

УДК 539.3

**ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПРОЦЕССА ОТДЕЛЕНИЯ  
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, СОДЕРЖАЩЕГО УПРУГИЕ ЭЛЕМЕНТЫ**

© 2011 г.

*Д.В. Бакулин<sup>1</sup>, С.В. Борзых<sup>2</sup>*<sup>1</sup>Московский авиационный институт (государственный технический университет)<sup>2</sup>Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев

vbak@yandex.ru

*Поступила в редакцию 15.06.2011*

Предложен подход к изучению процесса отделения космического аппарата, содержащего упругие элементы – солнечные батареи, антенны и др. Исследованы качественные отличия динамики процесса отделения, обусловленные наличием упругих форм колебаний, по сравнению с эталонной абсолютно твердой моделью процесса. Получены выражения коэффициента потерь скорости отделения для характерных типов средств отделения – с фиксированными импульсом и потенциальной энергией.

*Ключевые слова:* космический аппарат, упругие элементы конструкции, динамика отделения, формы колебаний, потери скорости.

**Актуальность задачи**

Процессы отделения элементов ракетно-космических систем – это широкий класс переходных динамических процессов, характеризующихся большим разнообразием схем отделения, используемых теоретических моделей, описывающих этот процесс, типов специальных средств отделения (пружинных, пневматических, пиротехнических толкателей, твердотопливных двигателей), начальных условий и условий протекания процесса [1].

В настоящее время появился совершенно новый класс задач, в которых отделяемым объектом является космический аппарат с крупногабаритными упругими трансформируемыми элементами (солнечными батареями, антеннами). Сценарии действий при развитии на орбитальной станции целого ряда аварийных ситуаций предполагают экстренное отделение такого аппарата и отвод его из зоны возможных соударений со станцией. Для расчета траекторий относительного движения необходимо знать начальную линейную скорость центра масс аппарата и возмущения угловой скорости, которые получит аппарат под действием сил от средств экстренного отделения. Использование «твердых» моделей представляется неприемлемым, поскольку аппарат с огромными солнечными батареями или антеннами обладает выраженными упругими свойствами. Можно ожидать, что не вся энергия, сообщаемая средствами отделения (например, пружинными тол-

кателями) перейдет в кинетическую энергию движения отделения как целого (нулевые формы движения). Часть этой энергии потратится на возбуждение ряда форм упругих колебаний конструкции аппарата и солнечных батарей, в связи с чем реальная скорость отделения может отличаться от «эталонной» скорости, рассчитанной для абсолютно твердой модели. Цель работы – оценка влияния упругих свойств конструкции аппарата на процесс его экстренного отделения от орбитальной станции.

**Динамическая модель**

Система тел построена следующим образом. Центральным («базовым») телом является корпус космического аппарата. «Крылья» солнечной батареи (СБ), расположенные симметрично относительно корпуса, представляют собой цепочки отдельных тел. Каждое крыло состоит из панели СБ и штанги, соединяющей корпус и панели. Батарея находится в рабочем, раскрытом состоянии, отдельные элементы крыла, соединенные осью вращения, зафиксированы друг относительно друга специальным удерживающим устройством-фиксатором, моделируемым вязко-упругой пружиной.

Экстренное отделение происходит под действием силовых факторов, создаваемых средствами отделения – симметрично расположенными пружинными толкателями. Кроме толкателей, на симметрично расположенных выносных балках

расположены двигатели корректирующей двигательной установки, которые также могут включаться при экстренном отделении.

### Эталонная скорость отделения

Определена эталонная скорость отделения абсолютно твердого аналога из предположения, что все средства отделения расположены попарно симметрично и создают равные по модулю силы, в силу чего движение отделяемого аппарата имеет поступательный характер. В этом случае вся потенциальная энергия средств отделения переходит в кинетическую энергию аппарата.

### Определение потерь скорости отделения упругого объекта

Движение реального упругого аппарата состоит из переносного движения как целого (первые шесть нулевых форм) и относительных упругих колебаний. Уравнение относительных колебаний упругого аппарата представляет собой дифференциальное уравнение в частных производных.

