

УДК 629.19

П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ

НИИ энергетики Днепрпетровского национального университета, Украина

БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТЬ ГЛУБОКОГО ГИБКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Проведена оценка целесообразности глубокого гибкого регулирования маршевых двигателей ракет-носителей с точки зрения задач баллистики. Она определяется критерием оптимальности траекторий выведения полезной нагрузки. Глубокое гибкое регулирование необходимо в случае прямого выведения полезной нагрузки и обеспечения ее встречи с орбитальным объектом или для фиксированного времени выведения на орбиту. Это наиболее существенно при больших разбросах начальных условий запуска, особенно характерных для подвижного старта. Для первых ступеней, совершающих полет в плотных слоях атмосферы, столь глубокое регулирование позволяет обеспечить заданные ограничения на траекторию движения – величины скоростного напора и перегрузки.

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

Введение

В последнее время наметился интерес к глубокому гибкому регулированию тяги и соотношений компонентов топлива «в широком диапазоне на протяжении всего полета ступени» в целях «оптимизации траектории ракеты-носителя» (РН) [1]. Проблема, по сути, состоит в определении потребных уровней тяги по траектории полета РН.

Формулирование проблемы. С теоретической точки зрения проблема управления тягой ракет – центральная проблема ракетодинамики и механики космического полета [2]. Применительно к практике вопрос стоит так: для решения каких баллистических задач необходимо глубокое гибкое регулирование тяги (ГПРТ). Задачи определяют критерии оптимальности траектории полета, которым соответствует оптимальное управление. Именно вид этого управления и определяет необходимые уровни тяги.

В настоящее время уже определены основные технические решения по обеспечению гибкого регулирования тяги большой глубины как для жидкостных ракетных двигателей [1], так и для двигателей на твердом и пастообразном топливах [3]. Разработан также способ выведения жидкостной ракеты-

носителя, предполагающий дросселирование центральных двигателей до уровня от 30 до 50% от номинальной тяги [4]. При этом практически отсутствуют какие-либо оценки баллистической целесообразности применения таких двигателей.

Общие соотношения. Решение поставленной проблемы возможно путем рассмотрения оптимальных траекторий движения центра масс ракеты. Общие уравнения движения представимы в виде:

$$\dot{\vec{r}} = \vec{v}, \dot{\vec{v}} = (P(q)\delta\vec{e} + \vec{F})/m + \vec{R}, \dot{m} = -q\delta,$$

где $\vec{r}$, $\vec{v}$ – радиус-вектор и вектор скорости центра масс ракеты;

P , $\vec{F}$, $\vec{R}$ – сила тяги и равнодействующие поверхностных и массовых сил;

m – масса РН;

$q = [q_0, q_1]$ – массовый расход рабочего тела,

$\vec{e}$ – орт направления вектора тяги;

$\delta = 0 \vee 1$ – управляющая функция.

Кроме δ в качестве управлений рассматриваются $\vec{e}, q$.

Постановка задачи. Целью работы является определение баллистической целесообразности

глубокого гибкого регулирования тяги маршевых двигателей РН.

Задача собственно состоит в оценке потребностей в глубине и гибкости регулирования тяги для обеспечения оптимальности траекторий полета и оценке его эффективности.

По сути, должны быть сделаны выводы из анализа решения вариационной задачи о выполнении некоторого динамического маневра с экстремальным значением выбранного критерия качества, конкретно: о требуемых уровнях q . Граничные условия и функционал задачи считаются заданными такими, что для анализа управления может быть использован принцип максимума Понтрягина.

Решение проблемы

Решение поставленной задачи будем искать на пути поиска и сопоставления известных оценок, выявления существующих технических решений и проведения для них собственных оценок.

Первый и основополагающий результат механики точки переменной массы – известная и широко применяемая формула Циолковского – наглядно показывает необходимость обеспечения работы ракетных двигателей с максимальной скоростью истечения реактивной струи. Применительно для ступеней ракет, движущихся вне атмосферы, было показано [5], что оптимальная траектория может содержать участки трех типов: участки нулевой (НТ), промежуточной (ПТ) и максимальной тяги (МТ). Экстремальные (с точки зрения критерия оптимальности траектории) активные участки полета (АУП) могут включать участки нулевой, минимальной, промежуточной и максимальной тяги.

Необходимость ГПРТ определяется существованием ПТ, поскольку изначальная фиксация требуемого в запуске уровня тяги не отвечает условию гибкости.

