

УДК 629.454.4

П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ, С.Г. БОНДАРЕНКО

Днепропетровский национальный университет им. Олесь Гончара, Украина

БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ГЛУБОКОГО ГИБКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЯГИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ВСТРЕЧИ НА ОРБИТЕ

Статья посвящена одной из традиционно актуальных проблем ракетостроения – выбору маршевой двигательной установки ракеты-носителя для решения ее задач, конкретно: вновь разрабатываемого реактивного двигателя на пастообразном топливе. Рассматривается частная проблема – целесообразность применения глубокого гибкого регулирования тяги для решения задачи встречи на орбите. Особенностью постановки задачи является значительная начальная область неопределенности по положению и времени запуска ракеты-носителя, что характерно для воздушного старта. Предполагается ее встреча с орбитальной космической станцией путем прямого выведения. Проведена оценка эффективности на примере запускаемой с самолета многоступенчатой ракеты, одна из ступеней которой оснащена рассматриваемым двигателем. Показана значительная целесообразность таких технических решений.

Ключевые слова: двигатель, регулирование, тяга, ракета-носитель, полезная нагрузка, эффективность, встреча на орбите, неопределенность, дальность, время старта.

Введение

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

Из анализа публикаций следует, что существует 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]. Касательно баллистической целесообразности такого регулирования тяги маршевых двигателей РН отмечено, что область его применения достаточно ограничена и соответствует задачам прямого выведения с фиксированным временем полета, таких как встреча с орбитальным объектом [2].

Задача усложняется в случае существенной начальной неопределенности условий старта, что свойственно мобильным космическим ракетным комплексам, особенно воздушного старта. В работе [3] предложена концепция управления траекторией выведения путем выбора величин тяг двигателей второй ступени и/или космического разгонного блока РН «Полет» для встречи космического аппарата (КА) в конце активного участка с Международной космической станцией. Причем тяги варьировались в малых пределах – 4..6% от номинала.

Сейчас разрабатывается ракетный двигатель на пастообразном топливе (РДПТ), обеспечивающий регулирование уровня тяги практически во всем

возможном диапазоне: от 10 до 100% от максимального значения [4]. Появление такого двигателя приводит к необходимости решения задач определения целесообразности ГГРТ в столь широких пределах, а также области и эффективности применения собственно РДПТ.

1. Формулировка задачи

Решение этих задач сводится, в конечном счете, к проведению оценки эффективности ГГРТ маршевых двигателей РН для решения задачи встречи с маневрирующим орбитальным объектом при большой неопределенности начальных условий старта. Очевидно, что при неизвестности допустимой области этой неопределенности и известных диапазонах изменения управляющих параметров решение задачи возможно путем оценки границ области в пределах изменения указанных параметров.

Количественные оценки получим на конкретном примере. Рассмотрим РН [3], запускаемую с самолета-носителя и у которой хотя бы одна ступень оснащена двигателем с ГГРТ. Для определенности примем оснащение упомянутым РДПТ последней ступени. В момент старта имеет место значительная неопределенность по положению и времени пуска. Управления тягой предполагается на основе алгоритмов из [3].

Задача состоит в определении граничных значений начальных отклонений по дальности ΔL_0 и времени старта Δt_0 , влияние которых на соответст-

вующие конечные значения этих параметров движения могут быть полностью компенсированы ГГРТ в диапазоне от 10 до 100% от максимального уровня тяги.

2. Решение проблемы

Встреча на орбите возможна, если сумма Δt_0 и длительности реализуемой траектории выведения равняется номинальной длительности активного участка, а сумма ΔL_0 и дальности реализуемой траектории выведения равна номинальной дальности активного участка. Управление осуществляется однократным знакопеременным ступенчатым отклонением величины тяги ступени с ГГРТ, т.е., в нашем случае, оснащенной РДПТ. В свою очередь, управляющими параметрами являются фиксированная величина отклонения уровня тяги ступени относительно номинального значения тяги ΔP и момент $\tilde{t}$ переключения знака этого отклонения. Они выбираются так, чтобы компенсировать обе начальные ошибки.

Далее принято, что номинальный уровень тяги соответствует середине диапазона ее регулирования. Тогда ΔP составляет 45% от максимального уровня тяги и около 82% от принятого номинального значения.

В качестве алгоритмов наведения принимаются четвертый-шестой алгоритмы определения ΔP , $\tilde{t}$, описанные в [3].

Оценим эффективность принятого диапазона ГГРТ, реализуемого РДПТ, 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.

Примем векторный критерий оценки типа «эффективность-стоимость». Эффективность оценим величинами ΔL_0 и Δt_0 , соответствующими диапазону регулирования тяги. А стоимость – потерями массы полезной нагрузки, равными необходимым затратам топлива на компенсацию рассматриваемых начальных отклонений.

Потери массы включают две составляющие:

$\Delta m_{\text{ПН}}^{(1)}$ – прибавку массы, связанную со снижением исходного номинального уровня тяги РДПТ, определяемую диапазоном регулирования уровня тяги, который, в свою очередь, соответствует размерам ожидаемой начальной области неопределенности момента и положения старта;

$\Delta m_{\text{ПН}}^{(2)}$ – дополнительный расход массы топлива, зависящий от «способа и алгоритма управления» [3].

Четвертый алгоритм из [3] применяется для некоррелированных промахов ΔL_0 и Δt_0 . Для вышеприведенного диапазона варьирования тяги РДПТ [4] оценки ожидаемых граничных значений начальных отклонений приведены в табл. 1.

