

Канд. техн. наук В. Н. Сиренко, А. С. Лёвин,
И. В. Маштак, д-р техн. наук А. Д. Шептун

ТЕРМИНАЛЬНОЕ НАВЕДЕНИЕ МАНЕВРИРУЮЩИХ ПРИ СНИЖЕНИИ В АТМОСФЕРЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА УСЛОВИЯХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ БАЛАНСИРОВКИ

Высокоточное наведение маневрирующих при снижении в атмосфере сверхзвуковых летательных аппаратов с высокой степенью уноса теплозащиты является известной проблемой космической баллистики. Вследствие применения существующих ныне методов расчета уноса теплозащиты и последующего расчета аэродинамических характеристик возникает разброс точек приземления, достигающий 5 км и более. Позволяет достичь требуемой точности (сотни метров) функциональный метод наведения, однако он требует дополнительного резерва мощности управляющих органов на уровне ~50% для парирования влияния возмущающих факторов. Известный терминальный метод наведения, получивший в последнее время широкое распространение, основан на высокоточном прогнозе параметров движения и в связи с этим малоперспективен. Рассмотрен метод, позволяющий в 15-20 раз снизить разбросы по дальности полета, обусловленные незнанием (в том числе из-за уноса покрытия) его текущих аэродинамических характеристик, и обеспечить парирование накопленного бокового отклонения в пределе 1-1,5 км. Он применим к летательным аппаратам с массовой асимметрией (поперечным смещением центра масс), выполняющим маневрирование на условиях аэродинамической балансировки. В основе метода лежит решение о повышении точности попаданий путем закрутки снарядов вокруг продольной оси. Предложено при движении летательного аппарата в режиме пикирования регулярно (через промежутки времени на уровне нескольких долей секунд) проводить расчет траектории его полета в режиме (условно) авторотации средствами бортового центрального вычислительного комплекса. По результатам обработки единичных расчетов устанавливают соответствующие им дальности полета и боковые смещения точек приземления, прогнозируют момент времени, при котором дальность полета равна заданной, и определяют среднее боковое отклонение. В этот момент времени угловое движение летательного аппарата переходит в режим авторотации. Парирование бокового смещения осуществляется введением корректировки полупериодов движения летательного аппарата по углу прецессии. Представлен пример наведения летательного аппарата на заданную дальность и его приведение в точку приземления, смещенную вправо относительно первоначальной трассы полета на ~1 км. Определена погрешность терминального наведения маневрирующего при снижении летательного аппарата при использовании предложенного метода наведения.

Ключевые слова: угловое движение летательного аппарата, точка приземления, методическая ошибка наведения, наведение маневрирующего сверхзвукового летательного аппарата.

Високоточне наведення надзвукових літальних апаратів, що маневрують під час зниження в атмосфері, з високим ступенем винесення теплозахисту є відомою проблемою космічної балістики. Внаслідок застосування наявних на цей час методів розрахунку винесення теплозахисту і подальшого розрахунку аеродинамічних характеристик виникає розкид точок приземлення, що досягає 5 км і більше. Дозволяє досягти необхідної точності (сотні метрів) функціональний метод наведення, проте він вимагає додаткового резерву потужності керівних органів на рівні ~50% для парювання впливу збурювальних факторів. Відомий термінальний метод наведення, який отримав останнім часом поширення, засновано на високоточному прогнозуванні параметрів руху і у зв'язку з цим малоперспективний. Розглянуто метод, що дозволяє у 15-20 разів зменшити розкиди за дальністю польоту, зумовлені незнанням (у тому числі через винесення покриття) його поточних аеродинамічних характеристик, і забезпечити парювання накопиченого бічного відхилення в межі 1-1,5 км. Його можна застосовувати до літальних апаратів з масовою асиметрією (поперечним зміщенням центру мас),

що виконують маневрування на умовах аеродинамічного балансування. В основі методу лежить рішення про підвищення точності влучень шляхом закрутки снарядів навколо поздовжньої осі. Запропоновано під час руху літального апарата в режимі пікірування регулярно (через проміжки часу на рівні декількох часток секунд) розраховувати траєкторії його польоту в режимі (умовно) авторотації за допомогою засобів бортового центрального обчислювального комплексу. За результатами оброблення одиничних розрахунків установлюють відповідні їм дальності польоту і бічні зсуви точок приземлення, прогнозують момент часу, за якого дальність польоту дорівнює заданій, і визначають середнє бічне відхилення. У цей момент часу кутовий рух літального апарата переходить у режим авторотації. Парування бокового зміщення здійснюють введенням коригування напівперіодів руху літального апарата за кутом прецесії. Подано приклад наведення літального апарата на задану дальність і його приведення в точку приземлення, зміщену вправо відносно початкової траси польоту на ~1 км. Визначено похибку термінального наведення літального апарата, що маневрує під час зниження, з використанням запропонованого методу наведення.

