

УДК 629.454.4

П. Г. Хорольский, С. Г. Бондаренко

Днепропетровский национальный университет им. Олесь Гончара

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ОДНОГО ВАРИАНТА ПРИМЕНЕНИЯ ГЛУБОКОГО ГИБКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЯГИ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

Статья посвящена одной из традиционно актуальных проблем ракетостроения – выбору маршевой двигательной установки ракеты-носителя для решения ее задач. Рассматривается частная проблема – целесообразность применения глубокого гибкого регулирования тяги для выведения полезной нагрузки на заданную орбиту. Эта проблема решается применительно к задаче прямого выведения и обеспечения встречи полезной нагрузки с орбитальной космической станцией. Для этого варианта применения маршевой двигательной установки проведена оценка эффективности на примере двухступенчатой ракеты-носителя воздушного старта для случая оснащения ее вновь разрабатываемым реактивным двигателем на пастообразном топливе. Критерием целесообразности приняты ожидаемые начальные отклонения по дальности и времени старта, влияние которых на конечные значения этих параметров может быть исключено регулированием уровнями тяг ступеней.

Двигатель, регулирование, тяга, ракета-носитель, полезная нагрузка, эффективность, встреча на орбите, ошибки, дальность, время старта

Введение

Традиционно актуальной проблемой ракетостроения является выбор маршевой двигательной установки ракеты-носителя (РН) для обеспечения решения определяемых для нее задач.

Анализ публикаций показывает, что последнее время наметился интерес к глубокому гибкому регулированию тяги (ГГРТ) и соотношений компонентов топлива «в широком диапазоне на протяжении всего полета ступени» в целях «оптимизации траектории ракеты-носителя» [1]. Рассмотрение вопроса о баллистической целесообразности такого регулирования тяги маршевых двигателей РН показывает, что область его применения весьма узка и имеет смысл для задач прямого выведения с фиксированным временем полета, таких как встреча с орбитальным объектом [2].

Известно также, что мобильным пусковым установкам, особенно воздушного старта, характерны существенные начальные ошибки по положению и времени пуска ракеты-носителя (РН). А в работе [3] предложена концепция управления траекторией выведения путем выбора величин тяг (в довольно небольших допустимых диапазонах регулирования) двигателей второй ступени и/или космического разгонного блока РН «Полет» для встречи космического аппарата (КА) в конце активного участка с Международной космической станцией.

В настоящее время разрабатывается ракетный двигатель на пастообразном топливе (РДПТ), обеспечивающий регулирование уровня тяги практически во всем возможном диапазоне: от 10 до 100% от максимального значения [4].

Отсюда, вопрос о целесообразности ГГРТ трансформируется в вопрос о его эффекте, о предельных возможностях его применения. В плане же решения поставленной общей проблемы – это вопрос об области и эффективности применения РДПТ.

1. Формулировка задачи

Решение всех этих двух вопросов, представляющих собой частные проблемы, сводится к проведению оценки эффективности ГГРТ маршевых двигателей РН для решения задачи встречи с маневрирующим орбитальным объектом при большой неопределенности начальных условий старта. В свою очередь, когда неизвестна допустимая область неопределенности и известны диапазоны изменения некоторых параметров, решение этой задачи возможно путем оценки границ этой области в пределах изменения указанных параметров.

Получение количественных оценок возможно на конкретном примере. В данном случае рассматривается РН [3], запускаемая с самолета-носителя, две последних ступени которой предположительно оснащены упомянутыми РДПТ. В мо-

мент старта предполагается также существенная неопределенность по положению и времени пуска. В качестве базовых алгоритмов управления тягой предполагаются соответствующие алгоритмы [3].

Задача состоит в определении граничных значений начальных отклонений по дальности ΔL_0 и времени старта Δt_0 , влияние которых на соответствующие конечные значения этих параметров движения могут быть полностью компенсированы ГГРТ в диапазоне от 10 до 100% от максимального уровня тяги.

