УДК 629.78.533.6.013:621.45

Т. А. КОВАЛЕНКО[1], Н. П. СИРОТКИНА[1], Ю. Д. ШЕПТУН[2]

ОБ АДАПТАЦИИ БИФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ К СОВРЕМЕННЫМ СПОСОБАМ И СИСТЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКИХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ

[1]*Институт технической механики*
Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Днепр, Украина; e-mail: kovnd@ukr.net

[2]*Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара,*
пр. Гагарина, 72, 49010, Днепр, Украина; e-mail: udsheptun@rambler.ru

Мета цієї статті – показати легку адаптацію біфункціональних систем управління вектором тяги ракетного двигуна до сучасних систем управління рухом космічних ступенів ракет з масовою асиметрією, що змінюється у польоті. Розглянута біфункціональна система управління вектором тяги, яка основана на окремому парируванні випадкових і детермінованих збурюючих факторів. Показано, що її адаптація до сучасних систем управління ступенями ракет дозволяє істотно збільшити діапазон керуючих зусиль виконавчих органів при малих енерговитратах на управління і збереженні високих динамічних якостей і точності систем управління, підвищити надійність і експлуатаційні характеристики виконавчих органів, понизити енерговитрати на управління польотом ракети космічного призначення.

Цель данной статьи – показать легкую адаптацию бифункциональных систем управления вектором тяги ракетного двигателя к современным системам управления движением космических ступеней ракет с изменяемой в полете массовой асимметрией. Рассмотрена бифункциональная система управления вектором тяги, основанная на раздельном парировании случайных и детерминированных возмущающих факторов. Показано, что ее адаптация к современным системам управления ступенями ракет позволяет существенно увеличить диапазон управляющих усилий исполнительных органов при малых энергозатратах на управление и сохранении высоких динамических качеств и точности систем управления, повысить надежность и эксплуатационные характеристики исполнительных органов, снизить энергозатраты на управление полетом ракеты космического назначения.

The aim of this paper is to demonstrate that bifunctional rocket trust vector control systems can easily be adapted to modern flight control systems of space rocket stages with mass asymmetry that changes during the flight. A bifunctional thrust vector control system based on separate counteraction to random and deterministic disturbing factors is considered. It is shown that its adaptation to modern rocket stage control systems significantly widens the range of actuator control efforts at low power consumption for control without affecting high dynamic qualities and the accuracy of control systems, increases the reliability and performance characteristics of actuators, and reduces the power consumption for space rocket flight control.

Ключевые слова: *газодинамическая и механическая системы управления вектором тяги; снижение энергозатрат; повышение надежности; диапазон регулирования.*

Введение. При проектировании верхних космических ступеней ракет одной из важнейших задач обеспечения управляемости является выбор типа и эффективности исполнительных органов (ИО) управления вектором тяги (ВТ) ракетного двигателя (РД) [1].

Необходимый для обеспечения полета управляющий момент $M_{упр}$, создаваемый ИО, рассматривается как арифметическая сумма трех слагаемых

$$M_{упр} = M_{прогр} + M_{возм} + M_{стаб} ,$$

где $M_{прогр}$ – программный управляющий момент, необходимый для ведения ракеты по программной траектории; $M_{возм}$ – момент для парирования (отработки) возмущений; $M_{стаб}$ – момент, развиваемый органами управления для обеспечения стабилизации параметров движения.

ИО управления должны обеспечивать парирование всех возмущений, а система стабилизации – устойчивость углового движения ракеты вокруг центра масс и стабилизацию движения центра масс относительно заданной траектории. В любой момент времени полета располагаемый максимальный момент, который может быть создан системой управления (СУ), должен быть больше потребного момента управления.

В данной работе решается задача управления космическими ступенями ракет, для которых влияние ветра и атмосферных условий мало и основные возмущающие факторы, обусловливающие формирование действующих на космическую ступень ракеты возмущающих сил и моментов ракеты, следующие:

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

– смещение и перекос оси сопла двигателя относительно установочной базы;

– смещение и перекос установочной базы относительно номинального положения;

– упругая деформация рамы двигателя;

2) несимметричность компоновки ступени ракеты относительно продольной оси.

