УДК 629.191

Н. Ф. Аверкиев, Д. А. Булекбаев

МЕТОД ПОИСКА ОПТИМАЛЬНОЙ ПРОГРАММЫ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ МИНИМИЗАЦИИ ПЛОЩАДИ РАССЕИВАНИЯ ОТДЕЛЯЕМЫХ ЧАСТЕЙ

Рассматривается задача синтеза оптимальной программы движения ракет-носителей для минимизации площадей эллипсов рассеивания их отделяемых частей. Изложен метод целенаправленной замены оптимизируемых функционалов для построения программы опорного управления.

Ключевые слова: *ракета-носитель, отделяемая часть, район падения, эллипс рассеивания, функционал.*

В настоящее время в связи со строительством нового космодрома „Восточный“ особенно актуальным является вопрос наличия районов падения отделяемых частей ракет-носителей (ОЧРН). Размеры отчуждаемых территорий выбираются в соответствии с необходимостью обеспечить падение отделяемых частей в определенный район с заданной вероятностью. К отделяемым частям относятся элементы конструкции РН, сброс которых предусмотрен штатной циклограммой полета (отработавшие ступени, створки головного обтекателя, хвостовой отсек, двигательная установка системы аварийного спасения и т.д.). Для уменьшения затрат при эксплуатации штатных и открытии новых районов падения необходимо минимизировать площадь выделяемых территорий для приема ОЧРН.

Координаты точек падения ОЧРН на земной поверхности при номинальной (расчетной) траектории движения непосредственно зависят от вектора фазовых координат $\mathbf{x}=[x_1, x_2, ..., x_n]^T$ на момент отделения от РН отделяемых частей.

Возмущающие факторы при движении ракеты-носителя на активном участке траектории приводят к разбросу кинематических параметров относительно расчетных значений и, в конечном счете, к разбросу начальных параметров на момент отделения от РН отделяемых частей. Область, которой принадлежат начальные значения параметров движения ОЧ, представляет собой n-мерный эллипсоид. Характеристики данного эллипсоида однозначно определяют расположение и размеры эллипса рассеивания точек падения j-й ОЧ, $j=\overline{1, m}$.

Как известно из теории полета баллистических ракет [1—3], при выборе программы управления движением на активном участке траектории в качестве критерия оптимальности часто рассматривают минимальное рассеивание головной части. Для заданного диапазона дальностей стрельбы определяется своя программа минимального рассеивания. Один из возможных путей повышения точности стрельбы — увеличение крутизны траектории. Для ракеты космического назначения при условиях достаточного запаса топлива и обеспечении требуемой массы выводимой полезной нагрузки и требуемых значений параметров целевой орбиты в моменты t_j отделения от РН отделяемых частей можно изменить величины $V=g_1(\mathbf{x},t)$, $\theta=g_2(\mathbf{x},t)$, $H=g_3(\mathbf{x},t)$, где V, θ, H — скорость ракеты, угол наклона вектора ее скорости к местному горизонту и высота над поверхностью Земли соответственно. Такое изменение позволяет уменьшить влияние отклонений параметров движения от расчетных в момент t_j на характеристики эллипсов рассеивания точек падения ОЧ, а также сократить время их полета в атмосфере; в результате уменьшится собственное рассеивание точек падения ОЧ вследствие снижения влияния вариаций термодинамических параметров атмосферы на траекторию движения.

Рассмотрим следующую постановку задачи. Пусть движение ракеты-носителя описывается векторным дифференциальным уравнением

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t), \tag{1}$$

где $\mathbf{x} \in X$, X — множество допустимых значений вектора $\mathbf{x}$; $\mathbf{f} = [f_1, f_2, ..., f_n]^T$ — вектор правых частей дифференциальных уравнений; $\mathbf{u} = [u_1, u_2, ..., u_r]^T$ — вектор управления, $\mathbf{u} \in U$, U — множество допустимых значений вектора $\mathbf{u}$; $t \in [t_0, t_к]$ — текущее время.

Пусть известны начальные условия движения РН (координаты точки старта)

$$\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0 \tag{2}$$

и конечные координаты (точка выведения космического аппарата на орбиту)

$$\mathbf{x}(t_к) = \mathbf{x}_к. \tag{3}$$

Требуется найти вектор управления движением РН $\mathbf{u} = \mathbf{u}(t)$, $t \in [t_0, t_к]$, такой что для дифференциальных связей (1) выполняются условия (2), (3), достигается минимум функционала

$$J = \sum_{j=1}^{m} S_j(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t_j) \tag{4}$$

и обеспечивается условие, при котором координаты фазового вектора в моменты t_j принадлежат соответствующему эллипсоиду ε_j:

$$\left\| \mathbf{x} - \mathbf{x}^*(t_j) \right\| \in \varepsilon_j, \;\; j = \overline{1, m}, \tag{5}$$

где S_j — площадь эллипса рассеивания точек падения *j*-й ОЧРН; $\mathbf{x}^*(t_j)$ — номинальное значение фазового вектора в момент t_j; $\| \cdot \|$ — евклидова норма в пространстве R^n.

