

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ РЕШЕНИЯ КРАЕВЫХ ЗАДАЧ ДОСТАВКИ ОТДЕЛЯЮЩИХСЯ ЧАСТЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ТЕРМИНАЛЬНЫМ НАВЕДЕНИЕМ

© 2011 С. В. Беневольский, В. И. Гончаренко

Московский авиационный институт (государственный технический университет)

Предлагается нестандартный подход к реализации терминального наведения уже на ранних участках полёта ракет-носителей, в плотных слоях атмосферы. Обосновываются баллистические аспекты возможности реализации такого наведения и предлагается технология программирования движения, обеспечивающая сокращение размеров полей падения отделяющихся частей при реализации терминального метода наведения ракет-носителей в плотных слоях атмосферы.

Метод наведения, краевая задача, ракета-носитель, поля падения отделяющихся частей, программа управления.

1. Формулировка задачи

Методы наведения, используемые в системах управления (СУ) современных ракет-носителей (РН) космических аппаратов (КА), в значительной степени определяют эффективность их запусков. Однако исторически сложившаяся в Российской Федерации ориентация на использование полей падения отделяющихся частей (ППОЧ) в Республике Казахстан приводит к существенным расходам на арендуемые территории.

Проведённый анализ территорий, выделенных под поля падения отделяющихся частей РН и для космодрома «Байконур», показал, что такие поля занимают значительные площади. Космодром «Байконур» занимает площадь около 7000 км², а под поля падения ОЧ РН в Центральных и Северо-Казахстанских областях отчуждена территория площадью более 40000 км². Поэтому актуальной представляется задача сокращения размеров ППОЧ на основе совершенствования методов наведения.

Основу всех современных терминальных методов наведения (ТМН) составляют прогноз вектора конечных условий [1], соответствующих текущему положению РН в пространстве при выбранной структуре программы управления, и пересчёт невязок отклонений точек паде-

ния в поправки к параметрам этой программы. Технологии решения этих задач в настоящее время достаточно хорошо отработаны [2], однако на участке полёта РН в плотных слоях атмосферы из-за ограничений по аэродинамическим нагрузкам имеют место существенные трудности. На ряде РН реальный переход на терминальное наведение осуществляется только после выхода из плотных слоев атмосферы. Очевидно, что это приводит к увеличению рассеивания точек падения отделяемых частей ступеней.

Таким образом, необходимо разработать новые технологии решения краевых баллистических задач (КБЗ) и подход к реализации терминального наведения уже на ранних участках полёта РН, т.е. при полете в плотных слоях атмосферы.

2. Обоснование возможности реализации терминального наведения РН на всей протяженности активного участка траектории

Рассмотрим типовую «гибкую» [1] программу управления РН – программу тангажа (рис. 1), описываемую выражением

$$J = J_{i-1} + b_i^J [W(t) - W(t_{i-1})], \quad (1)$$

где

b_i^J – коэффициент аппроксимации программы управления;

$W(t)$ – продольная кажущаяся скорость РН в момент времени t .

Выражение для угла рыскания в этом случае получается заменой в (1) переменной ϑ на ψ .

В связи с известным свойством гибких (параметрических) программ (имеются в виду программы тангажа и рыскания) обеспечивать более узкую «трубку траекторий» [1] целесообразно использовать именно этот класс программ. В качестве параметра программ предлагается принять значение продольной кажущейся

скорости РН. Это обусловлено наличием возможности синтеза алгоритмов для расчёта составляющих кажущейся скорости и кажущегося пути в проекциях на оси начальной гироскопической системы координат (НГСК), представленных ниже, в совокупности со специальным методом интегрирования, предложенным в [2]. Это обеспечивает значительное повышение быстродействия алгоритмов прогноза фазовых координат РН в момент достижения конечных условий.

