

Исследование динамических характеристик ракеты-носителя “Циклон-4” на основе континуально-стержневой модели

А. С. Конюхов, А. С. Цыбенко, А. А. Рыбалка

Национальный технический университет Украины “Киевский политехнический институт”, Киев, Украина

Рассмотрена технология создания имитационных динамических моделей жидкостных ракет-носителей на основе комбинированной континуально-стержневой схемы. Методика эффективно реализована и апробирована на примере ракеты-носителя “Циклон-4”. Получены амплитудно-частотные характеристики ракеты-носителя на различных участках полета и проанализированы полученные результаты.

Ключевые слова: ракетоноситель, головной обтекатель, динамический анализ, метод конечных элементов, имитационная динамическая модель.

Введение. К основным задачам обеспечения динамической устойчивости ракеты-носителя (РН) относятся определение и анализ ее амплитудно-частотных характеристик на различных участках полета. Для их решения необходимо построить адекватную имитационную динамическую модель РН. В инженерной практике чаще всего используют моделирование корпуса РН совокупностью эквивалентных балок с упругими связями, сосредоточенными массами и твердотельными маятниковыми и пружинными осцилляторами, имитирующими колеблющиеся жидкие объемы [1]. И если для первой и второй ступеней РН это дает удовлетворительные результаты, то для третьей (грузовой) ступени приведение к балочному виду сопряжено с большими погрешностями ввиду специфики конструктивного исполнения.

Целью данной работы является создание высокоэффективной комбинированной континуально-стержневой имитационной динамической модели современных жидкостных РН и определение на ее основе амплитудно-частотных характеристик РН “Циклон-4” коммерческого назначения.

Материалы и методы испытаний. Жидкостная РН является сложной механико-гидравлической системой. В динамическом анализе на основе чисто стержневой аппроксимации корпуса РН продольные и поперечные колебания вследствие взаимной ортогональности рассматриваются раздельно [1]. Для континуально-стержневой имитационной модели (ИМ) реализуются неортогональные пространственные формы колебаний.

При построении ИМ для первой и второй ступеней РН использовали аппроксимацию в виде последовательно связанных между собой стержневых элементов, жесткостные и инерциальные свойства которых эквивалентны соответствующим величинам для отсеков РН. Приведенные характеристики элементов балочного типа: погонные массы, моменты инерции сечений, жесткости при растяжении–сжатии, изгибе, сдвиге и кручении в направлении шести линейно независимых обобщенных координат определяли согласно разработанным методикам [2].

Для учета продольных колебаний жидких объемов первой и второй ступеней РН использовали пружинно-массовые модели эквивалентных механических осцилляторов каждого тона колебаний с точками привязки пружин в сечениях корпуса, соответствующих опорным шпангоутам днищ баков. Суммарную массу осцилляторов принимали равной массе жидкости в баках для текущего времени полета. Приведенные массы, а также жесткости эквивалентных пружин, характеризующие различные формы

и частоты продольных колебаний жидкости, находили из условия динамического равновесия системы жидкость–деформируемые поверхности баков [1].

В схеме поперечных колебаний первой и второй ступеней РН каждый эквивалентный стержень, соответствующий баку с жидкостью, дополнили присоединенными к нему механическими осцилляторами, имитирующими тон колебаний подвижных жидких масс. Неподвижную часть жидкости в баках учитывали как “квазизатвердевшую”.

Ввиду малости диссипативных сил и вязкости жидких компонент топлива и окислителя крутильные колебания не рассматривали.

Двигатели и системные агрегаты первой и второй ступеней РН учитывали в виде сосредоточенных масс, размещенных на главной центральной оси стержневых аналогов.

Основными элементами конструкции третьей ступени РН являются головной обтекатель (ГО), переходник головного блока, адаптер, приборный отсек, топливные отсеки окислителя и горючего, двигатель и полезный груз (рис. 1 и 2). Для построения имитационной динамической модели третьей ступени использовали трехмерную аппроксимацию с последующей конечноэлементной дискретизацией.

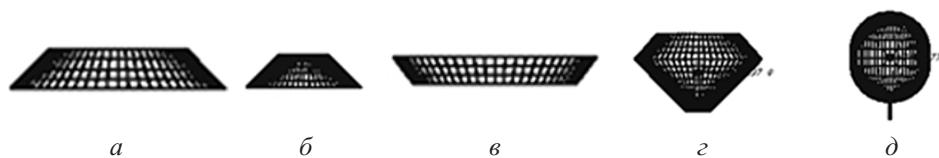


Рис. 1. Дискретные модели элементов третьей ступени РН “Циклон-4”: *a* – переходник головного блока; *b* – адаптер; *v* – приборный отсек; *z*, *d* – баки горючего и окислителя.