Ключові слова: кутовий рух літального апарата, точка приземлення, методична помилка наведення, наведення надзвукового літального апарата, що маневрує.

High-precision guidance of supersonic flying vehicles maneuvering while descending in the atmosphere with high degree of thermal protection ablation is a well-known problem of space ballistics. The existing methods for calculating the ablation of thermal protection and the subsequent calculation of aerodynamic characteristics lead to scatter of the landing points of a flying vehicle reaching 5 km or more. The functional guidance method, in principle, allows achieving the required guidance accuracy (hundreds of meters), however, it requires a reserve of power of the controls at a level ~50% to counter the influence of disturbing factors. The known terminal guidance method, which has recently become widespread, is based on a highly accurate prediction of motion parameters and, in this regard, has little promise. The method has been described in the article that allows 15-20-fold reducing the flight range scatters caused by lack of knowledge (including due to coating ablation) of its current aerodynamic characteristics and ensuring that the accumulated lateral deviation is counteracted in the limit to 1-1.5 km. The method is applicable to the flying vehicles with weight asymmetry ("transverse" displacement of the center of mass), performing maneuvering under conditions of aerodynamic balancing. The method is based on the solution to increase the accuracy of hits by spinning the shells around longitudinal axis. It is proposed that when a flying vehicle moves in the dive mode by means of the onboard CVC, it is regular (at intervals) to calculate its flight path in the (conditionally) autorotation mode. Based on the results of processing single calculations, the corresponding flight ranges of a flying vehicle and the lateral displacement of the touchdown points are determined, the point in time is predicted at which the flight range of the flying vehicle is equal to the specified one and the average lateral deviation is determined. At this moment the angular movement of the flying vehicle is transferred to the autorotation mode. Counteraction of the lateral displacement is introduced by adjusting the half-periods of flying vehicle movement along the angle of the precession. An example of pointing a flying vehicle at a given range, and bringing it to the touchdown point, shifted to the right relative to the original flight path by ~1 km. The error of the terminal guidance of a maneuvering while reducing the aircraft using the proposed guidance method is determined.

Key words: angular motion of flying vehicle; touchdown point, methodological error of guidance, guidance of maneuvering supersonic flying vehicle.

Введение

Одним из возможных вариантов маневрирования летательного аппарата (ЛА) в атмосфере является организация его углового движения при неизменных (практически постоянных) углах нутации θ и собственного вращения φ . Такой вариант движения имеет место при смещении центра масс осесимметричного ЛА в поперечном направлении

(так называемая весовая асимметрия) на величину Z_T [1, 2]. Как следствие, в отсутствие возмущений продольная ось ЛА располагается по отношению к вектору скорости под балансирующим углом атаки

$$\alpha_0 = \frac{C_{\tau} y_t}{C_n^{\alpha} (C_d - C_l) L} \quad (\text{обозначения согласно [3]}).$$