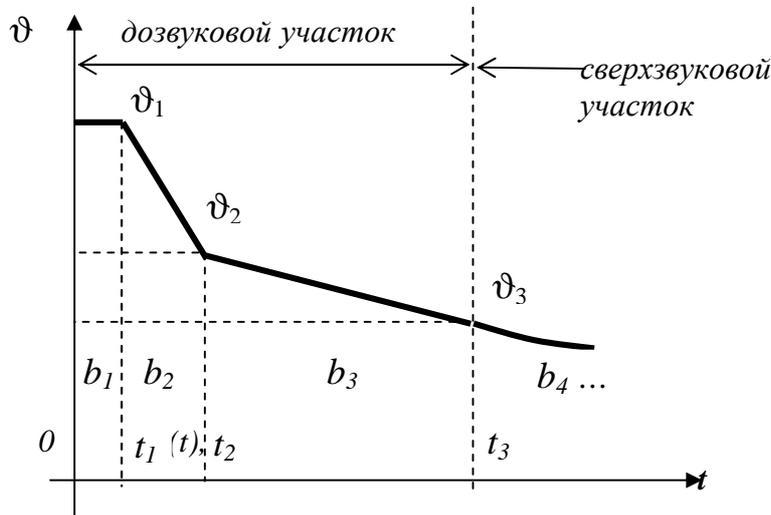


Рис. 1. «Гибкая» программа тангажа

На графике (рис.1) выделены четыре фрагмента «атмосферной» части программы тангажа. Проекции кажущейся скорости на оси X_H и Y_H НГСК определяются из выражений

$$\Delta W_{X_H} = \frac{\sin J_t - \sin J_0}{b^J}; \quad (2)$$

$$\Delta W_{Y_H} = -\frac{\cos J_t - \cos J_0}{b^J},$$

где b^ϑ – коэффициент программы управления.

По известному начальному или конечному значению программного угла (ϑ_0

или ϑ_t) однозначно (с учётом знаков, требуемых для реализации программного движения приращений кажущейся скорости ΔW_{X_H} и ΔW_{Y_H}) аналитически определяются все остальные параметры программы, поскольку теперь

$$b^J = \frac{\sin J_t - \sin J_0}{\Delta W_{X_H}} \quad (2)$$

или

$$b^J = \frac{\cos J_t - \cos J_0}{\Delta W_{Y_H}}, \quad (3)$$

$$\Delta t = \frac{M_0}{m} \left(1 - e^{-\frac{\Delta W_t}{P_{y0} g_0}} \right).$$

Тогда:

$$\alpha_2 = \vartheta_2 - \theta_2, \alpha_3 = \vartheta_3 - \theta_3, \quad (4)$$

где

α_2 и α_3 – значения углов атаки в моменты времени t_2 и t_3 , соответственно (рис. 1);

θ_2 и θ_3 – углы наклона вектора скорости в моменты времени t_2 и t_3 , соответственно.

Угол α_2 здесь является параметром, которым можно управлять на этапе подготовки данных на пуск РН, а α_3 – ограничение по углу атаки, накладываемое на выбор программы управления, обеспечивающее приемлемые поперечные перегрузки.

2.1 Определение параметров программы тангажа на участке сверхзвукового полёта

Для решения этой задачи не требуется разрабатывать специальную модель движения. Дополним типовой алгоритм решения навигационной задачи. В ней вычисляются кинематические параметры движения на момент времени t_j :

$$\vec{V}_j = \vec{V}(t_j) \text{ и } \vec{R}_j = \vec{R}(t_j).$$

Если командно-измерительные приборы (КИП), используемые в СУ, включают акселерометры, то в состав известных данных входит также вектор кажущегося ускорения

$$\vec{W}_j = \vec{W}(t_j).$$

В случае построения КИП на основе гиринонтеграторов не составляет труда оп-

ределение \vec{W}_j путём дифференцирования кажущейся скорости. Разумеется, для этого следует использовать методы численного дифференцирования, предусматривающие сглаживание исходной информации. Так как в состав алгоритмов навигации входит модуль вычисления вектора гравитационного ускорения

$$\vec{g}_j = \vec{g}(\vec{R}[t_j]),$$

можно включить в состав известных величин вектор ускорения

$$\dot{\vec{V}}_j = \dot{\vec{W}}_j + \dot{\vec{g}}_j.$$

Окончательно примем в качестве исходной информации для определения программы тангажа перечисленные выше данные после пересчёта кинематических параметров в относительную систему координат. Под таким пересчётом будем понимать учёт составляющих переносной скорости и ускорения, но с обеспечением записи всех векторов в проекциях на оси начальной гироскопической системы координат.

Тогда:

$$\dot{\vec{V}}_{НГСК} = \dot{\vec{V}} - \dot{\Omega} \times \dot{\vec{R}}_{oc}, \dot{\vec{R}}_{oc} = \dot{\vec{R}} - \dot{\vec{R}}_3,$$

а проекции векторов $\dot{\vec{R}}_{НГСК}$ и $\dot{\vec{R}}$ совпадут. Заметим, что здесь

$$\dot{\Omega} = \Omega \dot{\Omega}^0, \text{ а } \dot{\Omega}^0 = \|l, m, n\|^T,$$

где l , m и n – соответствующие элементы матрицы направляющих косинусов $M_{xс←X}(A_0, B_0, L_0)$, а именно:

$$\begin{aligned} l &= \cos A_0 \cos B_0, \\ m &= \sin B_0, \\ n &= -\sin A_0 \cos B_0. \end{aligned}$$

Поэтому в скалярной форме можно вычислить проекции относительной скорости на оси инерциальной системы координат:

$$\begin{aligned} V_x^* &= V_x + \Omega(ny - mz); \\ V_y^* &= V_y + \Omega(lz - nx); \\ V_z^* &= V_z + \Omega(mx - ly). \end{aligned}$$

Символ «*» указывает на пересчёт параметров движения в относительные величины.

