

няк [и др.] // Вестн. Харьков. нац. ун-та им. В.Н. Каразина. – 2012. – Т. 7, № 4. – С. 192 – 201.

6. **Саввин, С. Б.** Органические реагенты в спектрофотометрических методах анализа [Текст] / С. Б. Саввин, С. Н. Штыков, А. В. Михайлова // Успехи химии. – 2006. – Т. 75, № 4. – С. 380 – 386.

7. **Теплая, Г. А.** Тяжелые металлы как фактор загрязнения окружающей среды [Текст] / Г. А. Теплая // Астрахан. вестн. экол. образования. – 2013. – Т. 23, №1. – С. 182 – 192.

8. **Luciano, D. S.** Humidity and pH sensor based on sulfonated poly-(styrene-acrylic acid) polymer. Synthesis and characterization [Text] / S. D. Luciano, E. S. Fernando // Materials Science and Engineering. – 2009. – Vol. 29. – P. 599 – 601.

9. **Jong, L.** Effects of soy protein nanoparticle aggregate size on the viscoelastic properties of styrene-butadiene composites [Text] / L. Jong, S. C. Peterson // Composites: Part A. – 2008. – №39. – P. 1768 – 1777.

10. **Zhou, X.-W.** Preparation and properties of powder styrene-butadiene rubber composites filled with carbon black and carbon nanotubes [Text] / X.-W. Zhou, Y.-F. Zhu, J. Liang // Materials Research Bulletin. – 2007. – №42. – P. 456 – 464.

Надійшла до редколегії 29.05.2015

УДК 629.76. (0.75.8)

Ю. Д. Шептун¹, Н. Д. Коваленко², Т. О. Коваленко²

¹Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

²Институт технической механики НАНУ и НКАУ, г. Днепропетровск

РЕЛЕЙНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ СТУПЕНЬЮ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Предложена компьютерная модель возмущенного движения космической ступени ракеты-носителя (РН) с релейной системой управления, построенная в среде Matlab. В основу модели положена система уравнений в приращениях, описывающая движение ступени под влиянием возмущений от погрешностей изготовления и монтажа ступени и двигательной установки. Доказано, что управляющие усилия создаются системой управления путем несимметричного введения в сверхзвуковую часть сопла в релейном режиме на полную высоту над обтекаемой поверхностью твердых интерцепторов. Выполнено компьютерное моделирование движения ступени средствами Simulink.

Ключевые слова: космическая ступень, математическая модель, релейное управление, интерцептор, компьютерное моделирование, Simulink.

Запропоновано комп'ютерну модель збуреного руху космічного ступеня ракетноносія (РН) із релейною системою керування, побудовану в середовищі Matlab. В основу моделі покладено систему рівнянь у приращениях, що описує рух ступеня під впливом збурень, спричинених похибками виготовлення і складання ступеня та двигуна. Доведено, що керуючі зусилля створює система керування шляхом несиметричного введення в надзвукову частину сопла в релейному режимі на повну висоту над обтічною поверхнею твердих інтерцепторів. Виконано комп'ютерне моделювання руху ступеня засобами Simulink Matlab.

Ключові слова: космічний ступінь, математична модель, релейне керування, інтерцептор, комп'ютерне моделювання, Simulink.

The model of the indignant movement of space stage RC by the relay control system, constructed in Matlab environment is offered. The system of the equations is put in a basis

of model in the increments, describing movement of a stage under influence of indignations from errors of manufacturing and installation of a stage and impellent installation. Control efforts are created control system by asymmetrical introduction in a supersonic part of the jet engine in a relay mode on full height above a streamline surface firm interceptors. Computer modeling movement of a stage by means Simulink is executed.

Key words: a space stage, mathematical model, relay control, interceptors, computer modelling, Simulink.

В 2013 – 2014 гг. в Украине разработаны ракетные двигатели с раздельным управлением вектором тяги:

1) путем поворота двигателя (сопла двигателя) в шарнире и несимметричного впрыскивания в сверхзвуковую часть сопла окисляющего компонента топлива;

2) путем впрыскивания в сверхзвуковую часть сопла компонента топлива и подачи выхлопных газов турбины в две пары диаметрально противоположных реактивных сопел;

3) путем впрыскивания в сверхзвуковую часть сопла компонента топлива и введения в эту часть сопла твердого интерцептора в релейном режиме на полную его рабочую высоту над обтекаемой поверхностью [1–3].