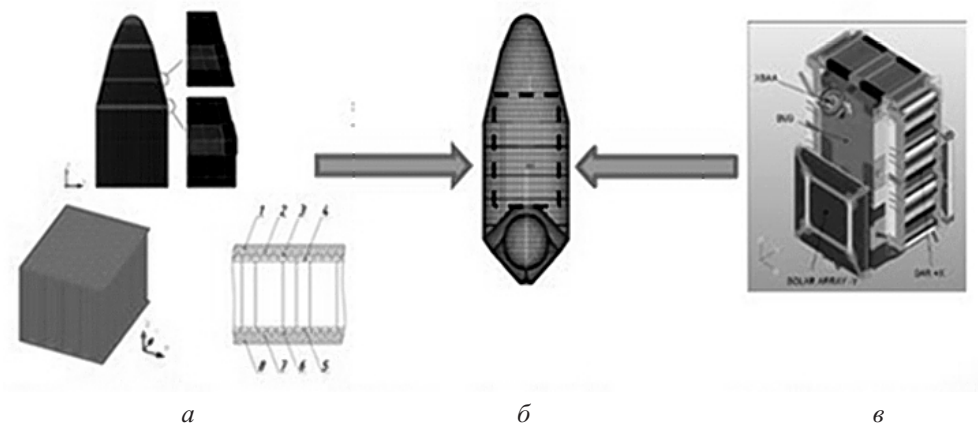


Рис. 2. Конструкция ГО с сотовым наполнителем (*a*), имитационная модель третьей ступени РН (*b*) и полезный груз – космический аппарат (*в*).

Дискретные модели переходника головного блока, адаптера, приборного отсека, топливных отсеков окислителя и горючего выполняли с помощью двухузловых балочных и четырехузловых пластинчатых конечных элементов в системе ANSYS [3] (рис. 1).

Двигатель третьей ступени аппроксимировали сосредоточенной массой с заданными инерциальными свойствами.

Один из вариантов конструкции головного обтекателя РН “Циклон-4” представляет собой двухстворчатую цилиндрикоконическую оболочку, подкрепленную шпан-

гоутами. Оболочка ГО (рис. 2,а) выполнена из полимерно-композитного материала (ПКМ) с сотовым наполнителем, шпангоуты – из алюминиевого сплава АМгб. Непосредственный учет в модели ГО структуры сотового наполнителя приводит к неоправданному увеличению размерности задачи. Поэтому оболочки ГО аппроксимировали однородными аналогами с использованием многослойного четырехузлового оболочечного элемента, учитывающего анизотропию слоев.

Эквивалентные модули упругости и сдвига, отвечающие ячеистому заполнителю, определяли с помощью численного эксперимента. Рассматривали фрагмент ПКМ, т.е. обшивку ГО в виде трехслойной панели размером 229×43×30 мм. Верхний и нижний слой – композитные пластины суммарной толщиной 0,8 мм и углами навивки 0, –45, 45 и 90°, средний слой – сотовый наполнитель из ПСП-1-2,5 высотой 28,4 мм в виде шестигранных ячеек с размером стороны 2,5 мм и толщиной стенки 0,05 мм. Дискретизацию “точной” модели фрагмента проводили с использованием четырехузловых пластинчатых конечных элементов (КЭ).

Эквивалентную однородную модель рассматриваемого фрагмента строили на основе трехслойных элементов SHELL181 (ANSYS 12.1), упругие характеристики слоя которых E_z , G_{xz} , G_{yz} , отвечающие ячеистой структуре сотового наполнителя, подбирали последовательными итерациями по критерию максимального соответствия с “точной” моделью собственных частот и форм колебаний.

В табл. 1 приведены некоторые результаты численных экспериментов по определению жесткостных и инерциально-массовых характеристик эквивалентных элементов обшивки ГО, свидетельствующие об адекватности трехслойной аппроксимации для оболочечных элементов с сотовым наполнителем.

Т а б л и ц а 1

Сравнение частотных характеристик исходной (сотовой) и эквивалентной однородной моделей фрагментов обшивки ГО

Частоты колебаний, Гц		Форма колебаний	Погрешность, %
“Точная” модель	Эквивалентная модель		
6081,00	6079,00	1-я изгибная (Y)	0,03
6352,00	6349,00	1-я изгибная (X)	0,05
7008,00	6419,00	Крутильная (Y)	8,40
7709,00	7279,00	Крутильная (X)	5,58
11954,00	11869,00	2-я изгибная (Y)	0,72
13184,00	12920,00	2-я изгибная (X)	2,00

Конструктивное исполнение полезного груза (космического аппарата (КА)) – рис. 2,б, вообще говоря, является “ноу хау”. При подготовке к запуску РН информация о космическом аппарате чаще всего представляется в виде данных о его суперэлементном аналоге с геометрическими, инерциально-массовыми и жесткостными характеристиками, отвечающими КА. Для учета космического аппарата в динамической модели РН на этапе формирования общих матриц жесткости и масс системы КЭ полученные цифровые данные о суперэлементной аппроксимации учитывали в виде соответствующих вкладов в узлах крепления космического аппарата к опорной плите третьей ступени.

Для сочленения стержневых КЭ аппроксимаций первой и второй ступеней РН с дискретной имитационной моделью третьей ступени использовали безмассовые абсолютно жесткие связи в виде безтолщинных суперэлементов [4–6].