С учётом изложенных особенностей записи кинематических параметров относительного движения в проекциях на оси инерциальной системы координат (НГСК) имеем:

$$\begin{aligned} \dot{V}_x^* &= \dot{V}_x + \Omega(n \dot{V}_y - m \dot{V}_z); \\ \dot{V}_y^* &= \dot{V}_y + \Omega(l \dot{V}_z - n \dot{V}_x); \\ \dot{V}_z^* &= \dot{V}_z + \Omega(m \dot{V}_x - l \dot{V}_y). \end{aligned}$$

2.2 Математическая постановка задачи

Математическая постановка задачи выбора программы на участке сверхзвукового полёта может быть сформулирована на следующем образом.

Заданы:

$$1) \text{ начальные условия } t_j, \vec{R}_{j*}, \vec{V}_{j*}$$

$$\text{и параметры } \vec{V}_{j*}, \vec{W}_j, \vec{W}_j;$$

2) ограничения:

$$\alpha < \alpha_{\max},$$

$$\beta < \beta_{\max};$$

3) структура «гибкой» программы управления:

$$\vartheta = \vartheta_{i-1} + b_i^J [W(t) - W(t_{i-1})],$$

$$\psi = \psi_{i-1} + b_i^Y [W(t) - W(t_{i-1})].$$

Требуется определить

$$\{t_i, b_i^J, b_i^Y, J_i\},$$

где i – номер шага интегрирования уравнений движения.

2.3 Алгоритм пересчёта кинематических параметров в относительную систему координат

Алгоритм получается значительно проще для реализации на борту, если его разработать для векторов относительной скорости и радиуса-вектора центра масс (ЦМ), проекции которых рассматриваются относительно осей абсолютной СК. Удобнее всего использовать для этого геоцентрическую начальную гироскопическую систему координат (ГНГСК). Для получения ГНГСК оси НГСК параллельно самим себе смещаются в центр Земли (на практике в настоящее время такие СК широко применяются).

В начальной точке параметры ϑ_{i-1} , ψ_{i-1} , b_i^J , b_i^Y не известны. Как показано выше, они могут быть найдены из соотношений

$$b_i^J = -\frac{J_i}{\dot{W}_i}, \quad b_i^Y = -\frac{Y_i}{\dot{W}_i}. \quad (5)$$

Задача сводится к определению значений требуемых угловых скоростей J_i и Y_i , обеспечивающих одинаковый разворот в пространстве векторов продольной оси РН и относительной скорости с учётом того обстоятельства, что в начале разворота соотношение (4) выполнено, т.е. указанные векторы совпадают (рис. 2).

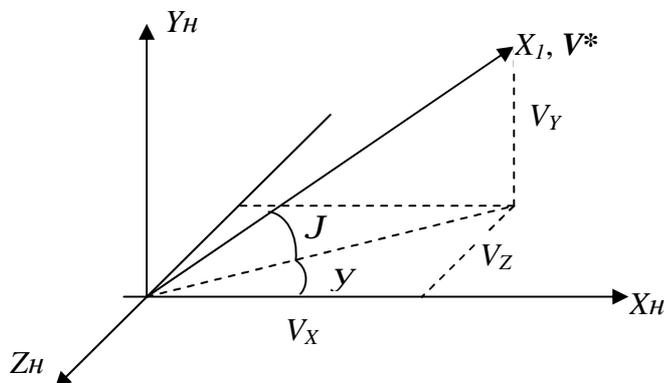


Рис. 2. Выбор программ на участке сверхзвуковых скоростей

Из рис. 2 следует:

