

УДК 629.76

К.В. Аврамов, С.В. Филипповский,
В.А. Пирог, В.М. Федоров, Т.М. Пересадыко,
Л.А. Филипповская

Свободные изгибно-изгибно-продольные колебания ракеты-носителя с космическим аппаратом

*Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины
Государственное предприятие Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"*

Представлена конечноэлементная модель ракеты в виде стержней с упругими и инерционными свойствами и дискретными массами. К такой упругой системе крепятся осцилляторы, описывающие динамические свойства топливных баков. Эта континуальная система совершает изгибно-изгибно-продольные колебания под действием нестационарных нагрузок. Обоснован выбор расчётных моментов времени. Исследованы собственные частоты и формы колебаний ракеты-носителя и космического аппарата в различные моменты полёта. Проанализировано изменение частотных характеристик ракеты в зависимости от выработки топлива.

Ключевые слова: ракета-носитель, интерфейс, космический аппарат, свободные колебания, собственные частоты, формы колебаний

Проблема обеспечения устойчивости и прочности жидкостных ракет-носителей (РН) является одной из важных проблем ракетно-космической техники [1,2]. Известно, что на активном участке траектории полета жидкостной РН в результате динамического взаимодействия упругой конструкции корпуса РН и работающего маршевого жидкостного ракетного двигателя могут возникнуть изгибно-изгибно-продольные колебания РН, способные нарушить нормальную работу приборов системы управления и привести к различным аварийным ситуациям. Несмотря на накопленный в бывшем СССР, США, Франции и Японии опыт устранения изгибно-продольных колебаний на конкретных РН; проблема обеспечения устойчивости и прочности жидкостных РН продолжает оставаться актуальной и требует своего анализа и решения при разработке новых РН.

Целью работы является определение вибраций в переходном отсеке между РН и космической головной частью, которые будут внешними воздействиями для конструкции космического аппарата.

Эскиз ракеты представлен на рис. 1. Она состоит из первой и второй ступеней и космической головной части. Из условий динамического нагружения системы (рис. 1) она может быть описана упругой тонкостенной балкой переменного поперечного сечения, совершающей изгибно-изгибно-продольные колебания. Сложные модели колебаний таких балок рассмотрены в работах [3-6]. РН моделируется в виде элементов-стержней с упругими и инерционными свойствами и точечными дискретными массами. К такой упругой системе крепятся осцилляторы, описывающие динамические свойства топливных баков. Таким образом, получается сложная континуальная система, которая дискретизируется методом конечных элементов.

Космическая головная часть включает в себя переходный отсек, который называется интерфейсом; разгонный блок; космический аппарат и головной обтекатель. Её динамическая модель представляет собой 3-х мерную структуру, состоящую из элементов балочного типа и суперэлементов отдельных блоков.

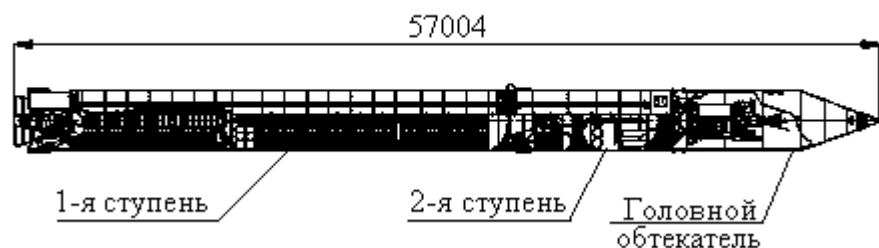


Рис. 1. Эскиз ракеты.

РН в полете совершает нестационарные изгибно-изгибно-продольные колебания. Первым шагом в анализе динамики РН является определение её собственных частот и форм колебаний в различные моменты времени полета. По результатам этого анализа можно наметить пути совершенствования продольной устойчивости ракеты. В настоящей работе исследованы собственные частоты и формы колебаний РН с космическим аппаратом. Расчеты произведены с помощью программного комплекса NASTRAN.