Оптимальность участков с ПТ еще не до конца исследована. Современные результаты показывают, что могут быть участки экстремальных траекторий с ПТ, но они имеют только теоретическое значение [5]. С

точки зрения энергетической эффективности (минимизации расхода топлива) участки с ПТ неоптимальны. Они могут иметь место только при фиксации времени полета. Причем даже траектории, оптимальные по компромиссному функционалу типа «продолжительность маневра – расход массы» не требуют участков с ПТ [5, 6]. Таким образом, применение двигателей с ГПРТ (ДГПР) целесообразно при условии решения задач выведения с фиксированным временем полета, таких как встреча с орбитальным объектом.

Для первых ступеней РН, совершающих полет в достаточно плотных слоях атмосферы, оптимальная величина расхода топлива должна быть максимальной [7]. При этом практически реализуемым оказывается режим с конечным числом переключений между двумя уровнями тяги – МТ и НТ. Учет же ограничений на величины скоростного напора и/или перегрузки требует ГПРТ, что использовано в [4].

Эффективность применения ДГПР может быть оценена для задач встречи на орбите. Такую эффективность, в отличие от энергетической, назовем баллистической (БЭ).

Рассмотрим случай старта с самолета-носителя двухступенчатой РН с космическим разгонным блоком (КРБ) для встречи с орбитальным объектом. Для устранения начальных ошибок по времени старта и его дальности при решении задач встречи необходимы значительные вариации уровней тяги двигателей второй ступени и КРБ.

Для формирования опорных траекторий встречи, соответствующих известным на момент пуска начальным условиям движения, в [8] представлены алгоритмы, использующие отдельные и связанные вариации уровней тяги второй ступени и КРБ или только КРБ. При этом диапазоны регулирования составляют для второй ступени – $\pm 4\%$ от номинала, для КРБ – $\pm 5\%$.

В то же время концептуальные ДГПР [3] предполагают возможность непрерывного изменения тяги в пределах от 100 до 10% от максимального

значения, что соответствует глубине регулирования около 80% от середины диапазона, что в 20 и 16 раз больше по сравнению с вышеприведенными.

Оценим эффективность такого двигателя в случае его применения как маршевого на второй ступени РН и КРБ на основе зависимостей изменения дальности и времени АУП РН от величин тяг из [8] в предположении сохранения их вида (линейности) для вариаций достаточно высокого уровня. При этом номинальный уровень тяги принимается соответствующим середине диапазона ее регулирования. Тогда сравнительная эффективность ГПРТ оценивается увеличением допустимых начальных ошибок дальности и времени старта приблизительно в 17 – 20 раз в зависимости от алгоритма наведения.

Следует также добавить, что сравнительный анализ потерь энергетики, обеспечиваемых собственно алгоритмами наведения, показывает, что эти потери не зависят от глубины регулирования тяги, а только от принятого алгоритма.

Заключение

Определен круг задач выведения полезной нагрузки РН, определяющих необходимость использования двигателей с глубоким гибким регулированием тяги. Собственно глубокое гибкое регулирование тяги целесообразно для задач выведения с фиксированным временем полета при отработке больших или неопределенных возмущений, а также при наличии ограничений на величины скоростного напора и перегрузки. Увеличение глубины регулирования тяги позволяет существенно расширить диапазоны допустимых начальных ошибок по дальности и времени запуска РН.

Для первых ступеней ракет ГПРТ позволяет решить проблему обеспечения движения с ограничением величины скоростного напора. Кроме того, для всех ступеней становится возможным формирование траектории полета с ограниченным (комфортным) значением перегрузки.

Дальнейшие исследования должны быть направлены на разработку гибкого управления первой ступени РН и оценки его эффективности.

Литература

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. Кифоренко Б.Н., Харитонов А.М. Управление тягой жидкостных ракетных двигателей: моделирование и оптимизация // Проблемы управления и информатики. – 1997. – № 1. – С. 118-130.
3. 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.
4. Пат. 6581881 США МПК 7 B64G 1/40. Способ выведения полезной нагрузки на орбиту с помощью гибридной многофункциональной жидкостной ракеты-носителя / А.І. Kiselev, А.А. Medvedev, V.K. Karrask etc.// Изобретения стран мира. Вып. 33. – 2004. – № 6. – С. 23-24.
5. Азимов Д. М. Активные участки траекторий движения ракеты. Обзор исследований // Автоматика и телемеханика. – 2005. – № 11. – С. 14 -34.
6. Азимов Д. М. Активные участки экстремальных траекторий в линейном центральном поле // Автоматика и телемеханика. – 2005. – № 10. – С. 3-23.
7. Кифоренко Б.Н. К вопросу об оптимальном управлении величиной тяги ракет в атмосфере // Механика твердого тела. – 1983. – № 3. – С. 21-27.
8. 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.

Поступила в редакцию 12.05.2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.В. Авдеев, НИИ энергетики Днепропетровского национального университета, Днепропетровск.