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} J &= \frac{V_Y}{\sqrt{V_X^2 + V_Z^2}}, \\ \operatorname{tg} Y &= -\frac{V_Z}{V_X}. \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \dot{J} = \frac{\cos J}{V^*} \cdot \left(\dot{V}_Y - \frac{\operatorname{tg}^2 J}{V_Y} \cdot (V_X \dot{V}_X + V_Z \dot{V}_Z) \right) \\ \dot{Y} = \frac{\cos^2 Y}{V_X} \cdot \left(\frac{V_Z}{V_X} \dot{V}_X - \dot{V}_Z \right) \end{cases} \quad \text{при } J_{i-1} = \operatorname{arctg} \frac{V_Y}{\sqrt{V_X^2 + V_Z^2}}, \quad (7)$$

$$\text{при } Y_{i-1} = -\operatorname{arctg} \frac{V_Z}{V_X}.$$

Для увеличения шага интегрирования имеет смысл оценить, насколько изменятся углы a и b за шаг прогноза движения h , если на всём протяжении шага интегрирования считать производные от ϑ и ψ постоянными на этом шаге. Очевидно, что можно скорректировать эти производные таким образом, чтобы уменьшить отклонения значений углов атаки a и скольжения b на каждом шаге от их программных значений. Для этого запишем выражения программных значений $J(t)$ и $Y(t)$ в виде

$$\begin{aligned} J_i(t) &= J_{i0} + K_J \cdot \dot{J}_i \cdot t, \\ Y_i(t) &= Y_{i0} + \dot{Y}_i \cdot t, \end{aligned}$$

где $t = t - t_{i0}$.

Здесь K_ϑ - эмпирически подбираемый параметр согласования, который в процессе подготовки данных на пуск принимается постоянным для каждого запуска. Для современных РН со средней тяговооружённостью можно рекомендовать $t_{TB} = 4 \text{ сек}$.

3. Предлагаемые технологии решения КБЗ доставки ОЧ РН с ТМН в заданные районы падения в интересах сокращения размеров отчуждаемых территорий

Новую технологию решения краевых баллистических задач доставки ОЧ РН с ТМН в заданные районы падения, направленную на сокращение размеров

Дифференцируем по времени и упрощаем обе части каждого из соотношений (6). Находим из них соотношения для расчёта угловых скоростей \dot{J} и \dot{Y} .

В результате упрощений имеем

отчуждаемых территорий, предлагается реализовать на основе применения адаптивных к изменению конструктивных параметров РН математических моделей движения. Будем называть их унифицированными математическими моделями движения (УММД) [3].

Для разработки УММД предлагается технология моделирования полёта РН, позволяющая достичь высокой оперативности при вполне приемлемой точности расчёта параметров движения. Суть разработанной технологии состоит в том, что для каждого конкретного типа РН по общепринятым моделям, используемым при решении краевых задач и расчёте параметров номинальной траектории, предварительно рассчитывается зависимость от времени продольной кажущейся скорости $W_{x1}(t)$. Далее для кусочно-линейной программы управления (при необходимости содержащей параболические фрагменты) рассчитывается траектория полёта первой ступни.

Траектория разбивается на 10-15 участков (в зависимости от тяговооружённости РН). На каждом из них зависимость $W_{x1}(t)$ аппроксимируется таким образом, чтобы компоненты произведения вектора продольного кажущегося ускорения на направляющие косинусы, проецирующие его на оси инерциальной системы координат (НГСК), допускали получение первого и второго интегралов по времени

в аналитическом виде. В этом случае применение специального численно-аналитического метода интегрирования (достаточно подробно изложенного в [3]) позволяет решать систему дифференциальных уравнений движения (СДУД) на активном участке траектории (АУТ) с шагом интегрирования всего в 2-3 раза меньшим, чем шаг, традиционно используемый для решения СДУД на пассивном участке траектории (ПУТ).

Одновременно с этим при моделировании движения РН вместо большого количества таблично задаваемых параметров (таблиц изменения секундного расхода топлива, аэродинамических характеристик, параметров модели атмосферы и т.п.) можно использовать унифицированную модель со значительно меньшим количеством параметров, которые являются обобщением основных проектных параметров [4]. Целесообразно при этом выполнять интегрирование уравнений движения с шагом, на 1-2 порядка превышающим традиционно применяемый шаг для решения данной класса задач.

Рассмотренный подход к моделированию движения РН позволяет обосновать новые технологии оперативного решения целого ряда прикладных задач, связанных с многократным повторением решения прямой баллистической задачи:

- наведения современных РН и баллистических ракет (БР) с нелинейным прогнозом параметров конца траектории выведения (что позволяет повысить адекватность прогноза полёта РН на оставшемся до отделения соответствующей ОЧ интервале времени);

- приближённой оперативной оценки рассеивания отделяющихся частей РН или БР;

- оперативного оценивания областей досягаемости баллистических объектов различного назначения.