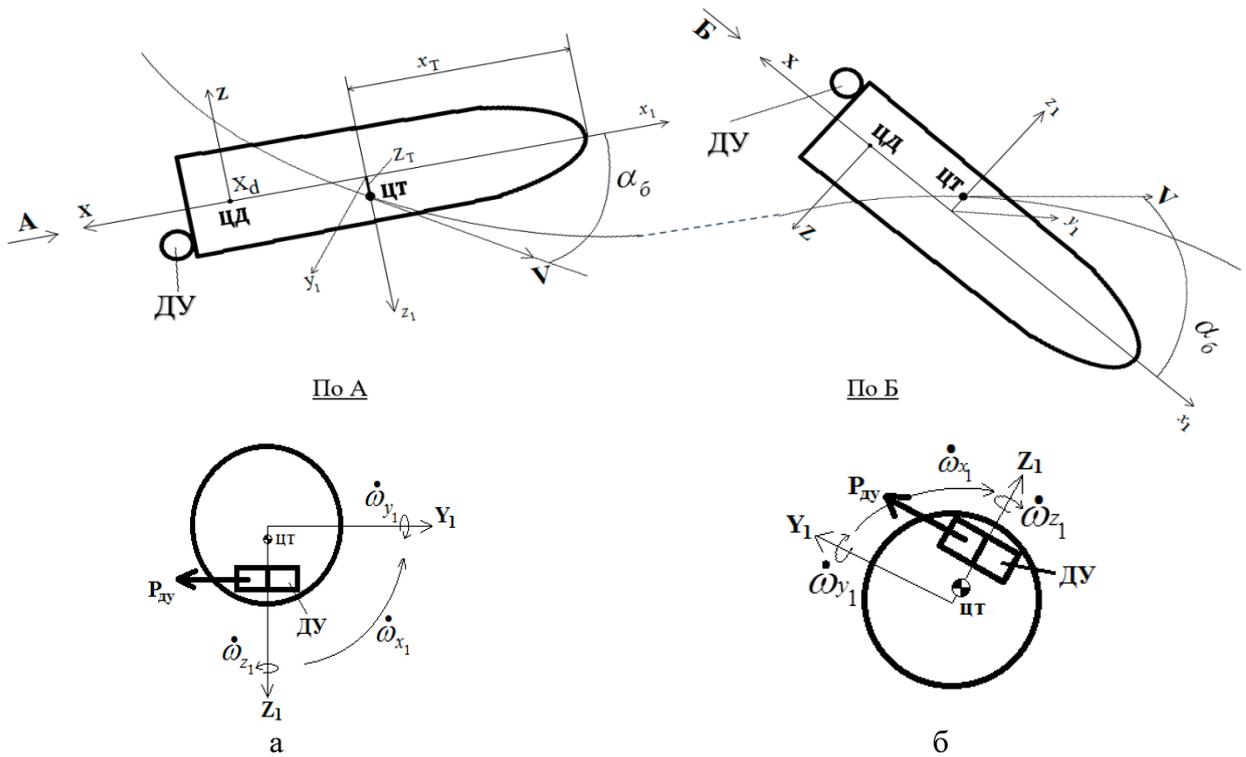


Рис. 1. Схема маневрирования летательного аппарата:
 а – кабрирование; б – пикирование;
 ЦД – центр давления; ЦТ – центр тяжести; ДУ – двигательная установка

Направление маневрирования ЛА в атмосфере изменяется за счет включения-выключения двигателя (рис. 1), создающего моменты вокруг двух осей – OX_1 и, например, OZ_1 . Для создания моментов вокруг названных осей могут использоваться и

аэродинамические рули. В условиях действия аэродинамических моментов угловое движение ЛА характеризуется почти линейным изменением угла прецессии ψ и практически постоянными углами собственного вращения φ и нутации θ (рис. 2).



Рис. 2. Параметры углового движения ЛА

Маневрирование сверхзвуковых ЛА на участке снижения в атмосфере является известной задачей баллистики и динамики полета. Во многих случаях оно используется для обеспечения ухода ЛА от пролонгированной баллистической номинальной

траектории спуска с последующим приведением его в точку прицеливания (ТП), заданную, например, относительно баллистической точки падения. Трудности построения траектории полета во многом обусловлены недостаточной точностью информа-

ции об изменяемых из-за уноса теплозащиты в полете технических характеристиках ЛА, в первую очередь, о запасе статической устойчивости (ЗСУ). По имеющимся данным из-за этого фактора погрешность прогнозирования угла атаки может достигать нескольких десятков процентов в обе стороны от номинального значения. Результатом этого влияния становится большой разброс «трубки» расчетных траекторий и точек падения (в пределах 5 км и более, рис. 3).

В условиях действия всех возмущающих факторов на движение сверхзвуковых ЛА можно применить в основном два метода управления полетом. Первый из них основан на реализации в текущий момент времени программного движения ЛА в соответствии с заданным законом управления (так называемый функциональный метод управления). Вторым, названный его авторами терминальным, т.е. осуществляющим управление по конечному, на правом конце траектории, состоянию объекта управления [4], предусматривает с некоторого момента времени многократный высокоточный расчет траектории полета по измеренным системой управления (СУ) текущим параметрам движения и по результатам отклонений от заданного состояния на правом конце траектории (рис. 3) осуществляет корректировку управления ЛА в текущий момент времени. Использование терминального управления предъявляет жесткие требования к точности прогнозирования движения ЛА по определяемым СУ параметрам движения, поскольку погрешности прогнозирования движения напрямую определяют точность терминального наведения.