Ниже приведены результаты компьютерного моделирования возмущенного движения космической ступени ракеты-носителя (РН) путем введения в сопло двигателя интерцепторов в релейном режиме.

Моделирование проведено с использованием возможностей пакета программ Matcad.

Возмущенное движение космической ступени РН обуславливают:

1) технологические погрешности изготовления и монтажа ракеты и двигательной установки:

а) смещение и перекося оси сопла двигательной установки относительно установочной базы;

б) смещение и перекося установочной базы относительно номинального положения;

в) упругая деформация рамы двигательной установки;

2) несимметричность массовой компоновки ракеты относительно продольной оси.

Возмущающие силы и моменты, обусловленные технологическими погрешностями изготовления и монтажа ракеты и двигательной установки, имеют случайный характер, силы и моменты, обусловленные несимметричностью компоновки вокруг продольной оси ракеты, являются детерминированными, не случайными [1].

Таким образом, в полёте к РН прикладываются возмущающие воздействия, комплекс которых состоит из одного детерминированного и «n» случайных независимых между собой возмущающих воздействий с нормальными законами распределения.

В качестве примера (для выполнения численных сравнений и анализа) приведем характеристики третьей ступени современной гипотетической ракеты «ГР – XXI», определяющие возмущающие силы и моменты, действующие на третью (космическую) ступень РН.

Номинальная тяга двигателя в пустоте – 7916 кгс. Сдвиг геометрической оси камеры двигателя относительно оси рамы-переходника, мм (не более) – 2 мм. Отклонение от перпендикулярности геометрической оси камеры двигателя к плоскости стыковки двигателя с рамой-переходником, угловые минуты (не более): под нагрузкой – $15'$ ($\sim 0,25^\circ$).

Массовая асимметрия, м (не более):

– в начале движения $y_T = 0,003$ м; $z_T = 0,0085$ м;

– в конце движения $y_T = 0,017$ м; $z_T = 0,05$ м.

Расстояние от плоскости среза сопла до центра масс ступени – 3,1 м.

Массовые и инерционные характеристики ступени представлены в таблице.

| t, с | m, кгс · с ² · м ⁻¹ | I_y, I_z , кгс · м · с ² |
|----------------------|---|---------------------------------------|
| t ₀ | 1337 | 2280 |
| t _к = 400 | 245 | 1280 |

Приведенным значениям погрешностей изготовления, монтажа третьей ступени РН «ГР – XXI» и ее двигательной установки соответствуют следующие значения составляющих возмущающих сил и моментов.

Случайные составляющие:

– возмущающий момент от силы тяги маршевого двигателя относительно центра масс ступени, обусловленный сдвигом оси камеры двигателя относительно оси рамы-переходника

$$M_1 = 7916 \text{ кгс} \cdot 0,002 \text{ м} = 15,8 \text{ кгс} \cdot \text{м};$$

– возмущающие сила и момент от силы тяги двигателя, обусловленные отклонением геометрической оси камеры двигателя от перпендикулярности к плоскости стыковки двигателя с рамой-переходником

$$F_1 = 7916 \text{ кгс} \cdot \sin 0,25 = 33 \text{ кгс};$$

– возмущающий момент от силы F_1 относительно центра масс ступени на плече 3,1 м

$$M_2 = 33 \text{ кгс} \cdot 3,1 \text{ м} = 102 \text{ кгс} \cdot \text{м};$$

– суммарный возмущающий момент

$$M_{\text{сум}}^{\text{сл}} = \sqrt{M_1^2 + M_2^2} = 103,2 \text{ кгс} \cdot \text{м}.$$

Значения возмущающих силы F_1 и моментов M_1, M_2 можно считать не изменяющимися по времени.