Очень важно, что численные значения ООПП в интегрированной форме позволяют представить информацию об

энергетических возможностях каждой ступени конкретной РН, однако структура использующих эти параметры УММД остаётся неизменной (она сводится к ограниченному количеству аналитических алгоритмов, позволяющих моделировать изменение во времени параметров кажущегося движения). Это позволяет моделировать полёт на АУТ различных ступеней различных РН по единым алгоритмам, формируемым из универсальных блоков подобно трансформерам. Очевидно, что возможности УММД, в целом, далеко выходят за рамки решения задачи сокращения размеров районов падения ОЧ РН [5].

На основе применения УММД перспективные технологии решения КБЗ доставки ОЧ РН с ТМН включают следующие этапы:

- использование наведения ОЧ РН по вектору требуемой скорости с нелинейным прогнозом КУ, когда вместо частных баллистических производных используются частные производные dV_x/dp_i , где p_i - параметры программ управления (для УММД указанные частные производные выражаются через аналитические выражения, что обеспечивает быструю и высокоточную коррекцию управляющих параметров при решении краевой задачи);

- расчёт ПУТ с заменой переменной интегрирования (не по времени, а по вы-

$\frac{dq}{dh} = \frac{dq}{dt} / \dot{h}$) с переменным шагом. При этом «цепочка» оптимальных значений шага интегрирования на ПУТ рассчитывается при подготовке данных на пуски и задаётся в ПЗ;

- динамическое уточнение аэродинамических характеристик ОЧ ступеней по мере накопления статистических данных по каждому РН.

Особого внимания заслуживает в рассматриваемом подходе работоспособность модернизируемых таким образом методов наведения даже при возникновении некоторых нештатных ситуаций.

Для реализации перспективных технологий решения КБЗ доставки ОЧ РН с

ТМН необходимо разработать алгоритм расчёта траекторий на основе аппроксимации обобщённых проектных параметров и программы управления.

4. Алгоритм расчёта траектории полёта первой ступени на основе предлагаемой модификации метода наведения

Существующие методы наведения БР и РН [5] основаны на линеаризации конечных условий в зависимости от управляющих параметров. В связи с этим перспективными являются исследования по построению алгоритмов наведения на базе нелинейного прогнозирования движения РН. Особый интерес представляет разработка алгоритма расчёта траекторий с использованием аналитических зависимостей для продольной кажущейся скорости $W_{Xl}(t)$ и программы тангажа (как жёсткой $J(t)$, так и гибкой $J(W_{X1})$), т.к. такие зависимости уже много лет используются в качестве программ управления тягой и угловой ориентацией ЛА).

В качестве исходных данных принимаются табличные функции $W_{Xl}(t)$ и

Таблица 1. Аппроксимация целевой функции нелинейным методом наименьших квадратов

№ п/п	Вид зависимости	Целевая функция для каждого интервала аппроксимации	Базисная функция
1	Логарифмическая	$Q_1 = \sum_{k=1}^N \left[\Delta W_{x_{1k}} + U_k \ln \left(1 - \frac{t_k}{T_k} \right) \right]^2$	$\Delta W_{x_{1k}} = -U_k \ln \left(1 - \frac{t}{T_k} \right)$
2	Параболическая	$Q_2 = \sum_{k=1}^N \left[\Delta W_{x_{1k}} - (U_k t + T_k t_k^2) \right]^2$	$\Delta W_{x_{1k}} = U_k t + T_k t^2$

Аппроксимация на каждом из интервалов осуществляется на основе метода наименьших квадратов. Минимизация логарифмических целевых функций осуществляется с использованием нелинейного метода наименьших квадратов, позволяющего определить коэффициенты U_k и T_k . Затем из всех типов, возможных для данного участка аппроксимаций, выбирается та, которая обеспечивает наименьшее максимальное отклонение полученной функции от номинальных значений ка-

$J(t)$ (или $J(W_{X1})$), полученные на основе моделирования полёта РН по эталонной математической модели движения. Представим значение продольной кажущейся скорости в некоторый момент времени t как сумму её начального значения на момент времени $t_0 < t$ и её приращения за интервал времени $t = t - t_0$:

$$W_{x1}(t) = W_{x1}(t_0) + \Delta W_{x1}(t) = W_{x1}(t_0) + \int_{t_0}^t W_{x1}^*(t) dt \quad (8)$$

Анализ характера поведения функции $W_{x1}^*(t)$ позволяет разбить табличную функцию $W_{x1}(t)$ на характерные интервалы, получив, таким образом, ряд функций $\Delta W_{x1i}(t)$, где $i = 1, \dots, n$ – номер интервала. Для аппроксимации приращений продольной кажущейся скорости после выполненных для различных РН и БР исследований в качестве базисных были выбраны логарифмическая и квадратичная функции.

