

УДК 521.1 : 629.783

П.Г. ХОРОЛЬСКИЙ*Днепропетровский национальный университет, Украина*

ВЫБОР НАПРАВЛЕНИЯ ОТДЕЛЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ РАКЕТОЙ-НОСИТЕЛЕМ

Статья посвящена выбору оптимального по точности выведения направления отделения полезной нагрузки от ракеты-носителя для общего случая произвольного числа заданных параметров конечной орбиты. Направление определяется в инерциальном пространстве на момент окончания полета. Ракета предварительно ориентирует конструктивно заданное направление отделения полезной нагрузки коллинеарно выбранному пространственному направлению и отделяет ее в нем. Выбор направления необходим для повышения точности выведения за счет снижения влияния на него ошибки системы отделения. Эта ошибка вызвана рядом случайных погрешностей, вызывающих разброс приращения скорости, получаемого полезной нагрузкой. В существующих ракетах точность в основном определяется ошибками системы управления. Они могут быть существенно снижены при навигации по спутниковым системам «НАВСТАР» и «ГЛОНАСС». Поскольку ошибка отделения появляется в конце полета, то при снижении других ошибок выведения, ее влияние становится определяющим. Проблема сформулирована и решена в оптимизационной постановке. Эффективность решения показана на ряде модельных и практических примеров.

точность выведения, направление отделения, ошибка отделения, ракета-носитель, полезная нагрузка, космический аппарат, критериальная функция, навигационные определения, параметры орбиты

Введение

Одной из важнейших характеристик ракетно-космического комплекса является точность выведения полезной нагрузки (ПН). Она определяющим образом влияет на эффективность космической миссии, в том числе, на условия работы бортовой аппаратуры, запасы топлива на маневрирование и стабилизацию спутника и др.

1. Формулирование проблемы

Точность выведения ракет-носителей (РН) характеризуют предельными отклонениями заданных осциллирующих параметров конечной орбиты (ЗПКО), на которую выводится ПН [1 – 3]. Число последних, как правило, не превышает трех – четырех.

Точность выведения выражается рассеиванием ЗПКО. При его расчете учитывается влияние большого количества, порядка нескольких десятков, погрешностей разной природы, объединенные в не-

сколько групп [4, 5], соответствующих системам управления (в том числе погрешности навигации), прицеливания и отделения ПН. Эти погрешности определяют одноименные ошибки параметров конечной орбиты.

Для достижения заданного уровня точности на практике применяют принцип обеспечения приблизительно равного вклада в суммарное рассеивание ошибок от каждой отдельной погрешности. Отсюда, при повышении уровня ТВ должно обеспечиваться равномерное снижение влияния каждой из них.

Данное исследование посвящено проблеме снижения влияния на точность выведения ошибки системы отделения ПН (в дальнейшем – ошибки отделения (ОО)). Она также определяется рядом погрешностей (в частности, разбросом импульса последствия маршевой двигательной установки, точностью срабатывания устройств отделения ПН от ступени РН, работы системы торможения и/или толкателей) [1, 4, 5]. Их суммарная погрешность выражается разбросом приращения относительной

скорости, получаемого ПН в момент отделения, как правило, вдоль продольной оси РН.

Необходимость решения рассматриваемой проблемы, помимо снижения общего уровня рассеивания РН с автономными системами управления, связана с применением аппаратуры GPS для навигации по радиосигналам спутников систем «НАВСТАР» и «ГЛОНАСС» [6]. Обеспечиваемая только этой аппаратурой ошибка по компонентам скорости может составить от 1,4 до 5 см/с [5 – 10]. Тогда как предельное отклонение импульса скорости отделения Δv применительно к РН «Циклон» составляет 25 см/с [3]. Таким образом, проблема снижения ошибки отделения в настоящее время остается актуальной.

Общие соотношения. Когда число ЗПКО n составляет от одного до двух, то возможно в первом приближении исключить влияние на них ошибки отделения [1, 11]. Для этого, при $n = 2$, в конечной точке траектории выведения совмещают конструктивно заданное направление отделения (КЗНО) ПН (в нашем случае – продольную ось РН) с нейтральным (v) направлением, определяемым нормалью к плоскости двух градиентных направлений (ГН), соответствующих ЗПКО $\vec{u} = \{u_i\}, i = \overline{1, n}$. Подробности приведены в [1]. При $n = 1$ – присутствует нейтральная плоскость, нормальная к единственному ГН.