Детерминированная составляющая:

– возмущающий момент от силы тяги маршевого двигателя относительно центра масс ступени, обусловленный массовой асимметрией:

а) в начале движения $M_{y,a} = 7916 \text{ кгс} \cdot 0,0085 \text{ м} = 67,3 \text{ кгс} \cdot \text{м};$

б) в конце движения $M_{y,a} = 7916 \text{ кгс} \cdot 0,05 \text{ м} = 396 \text{ кгс} \cdot \text{м}.$

Уравнения возмущенного движения ступени в плоскости рыскания запишем в виде [4]

$$\begin{aligned} \ddot{z} &= a_{z\psi} \cdot \psi + a_{z\delta} \cdot \delta + \bar{F}, \\ \ddot{\psi} &= a_{\psi\delta} \cdot \delta + \bar{M}, \\ \delta &= k_0 \cdot \psi + k_1 \cdot \dot{\psi} - k_2 \cdot \dot{z} - k_3 \cdot z. \end{aligned} \quad (1)$$

Далее, для определенности, будем принимать $k_0 = 10; k_1 = 5; k_2 = k_3 = 0,05$. Учитывая условия движения ступени, можно считать, что коэффициенты уравнений (1) – линейные функции времени.

Результаты компьютерного моделирования возмущенного движения космической ступени, выполненного с применением программ Simulink, – графики изменения по времени параметров движения $\psi(t), \delta(t)$, представлены ниже (Рис. 2–3).