жущейся скорости в узловых точках. Аналогичным образом производится подбор аналитических зависимостей и для программы тангажа. В этом случае в качестве ориентира для выбора интервалов аппроксимации удобно использовать график табличной зависимости $J(t)$, а в качестве базисных рассматривать линейную и параболическую зависимости. Реализованная на языке Delphi программа позволила получить аппроксимации кажущейся скорости и угла тангажа для нескольких вари-

антов эталонных траекторий с погрешностью, не превышающей 2 м/с по кажущейся скорости и 0,2° по тангажу. В общем случае полученные интервалы аппроксимации кажущейся скорости и программы тангажа не совпадают, поэтому далее осуществляется их «наложение» друг на друга и пересчёт обобщённых параметров для возникающих при их наложении дополни-

тельных интервалов по простым алгебраическим формулам.

Далее на основе аналитических выражений для продольной кажущейся скорости и программы тангажа на каждом из объединённых участков вычисляются проекции приращения вектора $\Delta\bar{W}_{x1}(t)$ и кажущегося пути на оси геоцентрической начальной гироскопической системы координат:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta W_{xHG} = \int_0^{t_k - t_n} \bar{W}_{x1}^{\&}(t) \cdot \cos J(t) \cdot \cos y(t) dt, \quad \Delta S_{xHG} = \int_0^{t_k - t_n} \Delta W_{xHG}(t) dt, \\ \Delta W_{yHG} = \int_0^{t_k - t_n} \bar{W}_{y1}^{\&}(t) \cdot \sin J(t) dt, \quad \Delta S_{yHG} = \int_0^{t_k - t_n} \Delta W_{yHG}(t) dt, \\ \Delta W_{zHG} = - \int_0^{t_k - t_n} \bar{W}_{z1}^{\&}(t) \cdot \cos J(t) \cdot \sin y(t) dt, \quad \Delta S_{zHG} = \int_0^{t_k - t_n} \Delta W_{zHG}(t) dt. \end{array} \right. \quad (9)$$

Данные интегралы вычисляются аналитически с использованием известных специальных функций. Для различных математических моделей такими функциями могут быть интегральные синус и косинус или интегралы Френеля. Встречаются (реже) другие частные слу-

чай и варианты решения без использования специальных функций. В соответствии с модифицированным методом интегрирования Нюстрёма [3] траектория полёта на активном участке рассчитывается по следующему алгоритму:

$$\left\{ \begin{array}{l} \bar{g}_1 = \bar{g}[\bar{R}(t_0)], \\ \bar{g}_2 = \bar{g}[t_0 + 1/2 \cdot h, \bar{R}_0 + 1/2 \cdot h\bar{V}_0 + 1/8 \cdot h^2 \bar{g}_1 + \Delta\bar{S}(h/2)], \\ \bar{g}_3 = \bar{g}[t_0 + h, \bar{R}_0 + h\bar{V}_0 + 1/2 \cdot h^2 \bar{g}_2 + \Delta\bar{S}(h)], \\ \bar{V} = \bar{V}_0 + \Delta\bar{W} + 1/6 \cdot h(\bar{g}_1 + 4\bar{g}_2 + \bar{g}_3); \\ \bar{R} = \bar{R}_0 + \Delta\bar{S} + h\bar{V} + h(1/6 \cdot \bar{g}_1 + 1/3 \cdot \bar{g}_2); \quad h = t_2 - t. \end{array} \right. \quad (10)$$

Предлагаемый полуаналитический (с учётом наличия аналитических выражений для вычисления $\Delta\dot{W}$ и $\Delta\dot{S}$) метод интегрирования уравнений движения БР или РН открывает широкие возможности для реализации метода терминального наведения даже на участках полёта в плотных слоях атмосферы. Он позволяет производить интегрирование с крупным шагом, равным интервалу аппроксимации продольной кажущейся скорости (порядка 10 секунд), и использовать при этом относительно несложные аналитические зави-

симости в сочетании с широко известными специальными функциями, что не требует значительных затрат вычислительных ресурсов БЦВМ. Кроме того, метод может быть пригоден для математического моделирования траекторий вновь разрабатываемых или уже существующих РН, для которых имеется неопределённость по некоторым проектным параметрам. Такая ситуация характерна при проведении анализа потенциальных возможностей зарубежных БР или РН рассматри-

ваемого класса либо на этапе проектирования отечественных средств.

В перспективе планируется разработка алгоритмов уточнения обобщённых параметров по результатам анализа телеметрической информации. Это может оказаться весьма полезным для анализа результатов лётных испытаний РН.