Функциональный метод требует для реализации программного движения значительного резерва мощности управляющих органов для компенсации действия всех возмущающих факторов. Использование этого метода для управления движением сверхзвуковых ЛА с весовой асимметрией и большими разбросами изменяемой конфигурации из-за значимых уносов теплозащиты является малопривлекательным. На практике его использование тормозит низкая точность прогнозирования технических характеристик ЛА, в первую очередь ЗСУ,

влияющего на движение в режиме маневрирования.

Оба метода требуют значительного увеличения точности расчета уноса теплозащиты. В связи со сложностью построения модели высокоточного расчета уноса теплозащиты ожидать существенного прогресса в указанном направлении крайне трудно. Возможным вариантом высокоточного наведения ЛА в заданную ТП в этом случае является переход в некоторый момент времени (определяемый по специальной процедуре) из режима пикирования или кабрирования в режим авторотации с минимальным влиянием разбросов характеристик ЛА (в первую очередь, разброса ЗСУ ЛА) на дальность полета и с парированием бокового отклонения.

В данной статье предложен и обоснован на реальном примере метод наведения маневрирующего в атмосфере сверхзвукового ЛА с поперечным смещением центра масс с введением управления только по углу прецессии при заданных (неизменных) балансирующем угле атаки (нутации) и близком к нулю угле собственного вращения. В его основе лежит переход из режима пикирования в режим авторотации, при реализации которого в значительной степени снижается влияние на движение ЛА возмущающих факторов. Момент перехода определяется дальностью до заданной ТП ЛА.

На рис. 3 показана траектория полета ЛА в режимах кабрирования, пикирования и авторотации.

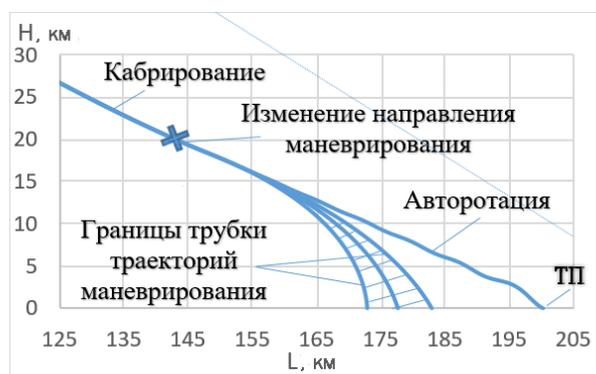


Рис. 3. Схема движения ЛА в атмосфере в режимах кабрирования, пикирования, авторотации: x – переход из режима кабрирования в режим пикирования

Цель и задачи исследований

Целью исследований является построение терминального метода наведения в заданную ТП маневрирующего при снижении в атмосфере сверхзвукового ЛА с весовой асимметрией и с управлением только по углу прецессии при значительных разбросах его технических характеристик, обусловленных в основном недостаточной точностью прогнозирования уноса теплозащиты. При разработке метода должен быть решен ряд частных задач. Среди них построение алгоритма перехода с режима пикирования в режим авторотации, определение смещения точек падения ЛА от направления линии дальности и построение метода парирования в полете этого смещения, оценка возможности использования принципов терминального наведения в авторской постановке [4] для формирования управления по движению ЛА в заданную точку приземления по дальности, оценка методических погрешностей наведения по дальности и боковому смещению, др.

Метод высокоточного наведения маневрирующих в атмосфере сверхзвуковых ЛА с возможностью управления только по углу прецессии

Маневрирующий при снижении в атмосфере сверхзвуковой ЛА со смещенным в поперечном направлении центром масс на Z_i представлен на рис. 1. Типичная картина движения ЛА в проекции на вертикальную плоскость при реализации маневра типа кабрирование – пикирование показана на рис. 3 при номинальных условиях полета и условно максимальных и минимальных воздействиях возмущений, которым соответствует номинальная, максимальная и минимальная «глубины» маневра. Отклонение точки падения ЛА по дальности для крайних траекторий маневрирования по данным предварительных расчетов достигает $\pm 5...6$ км, что во многих практически важных случаях неприемлемо. Основным возмущающим фактором, определяющим большую часть этих отклонений (до 90%), является прогнозируемое с большими погрешностями изменение формы ЛА из-за

значительных разбросов уноса теплозащиты. На фоне остальных возмущений оно имеет решающее значение для разброса ЗСУ ЛА.

