

© Аверкиев Н.Ф., Булекбаев Д.А., Ключников В.Ю.
Averkiev N., Bulekbaev D., Klyushnikov V.

**ВЛИЯНИЕ РАЙОНОВ ПАДЕНИЯ ОТДЕЛЯЕМЫХ ЧАСТЕЙ РАКЕТ
КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ПАРАМЕТРЫ РЕЗЕРВНЫХ ОРБИТ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**INFLUENCE OF IMPACT AREAS OF SPACECRAFTS DETACHABLE ELEMENTS
ON PARAMETERS OF SPACECRAFTS RESERVE ORBITS**

***Аннотация.** Рассматривается задача построения областей достижимости при синтезе резервных орбит космических аппаратов с учетом ограничений на районы падения отделяемых частей. Задача формализована и сведена к стандартной задаче оптимального управления с ограничениями.*

***Annotation.** The present study is devoted to the attainability domains construction in the case of the synthesis of spacecrafts reserve orbits subject to constraints on impact areas of detachable element. The problem is formalized and reduced to the standard task of optimal control with restrictions.*

***Ключевые слова.** Ракета космического назначения, космический аппарат, отделяемая часть, район падения, оптимальное управление, функционал.*

***Key words.** Space rocket, spacecraft, detachable element, impact area, optimum governing, functional.*

Среди всего многообразия возможных орбит космических аппаратов (КА) в результате практического решения задач освоения космического пространства были выделены (классифицированы) лишь немногие орбиты (целевые, опорные, промежуточные и т.д.). Среди них понятия «резервные» до некоторого времени не существовало [1,2]. Термин «резервный» имеет несколько значений, но одно из них наиболее полно передает основное содержание, относящееся к рассматриваемой предметной области – находящийся в запасе, применяемый или употребляемый только в случае необходимости. Если провести образное сравнение понятия «резервный» для орбит КА с понятием «запасный» для выходов из здания (например, на случай пожара в общественных зданиях), то в них имеется общий замысел. Они предназна-

чены для чрезвычайных ситуаций и служат целям спасения материальных ценностей и жизней людей, но их эксплуатация в штатных условиях нецелесообразна. Эта нецелесообразность обусловлена тем, что снижается качество решения задачи по предназначению. Для КА, функционирующих на резервных орбитах, снижаются показатели результативности решения задач по предназначению в сравнении с функционированием на штатных целевых орбитах; при использовании запасного выхода из здания – ухудшаются, в сравнении с основным выходом, эксплуатационные характеристики (запасные выходы, как правило, менее удобны в эксплуатации).

Побудительными причинами появления резервных орбит являются возникающие при запусках КА и непредусмотренные обычным ходом дел обстоятельства.

Аверкиев Николай Федорович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры навигационно-баллистического обеспечения применения космических средств и теории полетов летательных аппаратов, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского;

Булекбаев Дастанбек Абдыкалыкович – кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры высшей математики, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского;

Ключников Валерий Юрьевич – доктор технических наук, старший научный сотрудник, заместитель начальника комплекса, ФГУП ЦНИИмаш, тел.+7(903)185-24-91.

Averkiev Nikolay – doctor of technical sciences, professor, professor of the chair of navigation and ballistic support in aerospace means application and aircraft flight theory, Mozbaysky military space academy;

Bulekbaev Dastanbek – candidate of technical sciences, associate professor, professor of the chair of higher mathematics, Mozbaysky military space academy;

Klyushnikov Valery – doctor of technical sciences, depute head of the complex, Central research institute for machine building, tel. +7(903)185-24-91.

