

рядок) зменшити розрахункові витрати і створити лічильник ресурсу, який обчислюватиме за короткий час спрацювання ресурсу на фактичних режимах роботи турбіни.

Література

1. Гонтаровський В. П. Автоматизація визначення режимів роботи турбіни Т-250/300-240 за даними АСУ ТП / В. П. Гонтаровський, Ю. Г. Єфремов, Н. Г. Гармаш // Десятий міжнародний симпозиум українських інженерів-механіків у Львові: Праці.– Львів: КІНПАТРИ ЛТД. – 2011. – С. 32–34.
2. РТМ 108.020.16-85. Расчет температурных полей роторов и корпусов паровых турбин. – Л.: НПО Центральный котлотурбинный институт, 1985. – 116 с.
3. Щегляев А. В. Паровые турбины / А. В. Щегляев. – М.: Энергия, 1976. – 357 с.
4. Лыхварь Н. В. Математическое моделирование и оптимальное проектирование паротурбинной установки / Н. В. Лыхварь, Ю. Ф. Косяк // Теплоэнергетика. – 1986. – № 2. – С. 69–72.
5. Оцінка впливу пікових навантажень на ресурс теплофікаційних агрегатів типу Т-250/300-240 ТЕЦ: звіт про НДР (заклучний) / Ін-т пробл. машинобудування ім. А. М. Підгорного НАН України; кер. Ю. М. Мацевитий. – Харків, 2006.– 209 с. – № ДР 0106U005565. – Інв. № 7528.
6. Шульженко Н. Г. Задачи термочности, вибродиагностики и ресурса энергетических агрегатов / Н. Г. Шульженко, П. П. Гонтаровский, Б. Ф. Зайцев. – Харьков: Харьк. нац. автомоб.-дор. ун-т, 2011. – 444 с.
7. Детали паровых стационарных турбин. Расчет на малоцикловую усталость: РТМ 108.021.103-85. – Взамен РТМ 108.021.103-76; введ. 01.07.86. – Л.: НПО Центральный котлотурбинный институт, 1986. – 48 с.

Надійшла до редакції
07.09.11

УДК 629.76

К. В. Аврамов*, д-р техн. наук

В. А. Пирог**, канд. техн. наук

А. М. Тонконоженко**

Т. М. Пересадько**

Н. В. Ширяева***

* Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины
(г. Харьков, e-mail: kvavr@kharkov.ua)

** Государственное предприятие Конструкторское бюро «Южное»
им. М. К. Янгеля (г. Днепропетровск)

*** Национальный технический университет
«Харьковский политехнический институт»

НЕСТАЦИОНАРНЫЕ ИЗГИБНО-ИЗГИБНО-ПРОДОЛЬНЫЕ КОЛЕБАНИЯ РАКЕТОНОСИТЕЛЯ С КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Исследуются изгибно-изгибно-продольные колебания ракеты под действием нестационарных нагрузок, вызванных порывом ветра, и продольных сил, описывающих воздействия двигательной установки. Анализуются нестационарные колебания на основании анализа конечноэлементной модели ракетносителя со спутником.

Досліджуються згинально-згинально-повздожні коливання ракети під дією нестационарних навантажень, які викликані дією поривів вітру та повздожніх сил, що описують дію двигунової установки. Аналізуються нестационарні коливання на підставі аналізу скінченноелементної моделі ракетносія зі супутником.

Введение

Проблема обеспечения устойчивости и прочности жидкостных ракетносителей является одной из важных проблем ракетно-космической техники [1,2]. Известно, что на активном участке траектории полета в результате работы маршевого жидкостного ракетного двигателя, который генерирует нестационарные динамические нагрузки, могут возникнуть изгибно-продольные колебания ракетносителей, 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 ракетносителей, проблема обеспечения устойчивости и прочности жидкостных ракетносителей продолжает оставаться актуальной и требует своего анализа и решения при разработке новых ракетносителей.

Эскиз ракетносителя представлен на рис. 1. Он состоит из космического аппарата, разгонного блока, переходного отсека и головного обтекателя. Разгонный блок доставляет космический аппарат на расчетную орбиту. Переходной отсек используется для крепления разгонного блока с космическим аппаратом. Головной обтекатель защищает космический аппарат от набегающего потока воздуха и аэродинамического нагрева. Из условий динамического нагружения системы (рис. 1) она может быть описана упругой тонкостенной балкой переменного поперечного сечения, совершающей изгибно-изгибно-продольные колебания. Сложные нелинейные колебания таких балок рассматриваются в работах [3–6]. Ракетноситель (рис. 1) моделируется стержнями с упругими и инерционными свойствами, к которым крепятся точечные дискретные массы. В эту расчетную схему включаются осцилляторы, описывающие динамические свойства топливных баков. Таким образом, получается достаточно сложная конечноэлементная модель системы.