Изложенное исключает использование терминального управления в авторской постановке [4] для наведения маневрирующих ЛА на заданную ТП.

Алгоритм терминального наведения ЛА с весовой асимметрией и управлением только по углу прецессии базируется на таких положениях (на примере реализации маневра типа кабрирование – пикирование):

1. Принимается, что точка пересечения траектории типа кабрирование – пикирование с поверхностью Земли лежит в недолет ($-\Delta L$) относительно заданной ТП ЛА (рис. 3).

2. На борту ЛА СУ непрерывно проводятся измерения его параметров движения q_i ($i = 1...6$).

3. После введения режима пикирования средствами бортовой цифровой вычислительной машины через малые промежутки времени (например, через $T_q \sim 0,2 - 0,3$ с) на основе данных п. 2 проводится серия расчетов условных j -тых траекторий полета ЛА, движение которого переведено в режим авторотации с характеристиками углового движения $\dot{\psi} \sim \text{const}$, $\theta = \alpha_0$, $\varphi = \text{const}$ [4].

В режиме авторотации движение центра масс ЛА происходит (условно) по наружной поверхности условного цилиндра с криволинейной образующей в виде винтовой линии с шагом, равным текущей скорости полета. Проекция винтовой линии на вертикальную и горизонтальную плоскости представляют собой волнообразные кривые с изменяющейся амплитудой и частотой (рис. 4, б, трассы 13-15).

Пересечение цилиндра с поверхностью Земли имеет форму эллипса (примерно) с полуосями $\Delta L \times \Delta Z$ и представляет собой методическую погрешность наведения.

В таком режиме полета за период обращения ЛА по углу прецессии усредняются (практически компенсируются) за виток влияние на дальность полета и боковое сме-

шение возмущений, вызывающих отклонение точек приземления. Типичная картина движения ЛА в проекции на вертикальную и горизонтальную плоскости с обеспечением заданной дальности полета $L_3=187,5$ км представлена на рис. 4. Данные этого рисунка отражают изменение бокового отклонения при введении режима авторотации с траектории пикирования, реализованное при разных возмущениях по ЗСУ ($\Delta C_d = 0; +0,01; -0,01$).

По результатам расчетов каждой условной j -той траектории определяются невязки по дальности δL_j и боковому смещению δZ_j точки ее пересечения с поверхностью Земли по отношению к заданным координатам ТП.

4. По результатам обработки невязок δL_i и ΔZ_i определяются момент t_{n-a} перехода ЛА из режима пикирования в режим авторотации и средний промах в боковом направлении ΔZ_{cp} от заданной ТП. В момент времени $t = t_{n-a}$ однократным включением двигательной установки (или с использованием аэродинамических управляющих органов) движение ЛА переводится в режим авторотации.

5. В том случае, если среднее боковое отклонение превышает допустимое значение ($\Delta Z_{cp} > \Delta Z_{don}$), после перехода движения ЛА с режима пикирования в режим авторотации увеличиваются или уменьшаются полупериоды $\Delta T_{np}/2$ вращения ЛА по углу прецессии в зависимости от знака отклонения точки падения ЛА от заданной точки приземления. Если проведения такой операции на одном периоде прецессионного движения ЛА недостаточно для ликвидации бокового отклонения ΔZ_{cp} , то ее также проводят и на следующих витках прецессионного движения ЛА.

Необходимая для парирования бокового промаха коррекция прецессионного движения ЛА (увеличение или уменьшение полупериодов вращения по углу прецессии) проводится в соответствии с таким алгоритмом:

– определение необходимого увеличения (уменьшения) скорости полета в боковом направлении для компенсации промаха ΔZ_{cp}

$$\dot{\Delta Z} = \Delta Z_{cp} / \tau_k,$$

где τ_k – время от момента окончания коррекции k -того полупериода вращения по углу прецессии до приземления ЛА;

– вычисление по полученному значению $\dot{\Delta Z}$ необходимой коррекции угловой скорости прецессии $\dot{\Delta \psi}$ и соответствующее ей изменение полупериодов вращения ЛА по углу прецессии $\Delta T_{np}/2$:

$$\dot{\Delta Z} = \int_0^{\Delta T_{np}/2} \ddot{\rho} \cos(\dot{\psi} t) dt - \int_0^{\Delta T'_{np}/2} \ddot{\rho} \cos((\dot{\psi} + \dot{\Delta \psi}) t) dt,$$