Они, в свою очередь, ведут к появлению нештатных условий подготовки и пуска, а также полета ракет космического назначения на активном участке траектории. Следствиями нештатных условий полета являются аварии, частично успешные пуски, а также выведение КА на штатные орбиты с замечаниями, отмечаемыми в технических отчетах по результатам пусков. В результате частично успешных пусков ракет космического назначения КА оказываются на нерасчетных орбитах, где они решают целевые задачи с заниженными показателями качества или считаются «утерянными» из-за невозможности решения этих задач. Выведение КА на такие орбиты происходит из-за того, что закладываемая в настоящее время в системы управления движением ракет-носителей концепция предполагает выведение КА на орбиты, параметры которых максимально приближены к параметрам штатных целевых орбит. Реализованный подход является разумным, если целевые орбиты при сложившихся нештатных условиях полета находятся в областях достижимости ракет космического назначения. В противном случае запуски КА оказываются частично успешными, хотя в областях достижимости имелось значительное количество орбит, среди которых могли быть приемлемые с точки зрения результативности решения целевых задач. Эта ситуация явилась отправной точкой для разработки новой концепции, требующей внесения изменений в перечень задач, решаемых до пуска ракет космического назначения и в процессе полета на борту, а также обоснования параметров орбит КА, названных резервными [3].

Таким образом, под резервными орбитами КА понимаются дополнительные орбиты, не предусмотренные штатными программами работы космической системы, на которые целенаправленно выводятся и на которых функционируют КА при возникновении неблагоприятных предпосылок для их выведения на штатную орбиту и (или) функционирования на данной орбите [2].

Баллистическое проектирование резервных орбит КА имеет одинаковую содержательную основу с баллистическим проектированием штатных орбит КА, но проводится в интересах снижения негативных последствий от возникающих нештатных условий:

- при подготовке к пуску ракет космического назначения и во время их полета на активном участке траектории;
- при использовании альтернативных (нештатных) средств выведения (например, ракет, непредназначенных для запуска КА данного типа).

Оно имеет свои особенности при определении параметров орбит КА, выполняющих целевую задачу:

- индивидуально;
- в составе орбитальной системы КА;
- в составе орбитальной группировки КА;
- в составе кластера (частный случай ОГ КА).

Важнейшим этапом баллистического проектирования орбит КА является построение области достижимых орбит планируемым средством выведения. Содержание и методы решения таких задач известны [4]. На практике в качестве оценки таких областей используют энергетические характеристики средств выведения КА, построенные для выбранных точек старта, трасс запуска, районов падения и наклонений орбиты в координатах: масса КА $m_{КА}$ – высота апогея H_a для фиксированных высот перигея $H_{n1}, H_{n2}, H_{n3}, H_{n4}$. Качественный характер энергетической характеристики представлен на рис.1. Используя указанную энергетическую характеристику, легко построить область достижимости ракеты космического назначения с КА заданной массы в координатах: высота перигея H_p , высота апогея H_a (рис. 2).

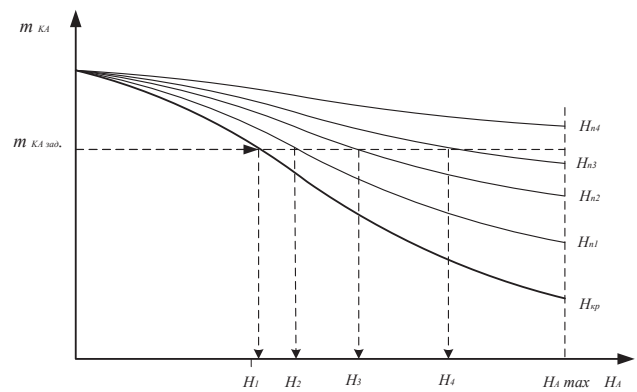


Рис.1. Энергетическая характеристика ракеты космического назначения для заданного наклонения орбиты, трассы запуска и районов падения

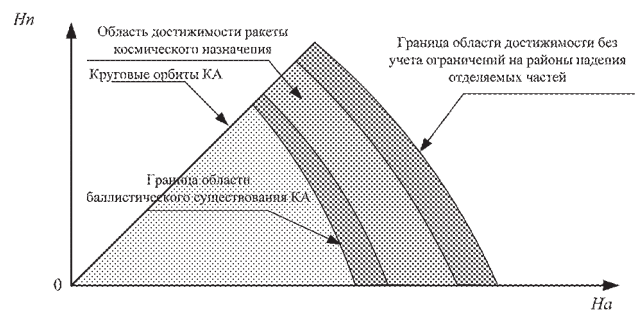


Рис.2. Область достижимости ракеты космического назначения

Применение энергетических ресурсов разгонного блока и (или) КА для расширения области достижимых орбит не изменит качественной картины энергетической характеристики, а следовательно, и качественной картины области достижимости в целом. Особенностью построения областей достижимости при синтезе резерв-