Т а б л и ц а 2

Частоты собственных колебаний РН “Циклон-4” на различных стадиях полета

Фаза полета, с	f_1 , Гц	f_2 , Гц	f_3 , Гц	f_4 , Гц
Старт (0)	2,01	4,86	6,72	8,36
46	2,27	4,62	8,35	12,20
50	2,27	4,62	8,35	12,20
55	2,30	4,55	8,48	12,25
62	2,24	4,55	8,79	12,34
63	2,25	4,56	8,84	12,36
87	2,66	5,88	11,47	12,49
114	2,80	9,68	9,72	12,58

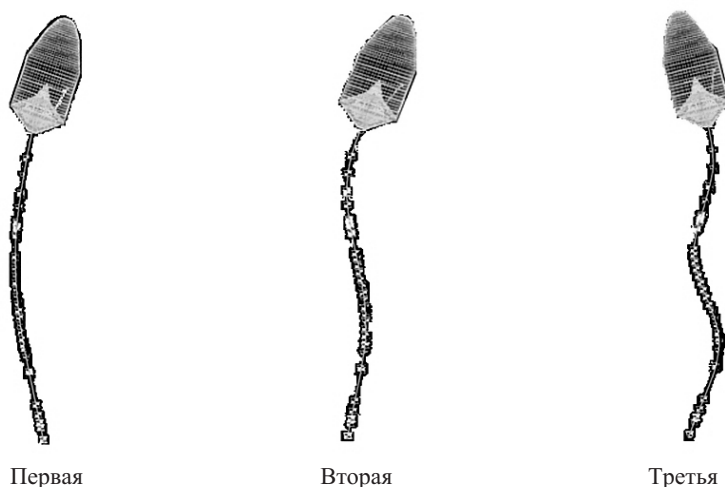


Рис. 3. Формы собственных колебаний континуально-стержневой модели РН “Циклон-4”.

Некоторые результаты расчетов динамических характеристик РН “Циклон-4” на основе континуально-стержневой модели приведены в табл. 2 и на рис. 3.

Сравнение с данными расчетов динамических характеристик РН “Циклон-4” на основе стержневых аппроксимаций [1] при качественном согласовании результатов показывает, что спектр собственных частот в случае континуально-стержневой модели сдвигается в сторону увеличения до 10%.

Выводы

1. В развитие традиционной (на основе балочных аппроксимаций) концепции построения имитационных динамических моделей жидкостных РН предложена, эффективно реализована и апробирована континуально-стержневая схема, позволяющая в полной мере учитывать конструктивные особенности грузовой ступени, изменяемой в зависимости от весогабаритных характеристик космического аппарата.

2. Разработаны рациональные континуальные и соответствующие им дискретные аппроксимации основных конструктивных элементов грузовой ступени, включая сведение трехслойной ПКМ-оболочки с сотовым наполнителем к однородному аналогу, а также суперэлементный учет КА на основе данных в оцифрованном виде.

3. На основе континуально-стержневой ИМ получены и проанализированы уточненные результаты расчетов амплитудно-частотных характеристик РН “Циклон-4” на различных участках полета. Расхождение с данными для чисто стержневой аппроксимации всех ступеней РН составляет порядка 10%, что подтверждает целесообразность проведенных исследований по совершенствованию динамических моделей жидкостных РН.

Резюме

Розглянуто технологію створення імітаційних динамічних моделей рідинних ракетно-носіїв на основі комбінованої континуально-стрижневої схеми. Методику ефективно реалізовано й апробовано на прикладі ракети-носія “Циклон-4”. Отримано амплітудно-частотні характеристики ракети-носія на різних ділянках польоту і проаналізовано отримані результати.

1. Колесников К. С. Динамика ракет. – М.: Машиностроение, 2003. – 520 с.
2. Цыбенко А. С., Конохов А. С. Имитационные динамические модели жидкостных РН. – Киев: Изд. НТУУ “КПИ”, 2008. – 230 с.
3. *Structural Analysis Guide*. Release 12.1. ANSYS, Inc. – Canonsburg, PA, 2009. <http://www.ansys.com>.
4. Конохов А. С., Легеза В. С., Цыбенко А. С., Кришук Н. Г. Исследование собственных частот и форм колебаний ракетносителей на основе уточненных динамических моделей: Тез. докл. II Междунар. конф. “Прогрессивная техника и технология-2001”. – Киев: Изд. НТУУ “КПИ”, 2001. – С. 45.
5. Юдаков А. А. Принципы построения общих уравнений динамики упругих тел на основе модели Крейга–Бэмптона и их практически значимых приближений // Вестн. Удмурт. ун-та. Сер. Математика, механика, компьютерные науки. – 2012. – Вып. 3. – С. 126–140.
6. Конохов А. С., Легеза В. С., Цыбенко А. С., Кришук Н. Г. Собственные колебания жидкостных ракет-носителей пакетной компоновки // Пробл. прочности. – 2001. – № 3. – С. 93–99.

Поступила 20. 10. 2014