Очевидно, что v -направление не оптимально в случае трех и более ЗПКО, если все их ГН некомпланарны одной плоскости.

Анализ других, близких по теме, библиографических источников [12 – 17] показал, что РН специальным образом ориентируют в инерциальном пространстве и для исключения соударения нескольких элементов составной ПН после их отделения. Получаемое в этом случае решение не совпадает с выше-описанным решением и не удовлетворяет поставленной проблеме.

Таким образом, проблема не решена для общего случая произвольного числа ЗПКО.

Поэтому целью настоящего исследования явля-

ется определение возможности такого общего решения и разработка его методологии.

Постановка задачи. Принимается, что в заданный момент времени от ступени РН отделяют одну ПН. Заданы ЗПКО, модели пассивного движения ПН после отделения и расчета ошибки отделения, а также предельное отклонение импульса скорости отделения Δv . Собственно отделение ПН происходит мгновенно.

Необходимо определить в конечной точке траектории выведения такое направление (НО), при совмещении КЗНО с которым обеспечивается минимальное влияние ошибки отделения на ТВ, т.е. минимальный вклад в суммарное рассеивание ЗПКО. Если дополнительно заданы точность выведения РН и известна модель ее расчета по траектории полета, то необходимо определить направление, обеспечивающее минимум суммарного рассеивания ЗПКО. При этом отсутствуют ограничения на выбор и реализацию НО и его ориентация совпадает с программной.

Поскольку систематическую составляющую Δv учитывают при наведении РН, а его случайное отклонение принимает как положительные, так и отрицательные значения, то НО можно определять с точностью до знака.

2. Решение проблемы

Очевидно, что геометрический подход к решению, позволивший получить v -направление, в нашем случае непригоден. В соответствии с постановкой задачи определим НО посредством орта (вектора-строки) $\vec{c}$ путем оптимизации некоторой скалярной критериальной функции (КФ) Φ , зависящей от ошибки отделения (т. е. от этого направления) и результирующих ошибок каждого ЗПКО. Поскольку проведение численной оптимизации не представляет сложности, то задача сводится к поиску вида КФ, оптимального с точки зрения разработчика РН.

Чтобы минимизировать суммарное рассеивание

РН, вклад ошибок каждого ЗПКО Δu_i , $i = \overline{1, n}$, учтем с весом h_i , зависящим от соотношения набранного к моменту отделения t значения Δu_{0i} и заданной ТВ Δu_{mi} . Вектор ошибок $\Delta \vec{u}_0 = \{\Delta u_{0i}\}$ определим по заданной модели. Тогда h_i определяется допустимым для ОО вкладом в ТВ:

$$h_i = \delta u_i^{-1}; \quad \delta u_i = \sqrt{\Delta u_{mi}^2 - \Delta u_{0i}^2}. \quad (1)$$

Чтобы учесть случай превышения Δu_{0i} над Δu_{mi} , в дальнейшем рассмотрим также вариант оп-
ределения δu_i как

$$\delta u_i = \exp(\Delta u_{mi}^2 - \Delta u_{0i}^2). \quad (2)$$

В соответствии с принятой методологией расчета ТВ [1] разбросы $\Delta \vec{u}$ определим так:

$$\Delta \vec{u}(\vec{c}) = \Delta v \cdot G \cdot \vec{c}^m; \quad G = \text{col}\{\vec{q}_i\} = \frac{\partial \vec{u}(t)}{\partial \vec{v}}, \quad (3)$$

где $\vec{q}_i$ – вектор-строка частной производной i -го ЗПКО по компонентам вектора скорости $\vec{v}$, определяемый по модели пассивного движения ПН; верхнее “ m ” – символ транспонирования.

В качестве КФ рассмотрим функции – аддитивные Φ_j , $j = \overline{1, 5}$, и полиэдральную Φ_6 , соответственно:

$$\Phi_j = \sum_{i=1}^n \phi_{ij}(h_i \cdot \Delta u_i); \quad \Phi_6 = \max(\phi_{16}, \dots, \phi_{n6}), \quad (4)$$

где $j = \overline{1, 6}$ – номер варианта.