где $\Delta T_{np}/2 = T'_{np}/2 - T_{np}/2$; $\ddot{\rho} = \frac{C_n^\alpha q S_m}{m} \alpha_s$ –

нормальное к продольной оси ЛА ускорение, обусловленное действием аэродинамических сил; $\Delta T_{np}/2$, $\Delta T'_{np}/2$ – соответствующие полупериоды прецессии до и после введения коррекции угловой скорости прецессии; $\dot{\Delta \psi}$ – определенная на основе соотношения для $\dot{\Delta Z}$ коррекция угловой скорости прецессии ЛА;

– определение требуемого приращения проекции угловой скорости ЛА $\Delta \omega_{z_1}$ на ось OZ_1 с учетом постоянства на полупериодах прецессии параметров углового движения ЛА (угла нутации θ (угла атаки α_s) и угла собственного вращения $\varphi \sim 0$) по вычисленному значению коррекции $\dot{\Delta \psi}$

$$\Delta \omega_{z_1} = \dot{\Delta \psi} / \alpha_s;$$

– ввод дополнительного момента вокруг оси OZ_1 $\Delta M_{z_1} = \frac{\Delta \omega_{z_1} I_{z_1}}{\tau_{M_{z_1}}}$, создаваемого от-

дельными силовыми механизмами (например, системой управления, ориентации и стабилизации), двигательной установкой, аэродинамическими рулями и др. ($\tau_{M_{z_1}}$ –

продолжительность действия дополнительного момента; I_{z_1} – момент инерции ЛА вокруг оси OZ_1) для реализации $\Delta\omega_{z_1}$.

Для примера в таблице представлены данные по коррекции прецессионного движения ЛА, обеспечивающего парирование

промаха в боковом направлении, накопленного в режимах кабрирования – пикирования и авторотации, для случаев реализации номинальной и предельных траекторий маневрирования (см. рис. 3).

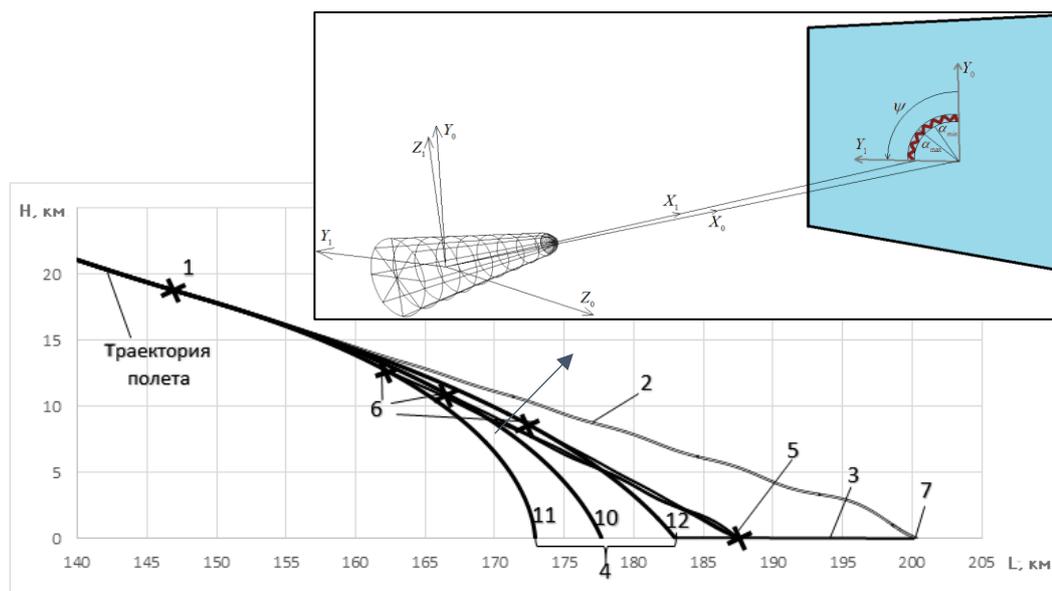
Запас статической устойчивости ЛА	номинальный $\Delta C_d = 0$	минимальный $\Delta C_d = -0,01$	максимальный $\Delta C_d = +0,01$
Боковое отклонение	76 м вправо	70 м влево	346 м вправо
Динамика компенсации бокового отклонения	<p>Номинальное движение по углу прецессии с периодом T_{np}^0</p> <p>T_{np}^+ (T_{np}^-) – увеличенный (уменьшенный) период обращения для компенсации бокового отклонения</p>		
Изменение полупериодов обращения ЛА по углу прецессии, с	$\frac{\Delta T_{np}}{2} = +0,04$	$\frac{\Delta T_{np}}{2} = -0,035$	$\frac{\Delta T_{np}}{2} = +0,695$