2. Решение проблемы

Для встречи на орбите необходимо, чтобы сумма и длительности реализуемой траектории выведения равнялась номинальной длительности активного участка, а сумма Δt_0 и дальности реализуемой траектории выведения равнялась номинальной дальности активного участка. Для решения такой двухпараметрической задачи необходимо иметь два параметра управления. В качестве этих двух параметров управления траекторией активного участка РН используются относительные отклонения величин тяг двигателей первой и второй ступеней:

$$\delta P_1 = \frac{\Delta P_1}{P_{1nom}}, \quad \delta P_2 = \frac{\Delta P_2}{P_{2nom}}, \quad (1)$$

где $\Delta P_1, \Delta P_2$ – фиксированные отклонения уровней тяг первой и второй ступени относительно номинальных значений P_{1nom}, P_{2nom} соответственно.

Вариации тяг выбираются так, чтобы компенсировать обе начальные ошибки. Принимаются три алгоритма определения $\Delta P_1, \Delta P_2$, описанные в [3].

Оценим эффективность такого двигателя в случае его применения как маршевого на первой и второй ступенях РН на основе зависимостей изменения дальности и времени полета РН от величин тяг из [3] в предположении сохранения их вида (линейности) для вариаций достаточно высокого уровня. При этом номинальный уровень тяги соответствует середине диапазона ее регулирования.

Для первого алгоритма из [3] следует, что

$$\delta P_2 = c\delta P_1 + d\Delta t_0, \quad \Delta t_0 = \frac{\delta P_2 - c\delta P_1}{d}. \quad (2)$$

В нашем случае $\delta P_1 = \delta P_2 = 0,45$, на основании [1] $c \approx -0,573, d = 0,0207 \%/с$. Тогда $\Delta t_0 = [9,3,0;34,2] \cup [-34,2;9,3] = [-34,2;34,2]$.

Соответственно

$$\Delta L_0 = \frac{\delta P_n - b\delta P_{n-1}}{a}. \quad (3)$$

На основании [3] $a \approx -0,1 \%/км, b = 0,56 \%/с$.

Отсюда $\Delta L_0 = \pm 190$ км.

Оценим потери веса на управление. Так,

$$\Delta m_{ПН}^{(2)} = q\Delta L_0 + w\Delta t_0. \quad (4)$$

Аналогично a, b, c, d получены $q \approx -1,2$ кгс/км, $w \approx 8$ кгс/с.

Оценку потерь веса на создание диапазона регулирования тяги $\Delta m_{ПН}^{(1)}$ оценим на основе пропорций по тем же данным.

Так, получим оценки дополнительных затрат веса на создание диапазона регулирования тяг $\Delta m_{ПН}^{(2)} \approx 500$ кгс, $\Delta m_{ПН}^{(1)} \approx 456$ кгс, т. е. увеличение весов топлива составит почти 7,5 и 9 раз соответственно.

Допустимый промах по дальности увеличивается по сравнению с [3] в 1013 раз, а по времени почти в 7 раз.

Второй алгоритм аналогичен первому алгоритму для случая коррелированных ΔL_0 и Δt_0 . Тогда

$$\Delta t_0 = \mu\Delta L_0, \quad (5)$$

где $\mu \approx 0,158$ с/км.

Формула (2) переписывается так

$$\Delta L_0 = \frac{\delta P_n}{0,039} \quad (6)$$

и тогда $\Delta L_0 \approx 1154$ км.

Соответственно получим $\Delta t_0 \approx 182$ с.

Потери веса составят $\Delta m_{ПН}^{(2)} \approx 13$ кгс, $\Delta m_{ПН}^{(1)} \approx 8270$ кгс.

Итак, допустимый промах по дальности увеличивается по сравнению с [3] почти в 29 раз, а по времени приблизительно в 36 раз, при этом потери $\Delta m_{ПН}^{(1)}$ возрастают в 123 раза, зато потери $\Delta m_{ПН}^{(2)}$ падают в 4 раза.

Третий алгоритм является развитием второго алгоритма. Это алгоритм коррекции времени запуска РН, т. к. обеспечивает компенсацию ΔL_0 за счет коррекции времени запуска Δt_0^* при $\Delta m_{ПН}^{(2)} = 0$.

В этом случае

$$\Delta t_0^* = \frac{\mu\Delta L_0}{1 - \mu V_{СН}}, \quad (7)$$

где $V_{CH} = 200$ м/с – скорость самолета-носителя.