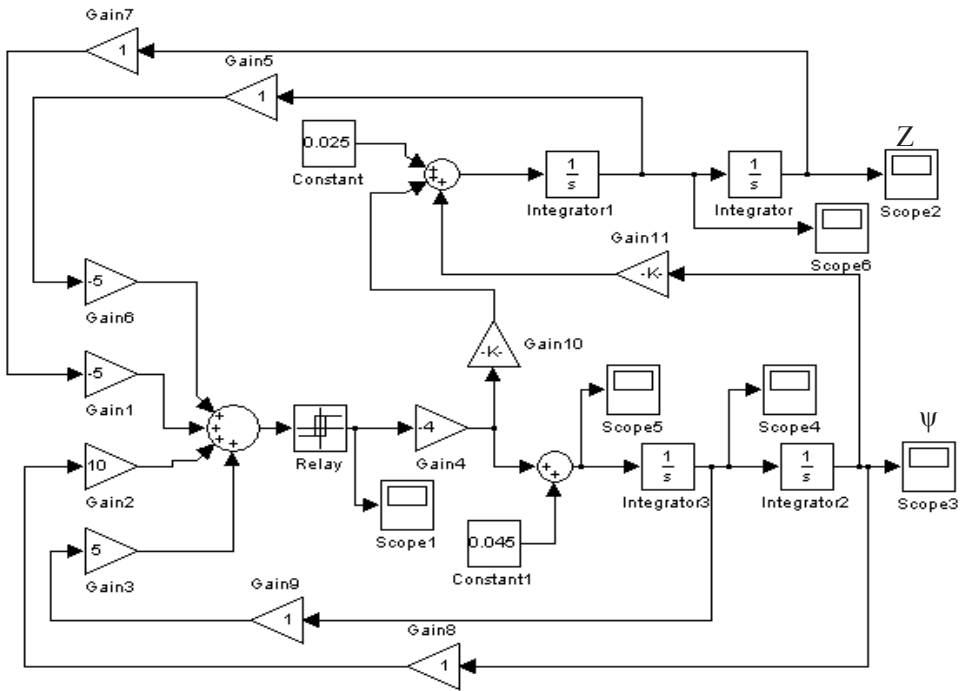


Рис. 1. Схема компьютерного моделювання руху ступені

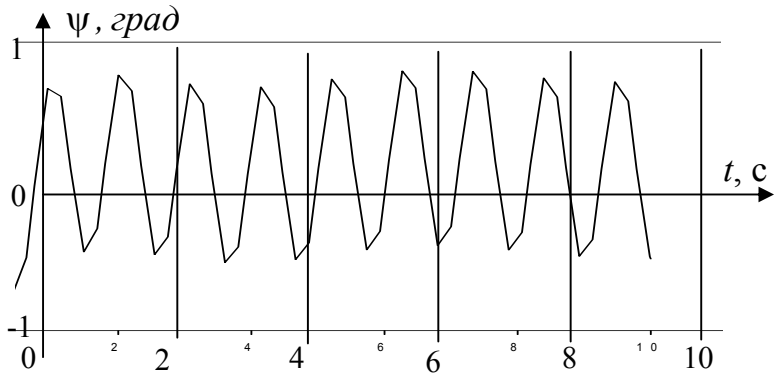


Рис. 2. Графік змінення кута ривкання ψ по часу

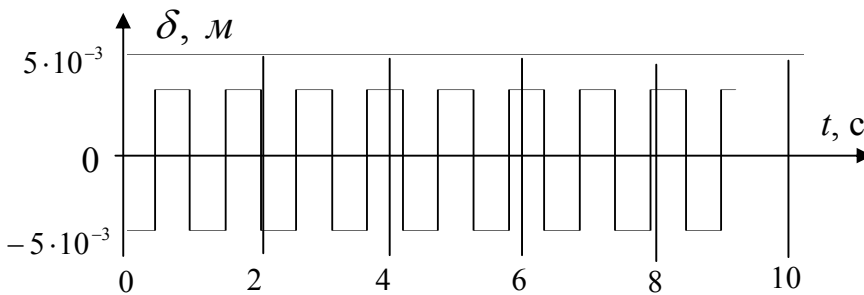


Рис. 3. Графік змінення функції $\delta(t)$, характеризуючої вивдвіженіє інтерцепторів (по часу)

Библиографические ссылки

1. Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и их космических ступеней [Текст] / И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шептун, под ред. акад. С. Н. Конюхова. – Д.: Изд-во ДНУ, 2010. – 264 с.
2. Пат. Україна. Спосіб регулювання вектора тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун для його здійснення [Текст] / Коваленко М.Д. [та ін.]. – №103528; зареєстр. 25.10.2013. – 10 с.
3. Пат. Україна. Спосіб регулювання вектора тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун для його здійснення [Текст] / Коваленко М.Д. [та ін.]. – №105214; зареєстр. 05.04.2014. – 6 с.
4. Пат. Україна. Спосіб керування вектором тяги рідинного ракетного двигуна з турбонасосним агрегатом подачі компонентів палива в камеру згоряння та рідинний ракетний двигун із його застосуванням [Текст] / Коваленко М.Д. [та ін.]. Н.П. №107270; зареєстр. 25.04.2014. – 12 с.

Надійшла до редколегії 21.06.2015

УДК 629.7.002.72

Е. В. Шилина¹, С. А. Шилин¹, А. М. Потапов¹, А. Ф. Санін²

*¹Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное”
им. М.К. Янгеля»*

²Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

СОЗДАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОСНАЩЕНИЯ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОРПУСОВ ТИПА «КОКОН»

Рассмотрен вопрос создания разборных металлических оправок со вспомогательной технологической оснасткой для серийного изготовления корпусов типа «кокон». Предложен опыт проектирования и изготовления такой оснастки.

Ключевые слова: маршевая двигательная установка, оправка, формообразующая поверхность, корпус типа «кокон», ложное днище, ступель.

Розглянуто питання створення розбірних металевих оправок з допоміжною технологічною оснасткою для серійного виготовлення корпусів типу «кокон». Запропоновано досвід проектування та виготовлення такої оснастки.

Ключові слова: маршова рухова установка, оправка, формотворча поверхня, корпус типу «кокон», хибне днище, ступель.

Fabrication of metal demountable mandrels with auxiliary technological tooling for mass production of “cocoons” type cases was considered. The experience in the design and manufacture of such equipment.

Key words: main propulsion system, mandrel, form lining, case “cocoons” type, false floor, stock.

Введение. Развитие ракетно-космической техники (РКТ) тесно связано с использованием полимерных композиционных материалов и применением современных технологий. Известно [1; 2; 3], что именно применение полимерных композиционных материалов обеспечивает снижение веса конструкций на 25-40% в сравнении с металлами и сплавами. В то же время создание таких конструкций требует разработки специального оборудования и технологической оснастки.

Постановка задачи. Изготовление конструкций типа «кокон» из полимерных композиционных материалов обычно производится при помощи намоточных