Пример терминального наведения ЛА в заданную ТП

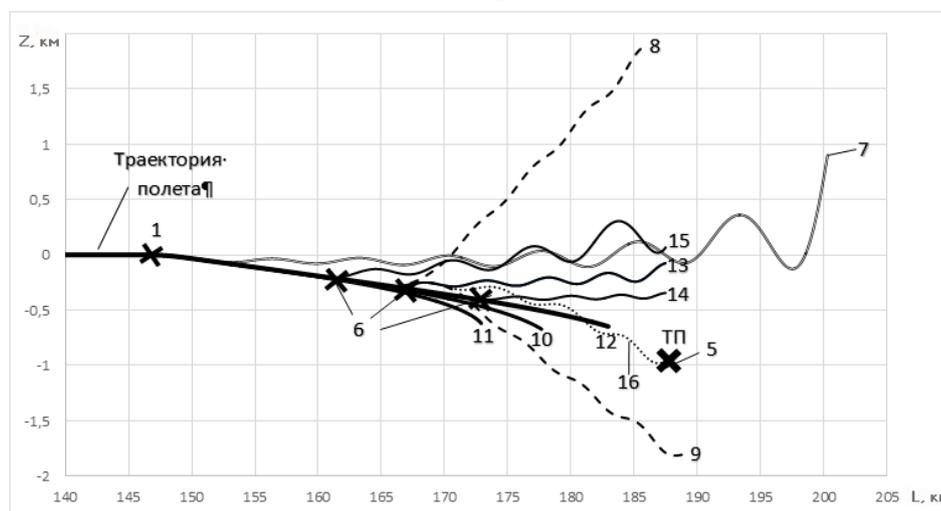
Предложенный в предыдущем разделе метод наведения, обеспечивающий возможность парирования влияния одного из основных возмущающих факторов – разброса запаса статической устойчивости ЛА $\Delta C_d = C_d - C_T$, реализован применительно к маневру типа кабрирование – пикирование. Использовался вариант численного моделирования движения на участке авторотации. В качестве исходных данных приняты номинальный ЗСУ ЛА $\Delta C_d^0 = 0,02$, его предельный разброс $\delta(\Delta C_d) = \pm 0,01$, масса ЛА $m_{ЛА} = 880$ кг, площадь миделя $S_m = 1$ м², коэффициент осевого аэродинамического сопротивления при $Ma = 20$ $C_{x_0} = 0,08$, поперечное смещение центра масс $Z_t = 65$ мм, длина ЛА $L = 2$ м. Начальные условия движения ЛА: высота

$h_0 = 80$ км, скорость полета $V_0 = 7250$ м/с, наклон вектора скорости к местному горизонту $\theta_v = -22,5^\circ$. Численное значение балансирующего угла атаки α_ϕ принималось по результатам решения динамических и кинематических уравнений Эйлера [3]. Координаты ТП по дальности и боковому смещению принимались равными: по дальности $L_{ТП} = 187,5$ км, в боковом направлении в пределах $\Delta Z_{ТП} = -1$ км (вправо) относительно невозмущенной траектории полета.

Вариант реализации предложенного способа наведения ЛА представлен на примере (рис. 4) движения гипотетического ЛА с высоты 80 км в заданную ТП. Рисунок содержит проекции трасс моделированного движения ЛА на вертикальную (а) и горизонтальную (б) плоскости при разных условиях полета в режимах кабрирования, пикирования и авторотации.