Ракета на старте и в полете находится под действием нагрузок, которые можно разделить на две группы: статические и динамические. Нагрузки, действующие на ракету в полете, представлены на рис. 2, а характер их поведения с течением времени – на рис. 3. К ним относятся статические нагрузки: распределенная по длине ракеты аэродинамическая сила продольного сопротивления p_1 ; управляющая сила, приложенная к двигательной установке Q_y ; постоянная составляющая силы тяги, приложенная к двигательной установке R ; и следующие динамические нагрузки: поперечная аэродинамическая сила от порыва ветра (рис. 3, а); пульсации тяги двигательной установки R_D , которые действуют в случае выключения маршевых двигателей.

Сила от порыва ветра с течением времени (рис. 3, а) является постоянной величиной, сменяющейся трапецевидной нагрузкой. Поведение пульсаций двигательной установки R_D с течением времени представлено на рис. 3, б. Как видно, пульсации затухают за 4 секунды.

Рассмотрим нестационарные колебания ракеты на 59-й секунде полета. Этот момент времени соответствует максимальному значению скоростного напора $q = 0,5\rho v^2$. Расчеты нестационарных колебаний ракеты проводились с помощью программного комплекса NASTRAN. Некоторые результаты расчетов нашли отражение на

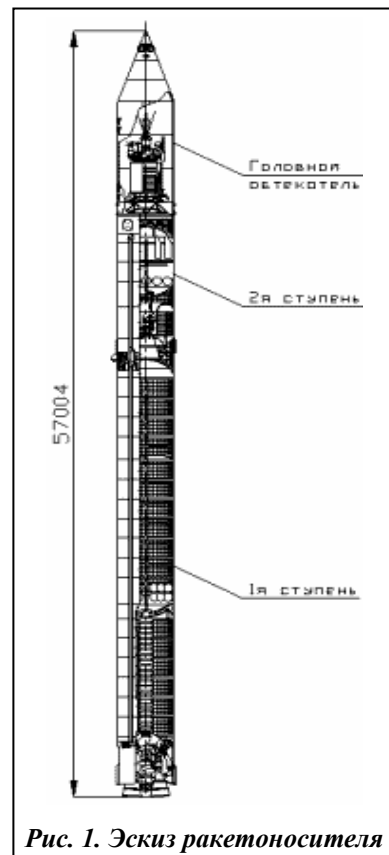


Рис. 1. Эскиз ракетносителя

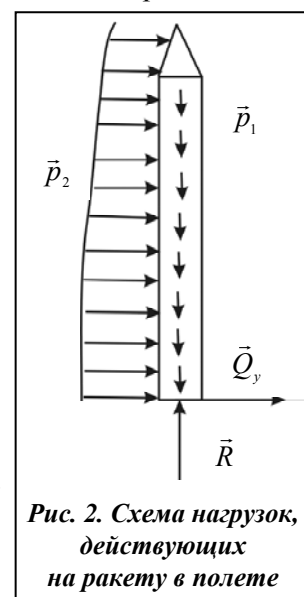
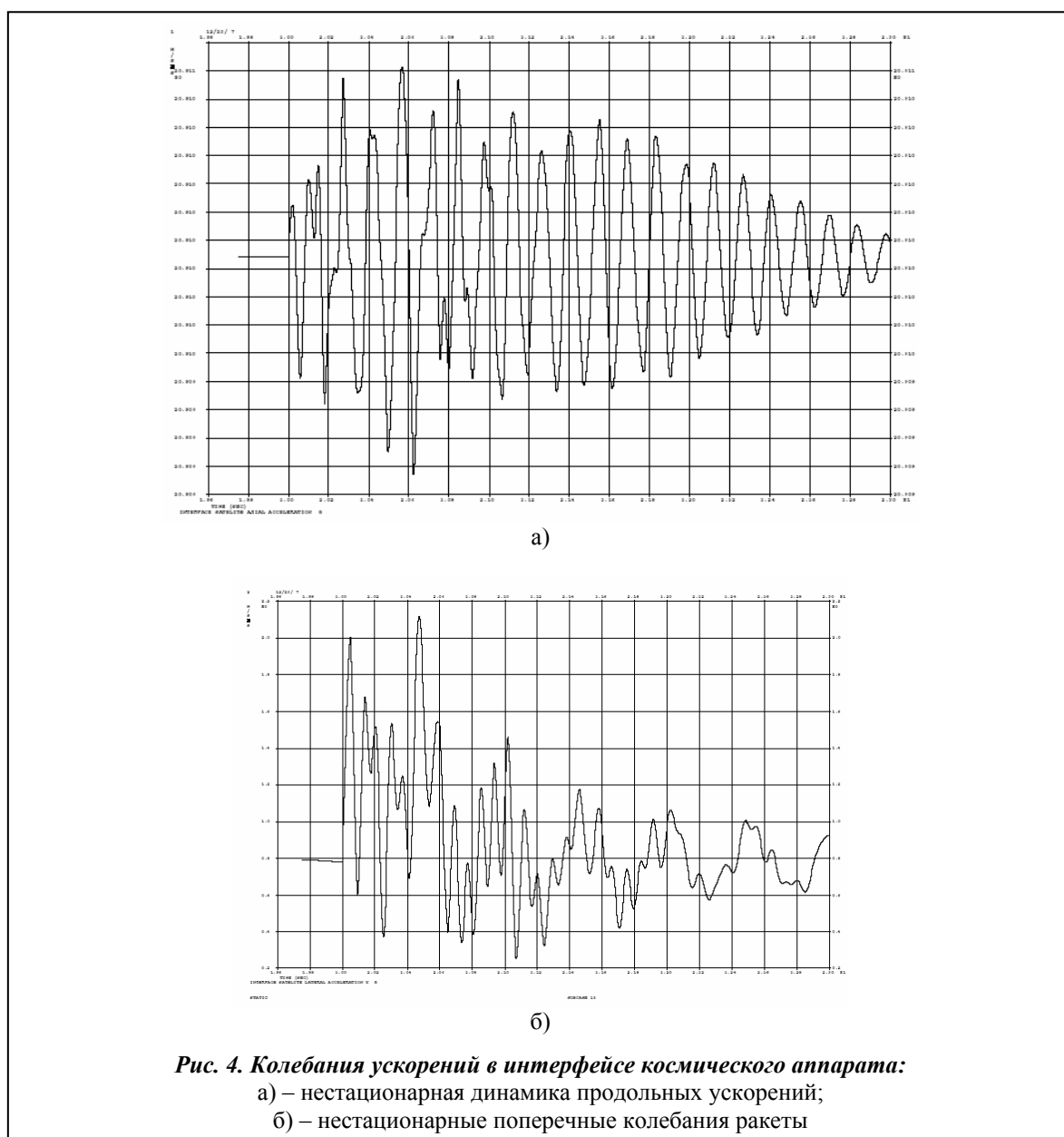