Возмущающие силы и моменты от технологических погрешностей изготовления и монтажа ракеты и двигательной установки имеют случайный характер. Силы и моменты, обусловленные несимметричностью компоновки вокруг продольной оси ракеты, являются детерминированными.

Анализ накопленного опыта показывает, что на отдельных значительных по времени участках полета современных вторых и третьих ступенях ракет детерминированные составляющие загрузки ИО, обусловленные массовой асимметрией ступеней относительно продольной оси, существенно превышают случайные [1].

Особенно большие детерминированные составляющие, в ряде случаев в несколько раз превышающие случайные, реализуются в объектах с большой массовой асимметрией относительно продольной оси. К таким объектам относятся верхние космические ступени ракет, которые последовательно выводят на околоземные орбиты несколько космических аппаратов, космические буксиры, последовательно заполняемые собранными с орбиты фрагментами космического мусора и другими объектами [2].

При управлении полетом ступеней с большой массовой асимметрией ИО должны решать следующие основные задачи:

– обеспечить программное ведение ступени по заданной траектории;

– обеспечить небольшие быстродействующие управляющие усилия для стабилизации полета;

– парировать сравнительно большие и продолжительные по времени детерминированные возмущения.

Выполнение этих задач требует расширения диапазона регулирования ВТ двигателя при сохранении высоких динамических качеств системы регулирования. В ряде опубликованных работ (в частности [3 – 8]) отмечается, что ни одна из известных систем управления ВТ двигателя не может в полной мере выполнить эту задачу.

Для управления полетом таких ступеней ракет в 2013 – 2014 годах в Украине разработаны способы и бифункциональные системы управления вектором тяги (БФСУВТ) жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), основанные на раздельной отработке случайных и детерминированных возмущающих факторов [3 – 8]. Упомянутые способы и устройства основаны на совместном использовании механических систем управления вектором тяги (МСУВТ) двигателя поворотом установленной в карданном подвесе камеры (или двигателя в целом), обеспечивающей большие и продолжительные управляющие полетом ступени усилия при малых потерях энергетики двигательной установки, однако обладающей сравнительно низкими динамическими, эксплуатационными и габаритно-массовыми характеристиками; и газодинамической системой управления вектором тяги (ГСУВТ) с несимметричной инжекцией в сверхзвуковую часть основных компонентов топлива или продуктов их сгорания, обладающей высокими динамическими, эксплуатационными и габаритно-массовыми характеристиками, однако в узком диапазоне регулирования вектором тяги. В ряде опубликованных работ, в частности [7] и ниже в настоящей работе, эти системы объединены общим названием – БФСУВТ.

Постановка задачи. Для дальнейшего развития и практического применения БФСУВТ двигателя требуется исследование условий и разработка рекомендаций по адаптации МСУВТ и ГСУВТ к современным СУ полетом космических ступеней ракет. Цель данной статьи – показать легкую адаптацию бифункциональных систем управления вектором тяги ракетного двигателя к современным системам управления движением космических ступеней ракет с изменяемой в полете массовой асимметрией.

Результаты исследований. МСУВТ базируются на известных и применяемых в ряде ЖРД (например, РД 861К разработки ГКБ «Южное») системах управления ВТ. В составе БФСУВТ МСУВТ может существенно упрощаться по конструкции и функциональной схеме при адаптации ее к СУ ступенью ракеты. Поворот двигателя в этом случае может выполняться ступенчато или плавно (без частотных перекладок), поскольку в этом случае МСУВТ не выполняет функцию стабилизации полета. К ней не предъявляются высокие требования по скорости и точности динамических характеристик (обеспечиваемых в этом случае газодинамической системой). Это существенно упрощает МСУВТ и повышает ее надежность. Модификации ГСУВТ обладают высокими динамическими качествами, подобны по своей конструктивно-компоновочной схеме, они просты, малогабаритны и немассоемки; отличаются между собой используемым рабочим телом (выхлопной газ турбины, компонент топлива, твердый штыревой интерцептор), функциональной схемой, алгоритмом управления.