Диапазон фиксированных смещений по времени запуска при оцененном выше $\Delta L_0 \cong 1154$ км составит $\Delta t_0^* = \pm 197$ с. А потери $\Delta m_{ПН}^{(1)}$ составят около 220 кгс.

Следовательно, рост допустимых промаха по дальности и компенсирующего смещения по времени пуска в сравнении с [1] составит 29 и 39 раз при росте весовых потерь $\Delta m_{ПН}^{(1)}$ до 32 раз.

Заключение

Очевидна целесообразность применения ГГРТ и РДПТ для решения задачи встречи КА с орбитальным объектом при прямом выведении на орбиту при значительной неопределенности начальных условий старта. Диапазон регулирования тяги РДПТ, т. е. почти 100%, обеспечивает полную компенсацию практически любой области неопределенности по положению и времени пуска.

В дальнейшем предполагается проведение подобных оценок эффективности ГГРТ для рас-

сматриваемой задачи и применению РДПТ на одной последней ступени РН.

Перечень ссылок

1. Громыко Б. Перспективная система регулирования жидкостных реактивных двигателей / Б. Громыко, А. Кириллов, В. Кириллов и др. / Двигатель. – 2001. – № 5 (17). – С. 28 – 30.

2. Хорольский П. Г. Баллистическая целесообразность глубокого гибкого регулирования маршевых двигателей ракет-носителей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 10 (36). – С. 11 – 13.

3. Сихарулидзе Ю. Г. Концепция управления ракетой-носителем воздушного старта с компенсацией начальных ошибок по дальности и времени при прямом выведении в точку встречи на орбиту / Ю. Г. Сихарулидзе, А. С. Карпов, Р. К. Иванов / Космические исследования. – 2005. – № 5. – С. 358 – 377.

4. Пат. 48295 Україна МПК 7 F 02 K 9/26, 9/32, 9/70, 9/95. Ракетна рушійна установка на пастоподібному паливі / А. М. Іванченко. №99074320. Заявлено 27.07.1999; Опубл. 15.08.2002 / Бюл. № 8.

Поступила в редакцию 01.06.2010 г.

P. Horolsky, S. Bondarenko

ESTIMATION TO EFFICIENCY OF ONE VARIANT OF THE USING THE DEEP FLEXIBLE REGULATION OF THE THRUST FOR LAUNCHING THE PAYLOAD

Статтю присвячено одній із традиційно актуальних проблем ракетобудування – вибору маршової двигунної установки ракети-носія для вирішення її задач. Розглядається окрема проблема – доцільність застосування глибокого гнучкого регулювання тяги для виведення корисного вантажу на задану орбіту. Ця проблема вирішується відповідно до задачі прямого виведення та забезпечення зустрічі корисного вантажу з орбітальною космічною станцією. Для цього варіанту застосування маршової двигунної установки проведена оцінка ефективності відповідно до двохсхідчастої ракети-носія повітряного старту для випадку оснащення їх реактивним двигуном на пастоподібному паливі, що вперше розроблюється. Критерієм доцільності прийняті очікувані початкові відхилення по дальності та часу старту, вплив яких на кінцеві значення цих параметрів можуть бути нівельовані регулюванням рівнем тяги східців.

Двигун, регулювання, тяга, ракета-носіє, корисний вантаж, ефективність, зустріч на орбіті, помилки, дальність, час старту

The article is devoted to one of traditionally the issue of the day of rocket production – choice of the march rocket engine of launch vehicle for the decision of his tasks. A private problem is expedience of application of the deep flexible adjusting of traction for putting of payload into set orbit is examined. This problem decides as it applies to the task of the direct destroying and providing of meeting of payload with the orbital space station. For this variant of application of the march rocket engine estimation of efficiency as it applies to the two stage launch vehicle of air start for the case of equipment by their again developed ramjet on a paste-like fuel is conducted. By the criterion of expedience the expected initial declinations on distance and time of start are accepted, influence of which on the eventual values of these parameters can be eliminated by adjusting of level of traction of stages.

Engine, guidance, thrust, launch vehicle, propulsion with paste-like fuel, payload, efficiency, fuel expenses