Рис. 2. Схема нагрузок, действующих на ракету в полете

рис. 4, где показан анализ колебаний продольных ускорений (рис. 4, а) В этом случае наблюдаются малые амплитуды колебания ускорений, которые накладываются на значительную постоянную составляющую. На рис. 4, б представлены нестационарные, поперечные колебания ракетносителя, на рис. 5 – ударные спектры нестационарных продольных колебаний ракеты.

На рис. 4 при $t < 20$ с показываются результаты квазистатического анализа поведения ракеты, то есть движения под действием статических сил без учета динамических нагрузок.

Постоянная составляющая ускорения ракеты $a = 20,91 \text{ м/с}^2$. Как следует из рис. 4, а, колебания продольного ускорения имеют малые значения. Так как порыв ветра действует в плоскости (xoz) , то интенсивные нестационарные колебания ускорения ракеты наблюдаются в этой плоскости, а колебания ускорения в плоскости (xoy) чрезвычайно малы. Под действием порыва ветра в ракетносителе наблюдается нестационарный переходной процесс в диапазоне амплитуд ускорений $]2,8; 0[\text{ м/с}^2$, который затухает на временном интервале времени $0,18 \text{ с}$.



Нестационарные колебания изгибающего момента M_y имеют следующую постоянную составляющую $M_y^{(стат)} = -0,3 \cdot 10^3$ Н·м; колебания изгибающего момента M_y достаточно малы; они находятся в диапазоне $]0,6 \cdot 10^3; -1,2 \cdot 10^3[$ Н·м. Нестационарные колебания M_y затухают значительно медленнее, чем нестационарные колебания ускорений. Постоянная составляющая изгибающего момента $M_z = 5,0 \cdot 10^5$ Н·м вызвана действием постоянной составляющей ветровой нагрузки. Нестационарные колебания изгибающего момента имеют достаточно сложный вид; они находятся в следующем диапазоне: $]9,0 \cdot 10^5; 3,5 \cdot 10^5[$ Н·м. Статическая составляющая величина поперечной силы Q_y достаточно мала $Q_y = 0,7 \cdot 10^2$ Н. Постоянная составляющая поперечной силы Q_z значительно больше; $Q_z = 0,52 \cdot 10^5$ Н. Большая величина Q_z в сравнении с Q_y объясняется значительной составляющей статической нагрузки, действующей в плоскости (xoz). Поперечная сила Q_y при нестационарных колебаниях изменяется в диапазоне $]1,8 \cdot 10^2; -1,4 \cdot 10^2[$ Н. Затухание этих колебаний происходит достаточно медленно. Поперечная сила Q_z при нестационарных колебаниях изменяется в диапазоне $]1,0 \cdot 10^5; 0,25 \cdot 10^5[$ Н. Эти нестационарные колебания затухают достаточно быстро. На интервале времени 0,24 секунд нестационарные колебания затухают значительно. Статическая составляющая продольной силы в интерфейсе космического аппарата $T_x = -56,723 \cdot 10^4$ Н. На эту постоянную составляющую накладываются нестационарные колебания с малыми амплитудами. Отметим, что эти нестационарные колебания затухают на интервале времени 0,16 с.