Особый интерес представляют БФСУВТ для ступеней ракет, снимаемых с боевого дежурства, в составе этих ступеней имеется МСУВТ, которая ранее решала традиционные задачи для объектов боевого назначения. При модернизации таких ступеней для условий космического полета ИО СУВТ требуют существенного усовершенствования для выполнения более широких функциональных задач (с расширением их возможностей и улучшением характеристик), которые может решать БФСУВТ. Для дооснащения ступеней, снимаемых с боевых ракет, дополнительная ГСУВТ (необходимая для формирования БФСУВТ) не требует существенных доработок двигательной установки и хвостового отсека ступени. Малогабаритная ГСУВТ может размещаться в небольших свободных объемах вокруг сопла камеры двигателя, а добавляемая (для формирования БФСУВТ) дополнительная масса (конструкции ГСУВТ) существенно компенсируется снижением массы (упрощаемой при этом) МСУВТ.

Для космических ступеней ракет важным является необходимость решения задач по адаптации БФСУВТ к современным СУ полетом. Современные СУ полетом ступени ракеты позволяют учитывать практически все возможные ситуации, возникающие при управлении полетом [1, 9], и, в частности, позволяют «обнулять» детерминированную составляющую парирующего момента $M_{\text{возм}}$ путем совмещения линии действия ВТ двигателя с центром масс ступени.

Случайные возмущения (как правило, незначительные по величине) при этом парируются СУ с использованием управляющих органов малой эффективности, то есть ГСУВТ [9]. Таким образом, БФСУВТ, основанная на раздельном парировании случайных и детерминированных возмущающих факторов, вполне адаптируется к современным СУ ступенями ракет и позволяет [1 – 8]:

– существенно увеличить диапазон управляющих усилий ИО при малых энергозатратах на управление и сохранении высоких динамических качеств и точности СУ;

– повысить надежность и эксплуатационные характеристики ИО.

Исследуемая (для адаптации БФСУВТ) космическая ступень (ГРН – гипотетическая ракета-носитель [2, 10]) отличается от третьей ступени «Циклон-4» в основном наличием контейнера с отделяемыми по траектории полезными грузами (рис. 1). Блок полезного груза 1 располагается на платформе с последовательно отделяемыми грузами разной массы. На верхней части рисунка изображена ступень до отделения полезного груза, на нижней части – после отделения части полезного груза: 1 – контейнер с блоком полезного груза; 2 – приборный отсек; 3, 4 – топливные баки горючего и окислителя; 5 – ЖРД; 6 – турбонасосный агрегат; 7 – кардановый подвес; 8 – сверхзвуковое сопло; 9 – кольцевой коллектор.

Основные характеристики ступени [10]:

– тяга двигателя в пустоте $P_{\infty} = 78{,}5\ \text{кН}$;

– удельный импульс тяги $I_{У} = 3237\ \text{м/с}$;

– время работы двигателя $\tau_{\Sigma} = 470\ \text{с}$;

