38.
2. Механизм раскрытия силовой рамы волноводно-щелевой антенны бортового радиолокационного комплекса КА «Метеор-М» № 1 / Е. В. Кривобоков, А. А. Гусев, Б. В. Карбасников [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – М. : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – Т. 112. – № 5. – С. 23 – 28.

Поступила в редакцию 09.12.2011

*Андрей Александрович Гусев, аспирант, ведущий инженер-конструктор,
т. (495) 623-41-08, e-mail: vniiem@orc.ru.*