ных орбит КА является то, что начальные условия («координаты точки старта») и характеристики ракеты космического назначения не стационарны, а могут изменяться во времени, так как при движении ракеты космического назначения на активном участке траектории нештатные ситуации могут привести к изменению ее характеристик в любой момент времени полета. В соответствии с возникающими условиями полета будет изменяться во времени и область достижимости ракеты космического назначения. Однако для какого-то фиксированного момента времени полета $t_{\text{ншс}}$ когда произошла нештатная ситуация, математическая формулировка задачи поиска точки на границе области достижимости будет иметь следующий вид.

Для известных начальных условий движения СВ $\bar{x}_{\text{ншс}} = \bar{x}(t_{\text{ншс}})$ на дифференциальных уравнениях связи

$$\dot{\bar{x}}(t) = f(\bar{x}, \bar{u}, t)$$

среди всех допустимых управлений заданной структуры $\bar{u}(t) \in U$ таких, что они обеспечивают падение отделяемых частей в районы отчуждения (районы падения), найти такое, которое обеспечивает при заданной высоте перигея орбиты H_n и заданной массе КА $m_{\text{ка}}$ максимальное значение функционала

$$H_a = \int_{t_{\text{ншс}}}^{t_k} H(\bar{x}, \bar{u}, t) dt,$$

где $\bar{x}(t)$ – текущий фазовый вектор;

H_a – высота апогея орбиты;

Литература

1. Аверкиев Н.Ф. Оперативный поиск резервных орбит при управлении движением средств выведения космических аппаратов // Изв. ВУЗов. Приборостроение. – 2004. – Т.47. – №8. – С. 10–15.
2. Аверкиев Н.Ф. Резервные орбиты космических аппаратов. – МО РФ, 1999. – 31с.
3. Гейда А.С., Лысенко И.В. Оценка показателей операционных свойств систем и процессов их функционирования // Труды СПИИРАН. – 2013. – №2(25). – С.317–337.
4. Теория полета ракет-носителей: Учебник для вузов / ГИ. Кудин, В.П. Насонов, С.К. Слезкинский, С.И. Рятолов, К.В. Хрусталева. – МО РФ, 1994. – 735 с.
5. Аверкиев Н.Ф., Булекбаев Д.А., Ключников В.Ю. Метод минимизации площади рассеивания отделяемых частей ракеты космического назначения // Двойные технологии. – 2013. – №3. – С. 44–46.
6. Аверкиев Н.Ф., Булекбаев Д.А. Метод поиска оптимальной программы движения ракет-носителей для минимизации площади рассеивания отделяемых частей // Изв. ВУЗов. Приборостроение. – 2013. – Т. 56. – №7. – С.10–12.

Материал поступил в редакцию 08. 02. 2014 г.

t, t_k – текущее и конечное времена.

Так как структура управления задана, т.е. заданы параметры управления, сформулированная задача представляет собой задачу оптимального параметрического управления с ограничениями на параметры управления и фазовые переменные (районы падения) в промежуточных точках траектории. Методы решения таких задач известны [1,5,6].

Задав последовательно j значений высот перигея и решив выше сформулированную задачу j раз, получим j значений высот апогея. Аппроксимация полученных значений высот апогея даст границу области достижимости (рис.2).

Однако полученная область достижимости должна быть скорректирована после оценивания времени баллистического T_o и активного существования T_a КА на орбите функционирования. С точки зрения выполнения целевой задачи критичными могут являться оба значения T_o и T_a , если они меньше требуемого значения времени решения целевых задач. Кроме того, как следует из математической постановки задачи поиска точки на границе области достижимости ракеты космического назначения, получаемое решение будет зависеть от выполнения условия падения отделяемых частей в районы падения [5,6]. Все это приведет к уменьшению размеров этой области, а следовательно, к уменьшению возможных вариантов резервных орбит. Это необходимо учитывать при проектировании резервных орбит КА.