Таким образом, представляется возможным использование рассмотренных алгоритмов для реализации терминального наведения РН на участке полёта в плотных слоях атмосферы. Для проверки реализуемости такой возможности осуществлялось имитационное моделирование. АУТ первой ступени РН разбивался на фрагменты, обеспечивающие возможность интегрирования системы дифференциальных уравнений движения по алгоритму (10) за один шаг интегрирования. С помощью датчика случайных чисел «зашумлялись» ООПП, что приводило к соответствующей имитации «возмущения» составляющих векторов кажущихся параметров движения на каждом таком участке, т.е. к имитации формирования трубки траекторий (рис. 3). На рисунке отображается характер изменения условных «текущих» отклонений точки падения, обу-

словленных имитируемыми возмущениями кинематических параметров движения. Здесь ΔL – отклонения по дальности, соответствующие имитируемым возмущениям (вычислялись прямым расчётом пассивных участков траектории).

На рис. 4 отображается характер изменения той части отклонений точек падения по дальности $\Delta L_{\text{комп}}$, которая компенсируется в результате управляемого отклонения угла атаки (в пределах типичного ограничения $|\Delta\alpha| < 1.5^\circ$). В связи с практически симметричным характером отклонений с противоположными знаками отображаются только положительные значения компенсируемых отклонений. Видно, что большую ось эллипса рассеивания можно сократить почти на 3 км (± 1.5 км) или на 7.5 %. Следует отметить, что величина уменьшения района падения существенно зависит от принятой модели рассеивания. Так что представленные цифры всего лишь иллюстрируют работоспособность рассмотренного подхода, но не предназначены для выводов о возможностях реального сокращения районов падения.