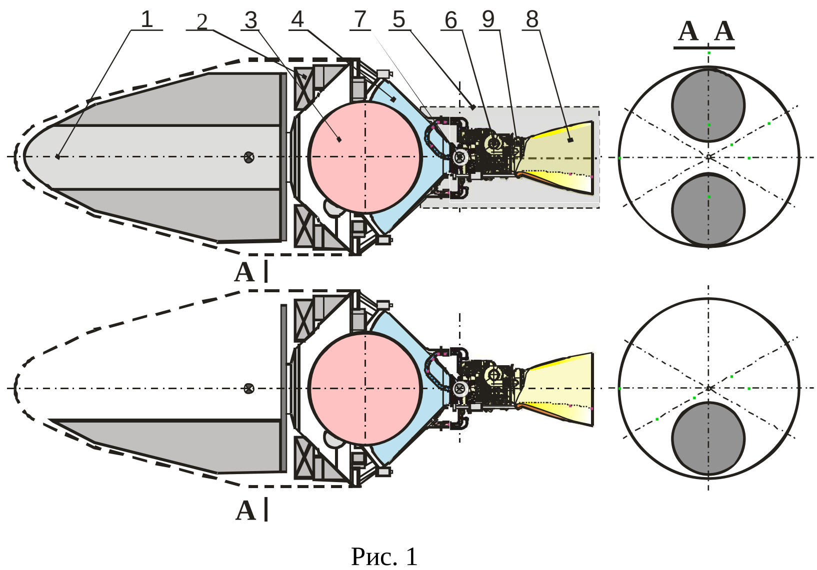

Рис. 1

– расстояние от плоскости среза сопла до центра масс $X_{ЦМ} = 3{,}1$ м;

– смещение геометрической оси камеры двигателя относительно установочной базы $\Delta_К \le 2 \cdot 10^{-3}$ м;

– смещение установочной базы двигателя относительно номинального положения $\Delta_Б \le 2 \cdot 10^{-3}$ м;

– отклонение от перпендикулярности (перекос) оси камеры двигателя к плоскости стыковки двигателя с корпусом ступени ¨ $\le 15'$;

– массовая асимметрия ступени после отделения части полезного груза $\Delta_П \le 5 \cdot 10^{-2}$ м.

Результаты проектно-поисковых исследований показали, что для дооснащения ступеней, снимаемых с боевых ракет, дополнительным ГСУВТ не требуются большие доработки конструктивно-компоновочных решений двигательных установок и хвостовых отсеков ступеней ракет. Малогабаритные ГСУВТ размещаются в свободных и организованных пространствах вокруг сопла камеры двигателя, а масса конструкции системы вторичной инжекции существенно компенсируется снижением массы упрощенной конструкции МСУВТ.

На компенсацию больших и продолжительных детерминированных возмущающих факторов ИОСУ полетом тратится много энергии, в частности большое количество топлива. В заявке на изобретение [10] предложен способ управления космической ступенью ракеты, позволяющий при использовании БФСУВТ снизить затраты на компенсацию детерминированного возмущающего момента от возникающей в процессе полета ступени массовой асимметрии.

Для достижения этой цели в соответствии с предложенным способом управления полетом ступенью ракеты:

– программный поворот двигателя ступени ракеты выполняют до прохождения линии действия ВТ двигателя через центр масс ступени путем поворота двигателя в шарнире;

– одновременно с поворотом ВТ двигателя выполняют переход от использования продольной оси ступени как «базовой» при реализации программного выведения ступенью полезного груза в заданную точку пространства, до использования нового текущего направления линии действия ВТ двигателя ступени как «базового» вместо направления продольной оси.

Для упрощения задачи управления исследуемая ступень рассмотрена в варианте с двумя спутниками равной массы: первый отделяется от ступени при $\tau_1 = 100$ с, второй – при $\tau_2 = 400$ с. Массовая асимметрия ступени от выработки топлива из баков (вследствие малости) не учитывается. При отделении первого груза центр масс ступени изменяет положение (в поперечном направлении) на величину $\Delta_П \le 0{,}05$ м.

Перемещение центра масс ступени иллюстрируется на рисунке 2: точка *O* совмещена с положением центра масс ступени в момент времени $\tau = 0$, точка O_1 – с положением центра масс в момент $\tau_1 = 100$ с, *P* – вектор тяги двигателя.