Рассмотрим связанные свободные колебания ракеты в те моменты времени, когда действующие на неё нагрузки максимальны. На старте в момент открытия замков стартового стола (0-я секунда полёта) к узлу крепления двигательной установки внезапно прикладывается сила тяги. В середине полёта (40-я, 52-я и 59-я секунды) достигают максимально возможных значений аэродинамические силы от боковых порывов ветра в плоскости траектории и в плоскости скольжения, а также сила лобового сопротивления. На 100-й секунде достигает максимума продольная перегрузка за счёт того, что тяга двигателей максимальна, а масса ракеты в результате выработки топлива минимальна. После этого начинается процесс отключения двигателей. На 114-й секунде полета происходит отстыковка ступени.

Собственные частоты изгибных колебаний ракеты являются кратными; собственные частоты, отвечающие продольным колебаниям, не являются кратными. Кратность возникает вследствие равенства частот колебаний ракеты в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

Рассмотрим незакрепленную ракету на старте, что соответствует взлету ракеты. Первая собственная частота колебаний в этом случае такова $\omega_1=1,74$ Гц. Собственная форма, соответствующая этой частоте, приведена на рис. 2а. На этой форме ракета совершает колебания как свободная балка по первой собственной форме [7], а спутник совершает колебания с умеренными амплитудами. Собственные формы, соответствующие кратным собственным частотам, на рис. 2 не показаны. Собственная форма, соответствующая второй по величине собственной частоте изгибных колебаний, приведена на рис. 2b. На этой форме ракета не деформируется, а спутник совершает колебания со значительными амплитудами. Эта форма отвечает частоте $\omega_2=4,12$ Гц. Следующая собственная частота колебаний $\omega_3=5,59$ Гц соответствует собственной форме, приведенной на рис. 2с. В этом случае спутник совершает колебания с умеренными амплитудами, а ракета покоится. На рис. 2d приведена одноузловая собственная форма продольных колебаний РН со спутником. На этом рисунке в узлах конечных элементов показаны продольные перемещения

при колебаниях. Как видно из этого рисунка, около центра РН наблюдается узел колебаний. Такая форма колебаний отвечает собственной частоте $\omega_4=5,64$ Гц.

Далее производился расчет собственных частот и форм колебаний РН со спутником на 40-й; 52-й; 59-й; 100-й и 114-й секундах полета. Изменение собственных частот с течением времени представлено в таблице. Вид форм колебаний не изменяется с течением времени. Первые три собственные частоты описывают изгибные колебания ракеты с космической головной чвстью в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Четвертая собственная частота описывает продольные колебания ракеты. Результаты расчетов, представленные в таблице, отражены на графике (рис. 3).