Таблица 1

Пределы изменения времени запуска и соответствующие им пределы изменения ΔL_0 для четвертого алгоритма

Δt_0 , с	± 0	± 5	± 10	± 29
ΔL_0 , км	± 145	± 120	± 88	0

Потери массы в этих случаях оцениваются такими: $\Delta m_{\text{ПН}}^{(1)} \approx 230$ кг, $\Delta m_{\text{ПН}}^{(2)} \approx 120$ кг.

Для $\Delta t_0 = 5$ с предел ΔL_0 вырос в 6 раз.

Пятый алгоритм аналогичен четвертому и соответствует случаю коррелированных ΔL_0 и Δt_0 . В нем вводится адаптивная коррекция времени запуска на фиксированную величину Δt_0^* , обеспечивая тем самым «благоприятную корреляцию между ошибкой начальной дальности и коррекцией времени запуска, в результате чего резко снижаются требования к диапазону варьирования величины тяги» [3] ступени с ГГРТ.

Соответствующие этому алгоритму оценки приведены в табл. 2.

Таблица 2

Пределы изменения времени запуска и соответствующие им пределы изменения ΔL_0 для пятого алгоритма

Δt_0 , с	ΔL_0 , км	$\Delta m_{\text{ПН}}^{(1)}$, кг	$\Delta m_{\text{ПН}}^{(2)}$, кг
0	± 155	230	120
± 5	± 300		

Последняя строка табл. 2 показывает 6..7-кратный прирост эффективности компенсации промаха по дальности по сравнению с [3].

Шестой алгоритм по сравнению с пятым предполагает адаптивную непрерывную коррекцию времени старта, позволяющую исключить потери массы полезной загрузки на обеспечение диапазона регулирования ($\Delta m_{\text{ПН}}^{(2)} = 0$). В нем также вводится коррекция времени запуска Δt_0^* .

При нем обеспечивается диапазон изменения Δt_0^* до ± 120 с, а пределы изменения ΔL_0 вырастают по сравнению с [3] до 780 км, т.е. в 2 раза, при $\Delta m_{\text{ПН}}^{(1)} = 230$ кг.

Таким образом, увеличение диапазона регулирования уровня тяги почти в 14 раз обеспечивает

ожидаемое увеличение Δt_0 и ΔL_0 почти в 6..20 раз в сравнении с диапазоном, принятым в [3] (6% от номинала).

Заключение

Очевидна целесообразность применения ГГРТ и РДПТ для решения задачи встречи космического аппарата с орбитальным объектом при прямом выведении на орбиту и значительных начальных отклонениях времени и дальности старта. Регулирование тяги в пределах до 100% от максимального значения на последней ступени РН обеспечивает полную компенсацию этих промахов практически любых размеров.

В дальнейшем предполагаются оценки эффективности ГГРТ для рассматриваемой задачи и применению РДПТ на двух последних ступенях РН, а также использование более точных моделей расчета.

Литература

1. 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 / П.Г. Хорольский // 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 18.05.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В. В. Авдеев, Днепрпетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепрпетровск.

БАЛІСТИЧНА ЕФЕКТИВНІСТЬ ЗАСТОСУВАННЯ ГЛИБОКОГО ГНУЧКОГО РЕГУЛЮВАННЯ ТЯГИ ДЛЯ ВИРІШЕННЯ ЗАДАЧІ ЗУСТРІЧІ НА ОРБІТІ

П.Г. Хорольський, С.Г. Бондаренко

Стаття присвячена одній з традиційно актуальних проблем ракетобудування – вибору маршової рухової установки ракети-носія для вирішення її задач, конкретно: реактивного двигуна, що знов розробляється, на пастоподібному паливі. Розглядається окрема проблема – доцільність застосування глибокого гнучкого регулювання тяги для вирішення задачі зустрічі на орбіті. Особливістю постановки задачі є значна початкова область невизначеності по положенню і часу запуску ракети-носія, що характерне для повітряного startу. Передбачається її зустріч з орбітальною космічною станцією шляхом прямого виведення. Проведена оцінка ефективності на прикладі багатоступінчатої ракети, що запускається з літака, один із ступенів якої оснащений даним двигуном. Показана значна доцільність таких технічних рішень.

Ключові слова: двигун, регулювання, тяга, ракета-носії, корисний вантаж, ефективність, зустріч на орбіті, невизначеність, дальність, час startу.

BALLISTIC EFFICIENCY OF THE USING THE DEEP FLEXIBLE REGULATION OF THE THRUST FOR DECISION OF THE PROBLEM OF THE MEETING ON ORBIT

P.G. Horolsky, S.G. Bondarenko

The article is devoted to one of traditionally the issue of the day of rocket production – choice of the March motive setting of launch vehicle for the decision of its tasks, concrete: again developed ramjet on a paste-like fuel. A private problem is expedience of application of the deep flexible adjusting of thrust for the decision of task of meeting on an orbit is examined. The considerable initial region of vagueness according to the regulations and time of start of launch vehicle is the feature of raising of task, what is characteristic for the air start. Its meeting with the orbital space station by the direct launch is assumed. Estimation of efficiency on the example of the multi-stage rocket started from an airplane is conducted, one of stages of which is equipped by the examined engine. Considerable expedience of such technical decisions is shown.

Key words: engine, regulation, thrust, launch vehicle, paste-like fuel, payload, efficiency, meeting on orbit, uncertainty, range, time of start.

Хорольський Петр Георгиевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., вед. науч. сотр. НИИ энергетики Днепрпетровского национального университета им. О. Гончара, Днепрпетровск, Украина, e-mail: horol09@mail.ru.

Бондаренко Сергей Григорьевич – канд. техн. наук, доц., вед. науч. сотр. НИИ энергетики Днепрпетровского национального университета им. О. Гончара, Днепрпетровск, Украина, e-mail: serg_bondarenko@mail.ru.