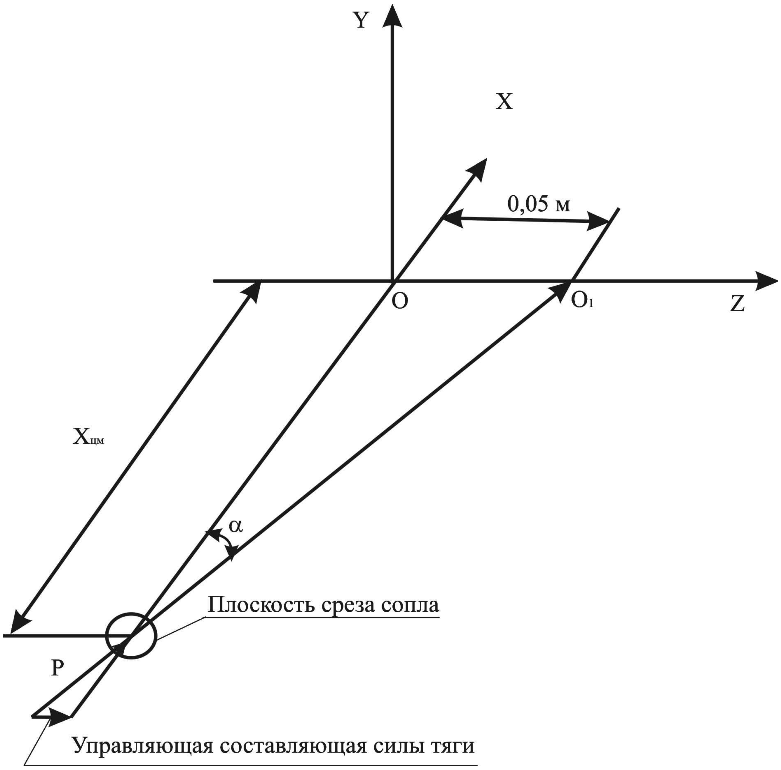

Рис. 2

Максимальный возмущающий момент, действующий на ступень за счет случайных (технологических) отклонений ВТ от номинального положения, составляет величину

$$M_{\text{возм}\,1} = P_{\infty} \cdot \sqrt{\Delta_{K}^{2} + \Delta_{Б}^{2} + X_{ЦМ}^{\,2} \cdot \sin^{2\cdot\cdot}} = 1{,}08\ \text{кН} \cdot \text{м}\,.$$

После отделения первого полезного груза (на участке полета $\Delta{}^{2}{}_{2} = {}^{2}{}_{2} - {}^{2}{}_{1} = 300\ \text{с}$) действует возмущающий момент

$$M_{\text{возм}\,2} = P_{\infty}\left(\Delta_{П} + \sqrt{\Delta_{K}^{2} + \Delta_{Б}^{2} + X_{ЦМ}^{\,2} \cdot \sin^{2\cdot\cdot}}\right) = 5{,}01\ \text{кН} \cdot \text{м}\,.$$

После отделения второго груза ($\Delta{}^{2}{}_{3} = {}^{2}{}_{\Sigma} - {}^{2}{}_{2} = 70\ c$) действует момент $M_{\text{возм}\,3} = 1{,}08\ \text{кН} \cdot \text{м}$, поскольку центр масс ступени снова совмещается с ее геометрической осью.

Необходимый для парирования возмущающего момента (случайных и детерминированных возмущений) импульс силы (за время ${}^{2}{}_{\Sigma}$)

$$I_{A} = \frac{1}{X_{ЦМ}}\left(M_{\text{возм}\,1} \cdot \Delta{}^{2}{}_{1} + M_{\text{возм}\,2} \cdot \Delta{}^{2}{}_{2} + M_{\text{возм}\,3} \cdot \Delta{}^{2}{}_{3}\right) = 554{,}5\ \text{кН} \cdot \text{с}\,.$$

При совмещении линии действия ВТ с центром масс (поворотом двигателя) парирующий (только случайные возмущения от технологического отклонения ВТ) импульс силы (на участке полета $\Delta{}^{2}{}_{2}$) составит величину

$$I_C = \frac{M_{\text{возм}\,1} \cdot {}^{2}{}_{\Sigma}}{X_{ЦМ}} = 163{,}7 \text{ кН} \cdot \text{с} .$$

Это составляет $\frac{I_C}{I_A} = 29{,}5\,\%$ от величины импульса I_A, учитывающего детерминированное возмущение (асимметрию центра масс ступени), или $\frac{I_C}{I_{\Sigma}} = 0{,}44\,\%$ от общего импульса двигателя ($I_{\Sigma} = P_{\infty} \cdot {}^{2}{}_{\Sigma} = 36{,}9 \cdot 10^3$ кН · с).