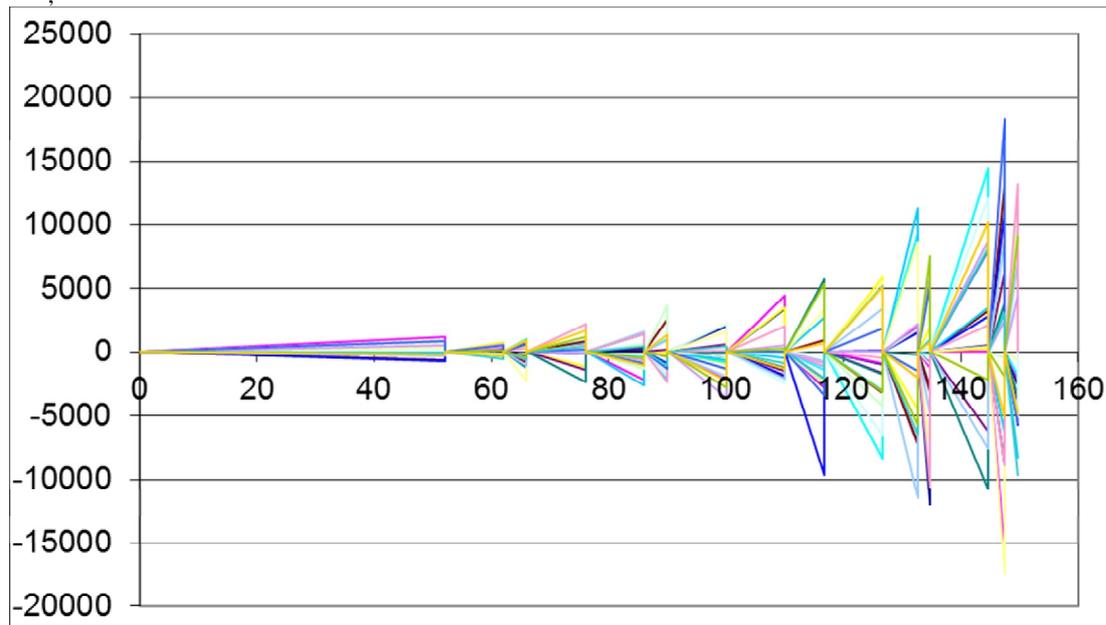


Рис. 3. Результаты статистического моделирования

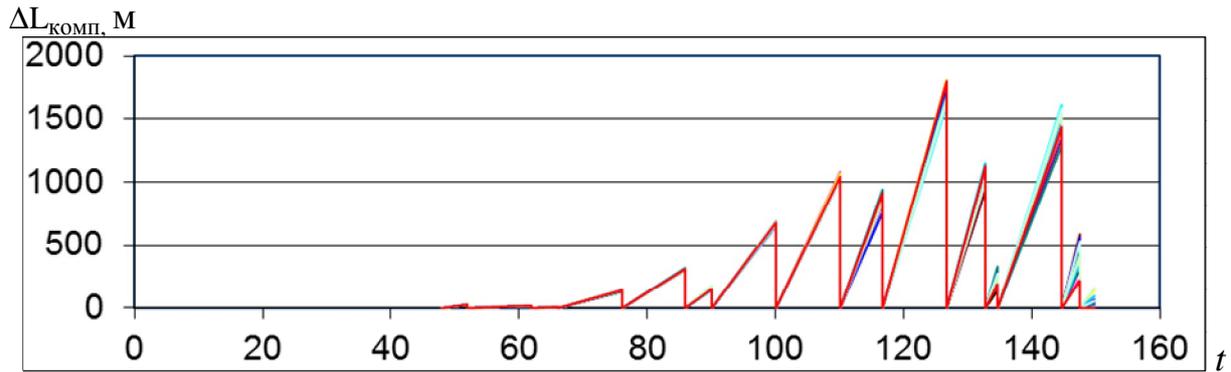


Рис. 4. Оценка величины уменьшения большой оси эллипса рассеивания

Таким образом, в работе предложен подход к реализации терминального наведения уже на ранних участках полёта РН, т.е. при полёте в плотных слоях атмосферы. При этом соблюдение ограничений, накладываемых на этом участке, обеспечивается за счёт непосредственного управления углами атаки и скольжения. Обосновываются баллистические аспекты возможности реализации такого управления и предлагается технология программирования движения, обеспечивающая сокращение размеров ППОЧ при реализации терминального метода наведения РН в плотных слоях атмосферы.

Ожидаемый эффект – сокращение размеров ППОЧ, как следствие – сокращение затрат на арендную плату за использование полей падения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект № 09-08-00750-а.

Библиографический список

1. Разоренов, Г. Н. Системы управления летательными аппаратами:

Учебник для вузов [Текст] / Г. Н. Разоренов, Э. А. Бахрамов, Ю. Ф. Титов. – М.: Машиностроение, 2003. – 584 с.

2. Беневольский, С. В. Баллистика: Учебник [Текст] / С. В. Беневольский, В. В. Бурлов, В. П. Казаковцев и др. – Пенза: ПАИИ, 2005. – 510 с.

3. Беневольский, С. В. Математические модели движения для синтеза методов наведения перспективных баллистических ракет / С. В. Беневольский // Оборонная техника. – 2007. – № 3-4. – С. 12 – 16.

4. Аппазов, Р. Ф. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли [Текст] / Р. Ф. Аппазов, О. Г. Сытин. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 440 с.

5. Беневольский, С. В. Решение краевых и оптимизационных задач баллистического проектирования на основе визуализации сеточных функций / С. В. Беневольский, В. И. Гончаренко // Вестник МАИ. – 2009. т. 16. – № 3. – С. 90-100.

PROMISING TECHNOLOGIES FOR SOLVING BOUNDARY PROBLEMS REGARDING THE DELIVERY OF SEPARATING PARTS OF CARRIER ROCKETS WITH TERMINAL TARGETING

© 2011 S. V. Benevolsky, V. I. Goncharenko

Moscow Aviation Institute (State Technical University)

An unconventional approach to the realization of terminal targeting even at the early stages of flight of carrier rockets, i.e. – during the flight in the Earth atmosphere is proposed. Ballistic aspects of the possibility of such targeting are justified and a technology of motion programming is proposed. This technology provides the reduction of the drop area of separating parts during the realization of the terminal method of targeting carrier rockets in the Earth atmosphere.

Method of targeting, boundary problem, carrier rocket, of drop separating parts area, control program.

Информация об авторах

Беневольский Сергей Владимирович, доктор технических наук, профессор. Московский авиационный институт (государственный технический университет). Область научных интересов: разработка методов терминального наведения летательных аппаратов, математических моделей движения на активном и пассивном участках траектории, унификация математических моделей движения и выбор программ управления движением летательных аппаратов.

Гончаренко Владимир Иванович, кандидат технических наук, доцент, директор Военного института при Московском авиационном институте (государственном техническом университете). Область научных интересов: теория полёта космических аппаратов и баллистика ракет, управление, вычислительная техника и информатика.

Benevolsky Sergey Vladimirovitch, doctor of technical sciences, professor, Moscow Aviation Institute (State Technical University), mgту-bsv@mail.ru. Area of research: development of methods for terminal targeting of aircraft, mathematical models of motion on active and passive sections of the flight path (trajectory), unification of mathematical models of motion and choosing aircraft motion control programs.

Goncharenko Vladimir Ivanovitch, candidate of technical sciences, associate professor, head of the Military Institute, Moscow Aviation Institute (State Technical University), vladimirgonch@mail.ru. Area of research: theory of spacecraft flight and rocket ballistics, management, computer engineering and computer science (informatics).