Теперь рассмотрим ударные спектры ускорений (рис. 5). Ударный спектр продольных ускорений содержит два пика на частотах 7 и 16,5 Гц. Ударный спектр ускорений a_y имеет три пика на частотах 7,5; 11; 13 Гц. Ударный спектр ускорений a_z наиболее сложен. Он имеет четыре пика колебаний, которые наблюдаются на 3,5; 7,5; 11; 13 Гц.

Для исследования нестационарных колебаний ракеты разработана математическая модель нестационарных нагрузок от порыва ветра, маршевой двигательной установки и лобового сопротивления. Исследованы нестационарные изгибно-продольные колебания ракеты. Анализу подвергались ускорения, изгибающие моменты, поперечные и продольные силы в интерфейсе КА при колебаниях. Уровень осевых перегрузок в интерфейсе находится в допустимом диапазоне.

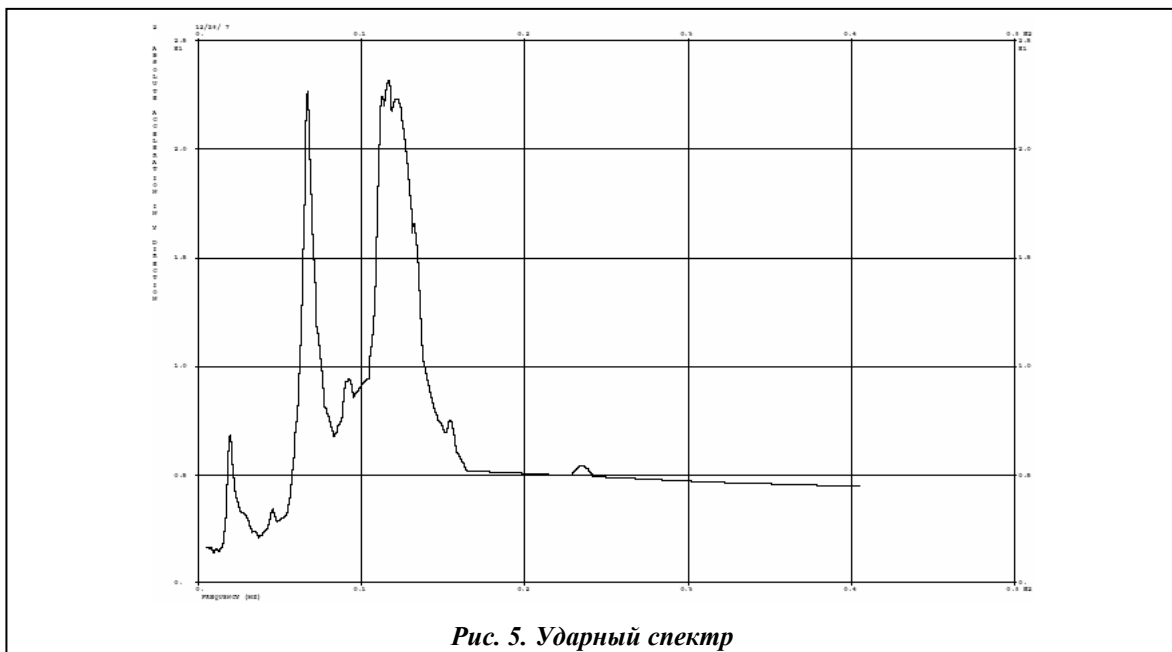


Рис. 5. Ударный спектр

Литература

1. *Натанзон М. С.* Продольные автоколебания жидкостной ракеты / М. С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 206 с.
2. *Колесников К. С.* Динамика ракет / К. С. Колесников. – М: Машиностроение, 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 // Прикл. механика. – 2008. – Т. 44. № 5. – С. 123–132.
4. *Avramov K. V.* Flexural–flexural–torsional nonlinear vibrations of pre-twisted rotating beams with asymmetric cross section / K. V. Avramov, C. Pierre, N. Shiraeva // J. Vibration and Control. – 2007. – № 13(4). – 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 // Пробл. прочности. – 2009. – № 2. – 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. – №1. – С. 29–34.

Поступила в редакцию
30.10.10