Возможный вид ϕ_{ij} определим из эвристических соображений, в нашем случае:

$$\phi_{i1} = \Delta u_i / \delta u_i, \quad \vec{c} = \vec{L}; \quad (5)$$

$$\phi_{i2} = |(\Delta u_i)| / \delta u_i, \quad \vec{c} = \vec{A}; \quad (6)$$

$$\phi_{i3} = (\Delta u_i / \delta u_i)^2, \quad \vec{c} = \vec{K}; \quad (7)$$

$$\phi_{i4} = \exp(\Delta u_i) / \delta u_i, \quad \vec{c} = \vec{E}; \quad (8)$$

$$\phi_{i5} = (\Delta u_i / \delta u_i)^4, \quad \vec{c} = \vec{T}; \quad (9)$$

$$\phi_{i6} = \phi_{i2}, \quad \vec{c} = \vec{X}. \quad (10)$$

Для линейного случая (5) можно легко получить решение аналитически: как промежуточное направ-

ление между ГН

$$\vec{c}^L = \vec{r}_0 = \vec{r} / |\vec{r}|; \quad \vec{r}_i = \sum_{i=1}^n h_i \cdot \vec{q}_i, \quad (11)$$

или между нейтральными направлениями к каждой паре ГН

$$\vec{c}^M = \vec{m}_0 = \vec{r} / |\vec{r}|, \quad (12)$$

$$\text{где } \vec{R} = \sum_{i=1}^{n-1} \sum_{p=i+1}^n h_i \cdot h_p \cdot s \cdot (\vec{q}_i \times \vec{q}_p);$$

$$s = \text{sign}(\vec{q}_1 \times \vec{q}_2, \vec{q}_i \times \vec{q}_p);$$

“ $\times$ ” – символ векторного произведения.

Эффективность полученного решения поставленной проблемы проверена на ряде модельных и практических примеров. Численная оптимизация проводилась с помощью надстройки “Поиск решения” электронных таблиц Microsoft Excel [18]. В качестве искоемых переменных использовались направляющие косинусы орта НО в орбитальной системе координат.

Исходные данные и результаты для модельных примеров представлены в табл. 1 для $\Delta v = 1$, $h_i = 1$. В ней, кроме введенных выше, приняты следующие обозначения: ΔP , $P = \{M_0, A, K, T, \Gamma_0, q\}$ – ОО по обозначенному в фигурных скобках направлению (случаю $P = q$ отвечает отделение коллинеарно ГН ЗПКО, соответствующего обозначению строки таблицы). В табл. 1 не приведены ОО для таких НО, как $\vec{L}$, $\vec{E}$, поскольку они совпадают или близки к таковым для случая $\vec{r}_0$.

Из табл. 1 видно, что результаты совпадают с ожиданиями, основанными на геометрических представлениях об ориентации оптимальных НО. Случай двух ЗПКО является частным случаем предлагаемого решения для НО $\vec{M}_0, \vec{A}, \vec{K}, \vec{T}$. НО $\vec{L}, \vec{E}, \vec{r}_0$ в целом обеспечивают улучшение ОО. Наилучшую точность дает отделение ПН в направлении, задаваемом $\vec{K}, \vec{T}$.

Варианты определения весов h_i (1) и (2) обеспечивают близкие НО и ОО.

Таблица 1

ОО для оптимальных НО (модельные примеры)

n	$\bar{q}_1^m$	$\bar{q}_2^m$	$\bar{q}_3^m$	$\bar{q}_4^m$	$\bar{q}_5^m$	ΔM_0	ΔA	ΔK	ΔT	$\Delta \Gamma_0$	Δq
2	1	0	—	—	—	0,00	0,00	0,00	0,00	0,71	1,00
	0	0	—	—	—	0,00	0,00	0,00	0,00	0,71	1,00
	0	1	—	—	—	—	—	—	—	—	—
3	1	0	0	—	—	0,58	0,58	0,58	0,58	0,58	1,00
	0	0	1	—	—	0,58	0,58	0,58	0,58	0,58	1,00
	0	1	0	—	—	0,58	0,58	0,58	0,58	0,58	1,00
5	1	1	1	1	1	0,00	0,00	0,00	0,00	1,00	1,00
	0	0	0	0,5	-0,5	0,35	0,50	0,50	0,35	1,00	1,12
	0	0,5	-0,5	0	0	0,35	0,50	0,50	0,35	1,00	1,12
	—	—	—	—	—	0,35	0,00	0,00	0,35	1,00	1,12
	—	—	—	—	—	0,35	0,00	0,00	0,35	1,00	1,12
6	1	1	1	1	1	0,42	0,00	0,50	0,50	1,00	1,50
	0,5	0,5	0,5	-0,5	-0,5	0,33	0,45	0,50	0,50	1,00	1,12
	1	0	-1	1	0	1,08	0,89	0,50	0,50	1,00	1,50
	—	—	—	—	—	1,08	0,89	0,50	0,50	1,00	1,50
	—	—	—	—	—	0,33	0,45	0,50	0,50	1,00	1,12
	—	—	—	—	—	0,42	0,00	0,50	0,50	1,00	1,50