Можно показать [2], что если угловая скорость  $\omega$  невелика и выполняется условие

$$|\omega| \ll \omega_n,$$

где  $\omega_n$  – частота нижних тонов собственных колебаний аппарата, то, используя разложение вектора упругих деформаций в ряд по формам собственных колебаний

$$\mathbf{u} = \sum_{n=1}^N q_n(t) \mathbf{U}(\mathbf{r}_{ТВ}),$$

можно перейти к набору обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих возбуждение каждого тона упругих колебаний:

$$\ddot{q}_n + \omega_n^2 q_n = \sum_i \mathbf{F}_i U_{ni} + \sum_j \mathbf{F}_j U_{nj}, \quad (1)$$

$$n = 1, 2, \dots, N,$$

где  $q_n$  – обобщенная координата,  $\mathbf{U}_n$  – нормированная по массе форма колебаний в точке приложения силы тяги  $\mathbf{F}_i$  и силы толкателя  $\mathbf{F}_j$ ;  $N$  – число учитываемых тонов.

Физическим обоснованием принятого допущения является малость сил инерции переносного движения орбитальной станции (станция вращается с небольшой скоростью, что делает неинерциальную связанную с ней систему координат, в которой и определяется относительное движение отделившегося космического аппарата), а

также сил инерции Кориолиса, по отношению к силам, создаваемым средствами экстренного отделения – толкателями и двигателями.

Вектор сил тяги двигателей отклоняется на малый угол вследствие упругих колебаний. Сила толкателя зависит от его текущего хода, который определяется не только «твердым» движением, но и упругими колебаниями точки упора штока толкателя. Поскольку и упругая деформация точки упора штока толкателя на аппарате, и угол поворота вектора тяги двигателя в точке его крепления на отделяемом аппарате зависят от всего набора удерживаемых в расчете форм колебаний, система уравнений колебаний (1) неразвязана по правым частям. Она интегрируется численно, величина реальной скорости отделения определяется скоростью перемещения по первому твердому тону колебаний. Коэффициент потерь скорости отделения можно представить как

$$\div = (V_{эт} - V_p) / V_{эт} = 1 - V_p / V_{эт}. \quad (2)$$

Могут быть получены приближенные аналитические выражения для коэффициента потерь скорости отделения в случае использования только двигателей (средств отделения с фиксированным импульсом силы) и в случае использования толкателей (средств отделения с фиксированной потенциальной энергией). В последнем случае уравнение движения отделяемого упругого аппарата имеет интеграл энергии, позволяющий оценить вклад в общую энергию аппарата твердых форм и каждой отдельной возбуждаемой упругой формы. Такая оценка позволяет рационально выбрать места установки средств отделения, с тем чтобы минимизировать общий вклад в общую энергию всех упругих форм колебаний.

Приближенные оценки позволяют проводить экспресс-анализ на ранних стадиях проектирования, в условиях неполной определенности характеристик аппарата. Расчеты по формулам (1), (2) делают возможным численное исследование, что позволяет уточнить результат на последующих этапах разработки аппарата, в том числе после экспериментальной отработки. Таким образом, предложенный подход позволяет охватить весь цикл разработки космического корабля.

### Список литературы

1. Борзых С.В., Николаев А.В., Перминов М.Д., Панкова Н.В. // Изв. РАН. Проблемы машиностроения и надежности машин. 2002. №2. С. 9–15.
2. Бакулин Д.В., Борзых С.В., Щиблев Ю.Н., Ососов Н.С. // Математическое моделирование. 2006. №9. С. 71–78.

**THE INVESTIGATION OF DYNAMICS OF THE SEPARATION PROCESS  
OF A SPACECRAFT CONTAINING ELASTIC ELEMENTS**

*D.V. Bakulin, S.V. Borzykh*

The approach to the analysis of separation dynamics of spacecraft which contains flexible elements (solar batteries, antennas and so on) is considered. Qualitative differences of the separation dynamics depending on the presence of flexible oscillation forms compared with the standard absolutely solid model of the process are investigated. The expressions of the separation velocity loss coefficient for typical separation means with a fixed impulse and fixed potential energy are obtained.

*Keywords:* spacecraft, flexible elements of structure, separation dynamics, oscillation forms, velocity loss.