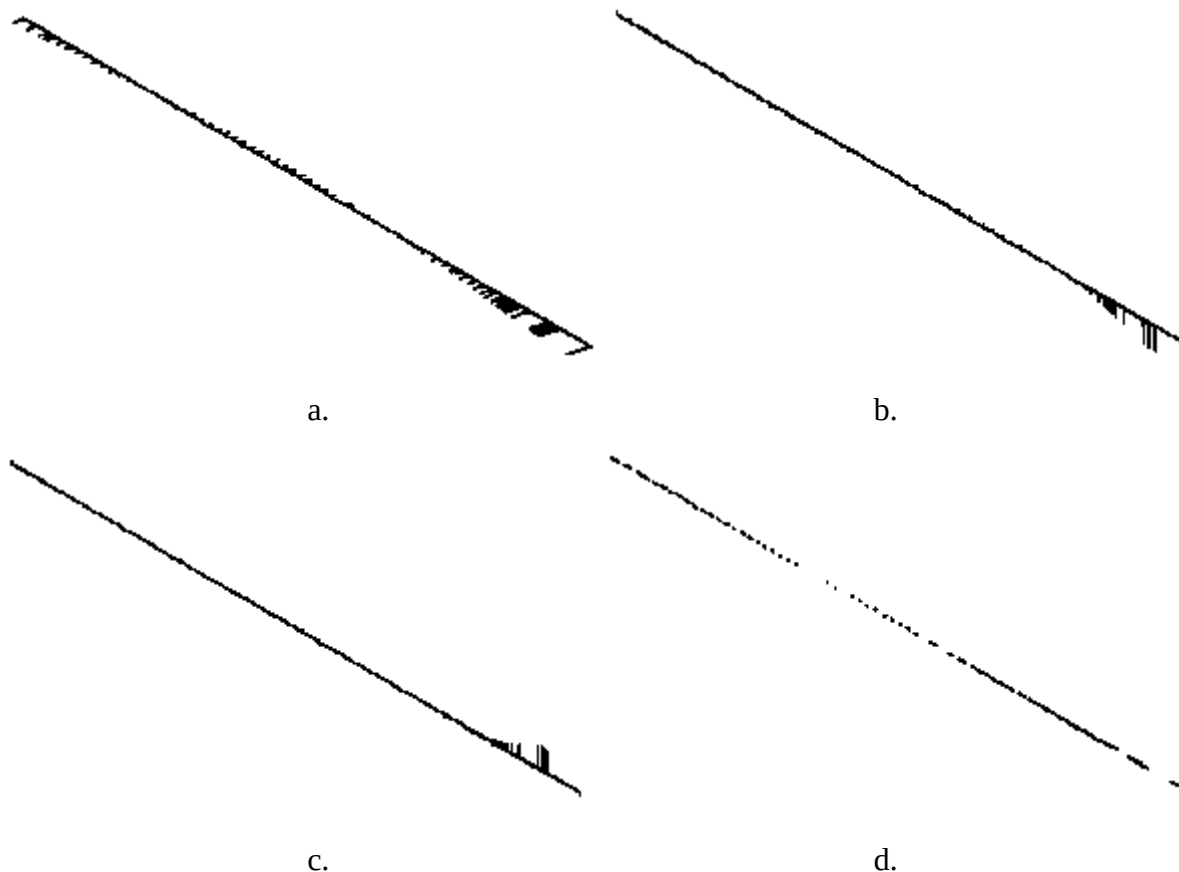


Рис. 2. Собственные формы колебаний ракеты при старте

Таблица.

Изменение во времени собственных частоты колебаний ракеты

Момент полёта	ω_1 , Гц	ω_2 , Гц	ω_3 , Гц	ω_4 , Гц
Старт	1,74	4,12	5,58	5,64
40-я секунда	1,83	4,39	6,34	6,87
52-я секунда	1,91	4,41	6,64	7,06
59-я секунда	1,92	4,42	6,66	7,07
100-я секунда	2,35	4,42	6,77	8,51
114-я секунда	2,59	4,56	6,81	8,78

Как следует из таблицы и рис. 3, с течением времени полёта первая и четвёртая собственные частоты системы, которые соответствуют изгибным и

продольным колебаниям РН увеличиваются примерно в полтора раза. Это связано с тем, что жесткость корпуса РН остаётся постоянной, а масса уменьшается по мере опорожнения топливных баков. Вторая и третья собственные частоты системы, которые отвечают поперечным колебаниям конструкции спутника, изменяются мало; за время полёта они увеличиваются соответственно на 10 % и 20 %. Это объясняется тем, что во время вывода на орбиту жесткость и инерционные параметры спутника не меняются; сдвигается только спектр колебаний РН.

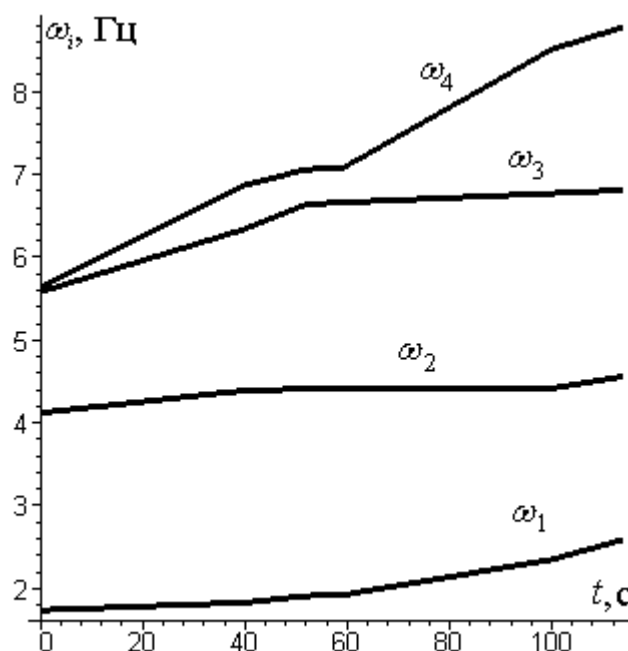


Рис. 3. Зависимость собственных частот колебаний ракеты с течением времени

Частоты низших форм колебаний ракеты при выводе космического аппарата на орбиту находятся в диапазоне от 1 Гц до 9 Гц и незначительно меняются в процессе полёта.