При совмещении линии действия ВТ с центром масс ступени (при этом линия действия ВТ принимается за геометрическую ось ступени) из возмущающего момента, действующего на ступень, исключается его детерминированная составляющая. Это позволяет уменьшить количество топлива для парирования (с удельным импульсом тяги $I_У = 3237 \text{ м/с}$) «внутренних» возмущений на величину

$$\Delta m_A = \frac{I_A - I_C}{I_У} = 120{,}7 \text{ кг} .$$

С учетом массовых эквивалентов для ракет-носителей среднего класса уменьшение массы третьей ступени (при общем количестве топлива, равном ~ 9000 кг) на 120,7 кг позволит уменьшить массу первой ступени на ~ 1000 кг [10].

Возможность решения задачи совмещения линии действия ВТ с центром масс ступени подтверждается подобными решениями, принятыми при создании ракет-носителей ГКБ «Южное» (таких как 15А16, 11К68, 15Ж44 и др.).

При компенсации возмущающего фактора от возникающей в процессе полета массовой асимметрии ступени основной загрузкой ИОСУ полетом летательного аппарата остаются режимы стабилизации, обеспечивающие устойчивость углового движения ступени вокруг центра масс и стабилизацию движения центра масс относительно заданной траектории.

Выводы. БФСУВТ, основанная на раздельном парировании случайных и детерминированных возмущающих факторов, адаптируется к современным СУ ступенями ракет и позволяет существенно увеличить диапазон управляющих усилий ИО при малых энергозатратах на управление и сохранении высоких динамических качеств и точности СУ, повысить надежность и эксплуатационные характеристики ИО, снизить энергозатраты на управление полетом ракеты космического назначения.

1 *Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков Н. Д., Шептун Ю. Д.* Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и их космических ступеней. Днепропетровск, 2010. 254 с.

2 Управление ступенью ракеты с массовой асимметрией. Материалы международной научной конференции «Космические технологии: настоящее и будущее» (19-21 мая 2015 г., Днепропетровск). Днепропетровск, 2015. 4 с.

3 Спосіб регулювання вектора тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун для його здійснення: пат. 103528 Україна: МПК F02K 9/00. № 2011 14384; заявл. 05.12.2011; опубл. 25.10.2013, Бюл. № 20. 11 с.

4 Спосіб регулювання вектора тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун для його здійснення : пат. 105214 Україна: МПК F02K 9/56, F02K 9/82. № 2011 12467 ; заявл. 24.10.2011; опубл. 25.04.2014, Бюл. № 8. 10 с.

5 Спосіб керування вектором тяги рідинного ракетного двигуна з турбонасосним агрегатом подачі компонентів палива в камеру згоряння та рідинний ракетний двигун з його застосуванням: пат. 107270 Україна: МПК F02K 9/00. № 2013 06211 ; заявл. 20.05.2013 ; опубл. 10.12.2014, Бюл. № 23. 11 с.
6 Спосіб керування вектором тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун з його застосуванням: пат. 108677 Україна: МПК F02K 9/00. № 2011 14384 ; заявл. 08.07.2013 ; опубл. 25.05.15, Бюл. № 10. 9 с.
7 *Коваленко Т. А., Сироткина Н. П., Коваленко Н. Д.* Бифункциональная система управления вектором тяги двигателя космической ступени ракеты-носителя. Техническая механика. 2015. № 1. С. 42–54.
8 *Коваленко Т. А., Коваленко Г. Н., Сироткина Н. П.* Управление вектором тяги ЖРД космической ступени ракеты-носителя при возникновении массовой асимметрии. Техническая механика. 2016. № 1. С. 51–59.
9 *Дегтярев А. В.* Шестьдесят лет в ракетостроении и космонавтике. Днепропетровск, 2014. 540 с.
10 Спосіб керування ступенем ракети-носія: пат. 114354 Україна: МПК F02 K 9/00. №2015 07716 ; заявл. 03.08.15 ; опубл. 25.05.17, Бюл. № 10. 5 с.

Получено 22.06.2017,
в окончательном варианте 02.10.2017