Рассмотрим теперь случай выведения ПН на круговые орбиты. В качестве примера используем данные по РН «Циклон» из [3]. При этом предположим, что перед отделением полезной нагрузки проведены навигационные определения по данным аппаратуры GPS. Тогда ошибками – компонентами $\Delta \vec{v}_0$ – можно пренебречь по сравнению с ошибкой отделения Δv . ЗПКО являются эксцентриситет e , период обращения P и наклонение i (использованы общепринятые обозначения [19 – 21]). Движение рассматривается в орбитальной системе координат [19, 20]. В соответствии с [19] можно записать выражения для матрицы частных производных G :

$$G = \begin{bmatrix} \frac{\partial e}{\partial \vec{v}}; \frac{\partial P}{\partial \vec{v}}; \frac{\partial i}{\partial \vec{v}} \end{bmatrix}^m; \frac{\partial e}{\partial \vec{v}} = \begin{bmatrix} \frac{2}{v_0} & \frac{1}{v_0} & 0 \end{bmatrix}; \quad (13)$$

$$\frac{\partial P}{\partial \vec{v}} = \begin{bmatrix} \frac{3P_0}{v_0} & 0 & 0 \end{bmatrix}; \frac{\partial i}{\partial \vec{v}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{1}{v_0} \end{bmatrix},$$

где P_0, v_0 – значения периода обращения и орбитальной скорости на начальной орбите ПН.

Предельные ошибки выведения и отделения ПН определены по [3] и представлены в табл. 2.

Результаты оптимизации приведены в табл. 3. В ней, помимо принятых обозначений, приведены ОО для отделения ПН по вектору орбитальной скорости и по направлению $\vec{X}$ (обозначены Δv_0 и ΔX , соот-

ветственно). Отклонения определены в процентах к указанным в табл. 2 предельным ошибкам.

Таблица 2

Точность выведения РН «Циклон»

Погрешности	Ошибки выведения для высот круговой орбиты $H_{кр}$, км		
	650	950	1500
$\Delta e \cdot 10^{-3}$	1,89	2,13	2,19
ΔP , с	5,00	8,00	12,00
Δi , угл. мин	3,00	3,00	3,00
Δv , м/с	0,25	0,25	0,25

Таблица 3

ОО РН «Циклон» для оптимальных НО

Параметр	$H_{кр}$, км	Δq	Δv_0	ΔM_0	ΔK	ΔT	ΔX
e , %	650	3,84	3,43	1,21	1,54	1,37	1,21
P , %		10,23	10,23	0,00	0,53	0,96	1,21
i , %		3,72	0,00	2,63	0,00	0,57	1,21
e , %	950	3,56	3,18	1,13	1,36	1,21	1,08
P , %		7,94	7,94	0,00	0,57	0,91	1,08
i , %		3,88	0,00	2,75	0,00	0,43	1,08
e , %	1500	3,60	3,22	1,14	1,24	1,10	1,01
P , %		6,11	6,11	0,00	0,69	0,91	1,00
i , %		4,03	0,00	2,85	0,00	0,37	1,01

Данные табл. 3 подтверждают выводы, сделанные выше для модельных примеров. Кроме того, очевидно, что направление $\vec{X}$ обеспечивает максимальную ТВ и равенство относительных ошибок выведения по каждому ЗПКО.

Заключение

Разработана общая методология выбора оптимального по ТВ направления отделения ПН от РН. Конкретные решения достаточно просты в реализации на модернизируемых и вновь разрабатываемых ракетах. Их эффективность продемонстрирована на модельных и практических примерах. В ходе дальнейших исследований предполагается получить решение с учетом неточности ориентации направления отделения ПН от программного и динамической ошибки автомата стабилизации.