Полученные частоты и направления возмущающих воздействий в интерфейсе космической головной части являются исходными данными для расчётов колебаний, прочности и устойчивости корпуса космического аппарата. Эти же сведения необходимы для выбора типов и конструкций виброизоляторов приборов системы управления ракеты и бортового оборудования космического аппарата [8].

Список литературы

1. Натанзон М.С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты / М.С. Натанзон – М.: Машиностроение, 1977. – 206 с.
2. Колесников К.С. Динамика ракет. М: Машиностроение / К.С. Колесников – 2003. – 520 с.
3. Avramov K.V. Non-linear equations of flexural-flexural-torsional oscillations of rotating beams with arbitrary cross section / K.V. Avramov, C. Pierre, N.V. Shyriaieva //
4. Avramov K.V. Flexural-flexural-torsional nonlinear vibrations of pre-twisted rotating beams with asymmetric cross section / K.V. Avramov, C. Pierre,

N.V. Shyriaieva // Journal of Vibration and Control, № 13(4), 2007. – P. 329–364

5. Аврамов К.В. Нелинейные изгибно-изгибно-крутильные колебания вращающихся закрученных стержней с учетом деформации поперечного сечения / К.В. Аврамов, О.С. Галас, О.К. Морачковский, К. Пьер // Проблемы прочности, № 2, 2009.– С. 112–125.

6. Фоминиченко Ю.С. Совместное применение метода конечных элементов и нелинейных нормальных форм в задачах колебаний стержневых систем / Ю.С. Фоминиченко, К.В. Аврамов // Механика и машиностроение, 2007.– С. 29–34.

7. Бабаков И.М. Теория колебаний / И.М. Бабаков – М.: Наука, 1965.– 559 с.

8. Филипповский С.В. Компьютерная технология оптимизации ударопоглощающих подвесок агрегатов летательных аппаратов / С.В. Филипповский // Вестник Днепропетровского университета, 2008.– Т. 16, № 2/2. Механика. Вып. 12, т. 2. С. 155-164.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. О.К. Морачковский, Национальный технический университет “ХПИ”, г. Харьков.

Поступила в редакцию 23.03.10

Вільні згинно-згинно-поздовжні коливання ракети-носія з космічним апаратом

Подано скінченноеlementну модель ракети у вигляді стрижнів з пружними і інерційними властивостями та дискретними масами. До такої пружної системи кріпляться осцилятори, що описують динамічні властивості паливних баків. Ця континуальна система здійснює згинно-згинно-поздовжні коливання за дією нестационарних навантажень. Обґрунтовано вибір розрахункових моментів часу. Досліджено власні частоти і форми коливань ракети-носія і космічного апарата в різні моменти польоту. Проаналізовано змінення частотних характеристик ракети залежно від витрачання палива.

Ключові слова: ракета-носіє, інтерфейс, космічний апарат, вільні коливання, власні частоти, форми коливань

Free flexural-flexural-longitudinal vibrations of a rocket with the space vehicle

Finite element model of the rocket as the beams with elastic and inertial properties and discrete masses is presented in this paper. The oscillators are attached to this elastic system to describe the dynamics of the fuel tank. This continual system is performed flexural-flexural-longitudinal vibrations under the action of the non stationary loads. The choice of the settlement moments of time is proved. Eigenfrequencies and eigenmodes of the rocket at different times of flight are investigated. The frequencies characteristics of the rockets in dependence of fuel output are analyzed.

Keywords: rocket, interface, space vehicle, vibrations, eigenfrequencies, eigenmodes