Методы поиска программы квазиоптимального управления движением РН с ограничениями на фазовые переменные известны, при этом предполагается, что допустимое (опорное) управление, обеспечивающее выполнение условий (2), (3) и (5), уже найдено. К таким методам относится, например, модифицированный метод локальных вариаций [4]. Исходная же постановка задачи и известные методы ее решения требуют построения программы опорного управления, удовлетворяющего условию (5). Для ее поиска произведем целенаправленную замену оптимизируемых функционалов таким образом, чтобы формулируемые при этом задачи могли быть решены известными методами. Тогда получим последовательность 1…*l*…*m*+1 задач для $\mathbf{x} \in X$, $\mathbf{u} \in U$.

Задача 1. Найти вектор управления $\mathbf{u} = \mathbf{u}(t)$, $t \in [t_0, t_к]$, обеспечивающий выполнение условий (2) и (3) для уравнений связи (1) и доставляющий минимум функционала $G_1(\mathbf{x}, t_1) = \left\| \mathbf{x} - \mathbf{x}^*(t_1) \right\|$.

Задача 2. Найти вектор управления $\mathbf{u} = \mathbf{u}(t)$, $t \in [t_0, t_к]$, обеспечивающий выполнение условий (2), (3) и $\left\| \mathbf{x} - \mathbf{x}^*(t_1) \right\| \in \varepsilon_1$ для уравнений связи (1) и доставляющий минимум функционала $G_2(\mathbf{x}, t_2) = \left\| \mathbf{x} - \mathbf{x}^*(t_2) \right\|$.

…

Задача l. Найти вектор управления $\mathbf{u}=\mathbf{u}(t)$, $t\in[t_0,t_к]$, обеспечивающий выполнение условий (2), (3) и $\left\|\mathbf{x}-\mathbf{x}^*(t_1)\right\|\in\varepsilon_1$, $\left\|\mathbf{x}-\mathbf{x}^*(t_2)\right\|\in\varepsilon_2,\ldots$, $\left\|\mathbf{x}-\mathbf{x}^*(t_l)\right\|\in\varepsilon_l$ для уравнений связи (1) и доставляющий минимум функционала $G_l(\mathbf{x},t_l)=\left\|\mathbf{x}-\mathbf{x}^*(t_l)\right\|$.

…

Задача m+1. Найти вектор управления $\mathbf{u}=\mathbf{u}(t)$, $t\in[t_0,t_к]$, обеспечивающий выполнение условий (2), (3), $\left\|\mathbf{x}-\mathbf{x}^*(t_j)\right\|\in\varepsilon_j$, $j=\overline{1,m}$, и доставляющий минимум функционала (4).

Анализ сформированной последовательности задач позволяет сделать вывод, что решение каждой предыдущей задачи обеспечивает выполнение не только граничных условий, но и ограничений на фазовые координаты в промежуточных точках траектории. Поэтому найденная программа управления движением РН может быть использована в качестве опорного (начального) приближения для решения последующей задачи. Формулировка (m+1)-й задачи представляет собой исходную постановку. Таким образом, решение данной последовательности задач известными методами приведет к решению задачи в исходной постановке, что позволит минимизировать площади эллипсов рассеивания точек падения отделяемых частей заданного типа РН и, в конечном итоге, площадь отводимых территорий для районов падения ОЧРН.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Аппазов Р. Ф., Лавров С. С., Мишин В. П.* Баллистика управляемых ракет дальнего действия. М.: Наука, 1966. 308 с.

2. *Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н.* Внешняя баллистика. М.: Машиностроение, 2005. 608 с.

3. *Сихарулидзе Ю. Г.* Баллистика летательных аппаратов. М.: Наука, 1966. 352 с.

4. *Аверкиев Н. Ф.* Синтез оптимального управления движением динамической системы // Изв. вузов. Приборостроение. 2001. Т. 44, № 8. С. 21—25.

Сведения об авторах

Николай Федорович Аверкиев — д-р техн. наук, профессор; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра навигационно-баллистического обеспечения применения космических средств и теории полетов летательных аппаратов, Санкт-Петербург; E-mail: averkievnf@yandex.ru

Дастанбек Абдыкалыкович Булекбаев — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра высшей математики, Санкт-Петербург; E-mail: atiman@mail.ru

Рекомендована кафедрой навигационно-баллистического обеспечения применения космических средств и теории полетов летательных аппаратов

Поступила в редакцию 06.11.12 г.