Литература

1. Игдалов И.М., Кучма Л.Д., Поляков Н.В., Шептун Ю.Д. Ракета как объект управления: Учебник – Д.: АРТ-ПРЕСС, 2004. – 544 с.
2. Брикер В.В., Литвинов В.С., Негода А.А., Новиков А.В. Методология и результаты анализа точности выведения космических аппаратов ракетой-носителем «Зенит» // *Космічна наука і технологія*. – 1996. – Т. 2. – № 3 – 4. – С. 66 – 69.
3. Isakowitz S. J. International Reference Guide to Space Launch Systems. Second Edition. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. – 341 p.
4. Костров А.В., Ситарский Ю.С. Рассеивание управляемых баллистических ракет. – М.: Машиностроение, 1977. – 304 с.
5. Разоренов Г.Н. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями) / Г.Н. Разоренов, Э.А. Бахрамов, Ю.Ф. Титов; под ред. Г.Н. Разоренова. – М.: Машиностроение, 2003. – 584 с.
6. Жалило А.А. Навигация космических аппаратов по сигналам космических навигационных систем ГЛОНАСС и NAVSTAR / А.А. Жалило, П.А. Кот, И.Н. Минервин, И.Г. Ноздрин, В.В. Пискорж, Л.П. Рофварг / *Космічна наука і технологія*. – 1995. – Т. 1, № 1. – С. 69 – 73.
7. Ефимов С.К., Нестерович А.Г., Яковченко А.И. Аппаратура спутниковой навигации КА «Січ-1М» и «Микроспутник» // *Космічна наука і технологія*. – 2001. – Т. 7, № 4. – С. 114 – 116.
8. Верещак А.П. Концепция создания системы навигационного обеспечения Украины / А.П. Верещак, В.В. Пискорж, А.А. Жалило, В.А. Литвинов, К.Ф. Волох // *Космічна наука і технологія*. – 1998. – Т. 4, № 5/6. – С. 46 – 55.
9. Жалило А.А., Хомяков Э.Н., Флерко С.Н., Волох К.Ф. Высокоточные траекторные определения низкоорбитальных космических аппаратов с использованием сигналов глобальной навигационной спутниковой системы GNSS // *Космічна наука і технологія*. – 1999. – Т. 5, № 2/3. – С. 93 – 102.
10. Збруцький О.В., Гогун Ю.В. Навігація наземного об'єкта за допомогою інтегрованої навігаційної системи // *Космічна наука і технологія*. – 2001. – Т. 7, № 4. – С. 45 – 50.
11. Герасюта Н.Ф., Новиков А.В., Белецкая Н.Г. Динамика полета. Основные задачи динамического проектирования ракет. – Днепропетровск: ГKB «Южное», НПП «ЭКОСИ – Гидрофизика», 1998. – 365 с.
12. Иванова В.И., Иванов В.М. Проектирование орбитального движения при групповом выведении космических аппаратов системы “GLOBALSTAR” // *Космічна наука і технологія*. Додаток. – 2001. – Т. 7, № 1. – С. 75 – 76.
13. Компаниец Э.П., Иванова В.И. Принципы группового выведения КА одной ракетой-носителем без специальных средств разведения // *Техническая механика*. – 2001. – № 1. – С. 125 – 129.
14. Пальцев Н.Г. Поведение группы КА, выводимых одной РН // *Космічна наука і технологія*. Додаток. – 2001. – Т. 7, № 1. – С. 76 – 100.
15. Пат. FR 2805245A1 7B64G1/64. Способ запуска нескольких спутников с одной космической пусковой установки и применяемое устройство // *Изобретения стран мира*. – 2002. – № 8. – С. 7.
16. Пат. RU 2128816C1 6F42B15/36. Устройство для отделения отсека баллистической ракеты. – М.: ВНИИПИ, 1995.
17. Пат. RU 2111901 6B64G1/00. Способ отделения спутников и разведения их на орбите при групповом запуске одной ракетой // *Ракетостроение и космическая техника*. – 1999. – № 41. – Вып. 12. – Реф. 12.41.80П.
18. Ларсен Р.У. Инженерные расчеты в Excel. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2002. – 544 с.
19. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах / М.Ф. Решетнев, А.А. Лебедев, В.А. Бартенев и др. – М.: Машиностроение, 1988. – 336 с.
20. Порфирьев Л.Ф., Смирнов В.В., Кузнецов В.И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. – М.: Машиностроение, 1987. – 280 с.
21. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. – М.: Наука, ГРФМЛ, 1966. – 540 с.

Поступила в редакцию 31.05.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. И.М. Игдалов, Днепропетровский национальный университет, Днепропетровск.