а



б

Рис. 4. Проекция траектории полета ЛА на вертикальную (а) и горизонтальную (б) плоскости в различных режимах движения:

1 – момент перехода из режима кабрирования в режим пикирования; 2 – режим авторотации с момента 1; 3 – диапазон дальности высокоточного наведения ЛА; 4 – диапазон дальности падения ЛА в режиме пикирования; 5 – заданная точка приземления ЛА; 6 – переход из режима пикирования в режим авторотации по дальности; 7 – точка падения ЛА в режиме авторотации с момента 1; 8, 9 – диапазоны возможностей компенсации бокового промаха; 10-12 – точки падения ЛА по направлениям для вариантов номинального и граничных режимов пикирования с учетом введения режима авторотации для обеспечения попадания в заданную точку падения по дальности; 13-15 – точки падения по направлению для вариантов номинального и граничных режимов пикирования с учетом введения режима авторотации для обеспечения попадания в заданную точку падения по дальности; 16 – трасса движения ЛА в режиме авторотации в заданную ТП с коррекцией полупериодов прецессионного движения

Картина продольного движения (рис. 4, а) дает представление о траектории полета ЛА в заданную точку 5 при переходе из режима пикирования в режим авторотации по дальности.

Картина бокового движения (рис. 4, б) отражает смещение ЛА в горизонтальной плоскости в заданную точку приземления 5 по трассе 16.

Анализ этих рисунков позволяет сделать следующее заключение: погрешности определения технических (Δm , ΔX_T) и аэродинамических (ΔX_d , ΔC_X) характеристик маневрирующих при снижении в атмосфере сверхзвуковых ЛА вызывают значительный разброс траекторий полета (рис. 4), достигающий по дальности $\pm(5...8)$ км ($H=0$)

при геометрической сумме всех влияющих на отклонения погрешностей, эквивалентных разбросу запаса статической устойчивости на уровне $\Delta C_d = \frac{\Delta(X_d - X_t)}{l} = \pm 0,01$.

Увеличение разброса ΔC_d приводит к пропорциональному увеличению отклонений точек падения ЛА от ТП по дальности.

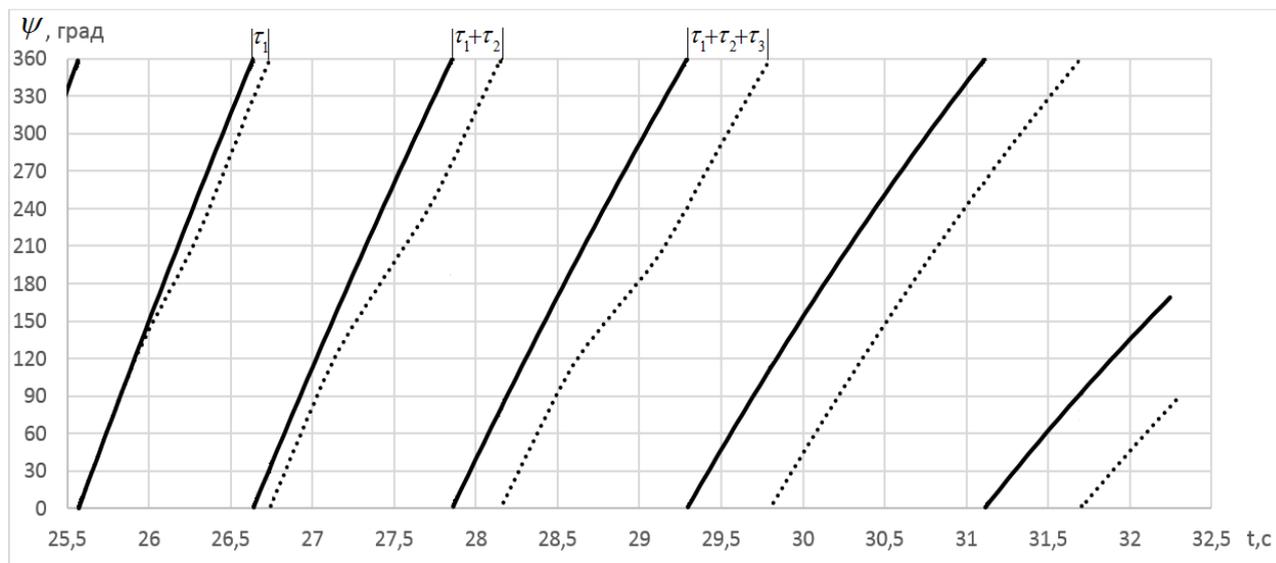


Рис. 5. Введение изменений в полупериоды движения ЛА по углу прецессии на трех витках авторотации для обеспечения попадания в ТП:

— — номинальное движение ЛА по углу прецессии; — возмущенное движение ЛА по углу прецессии в диапазоне $\psi = 90^\circ \dots 270^\circ$; t — время с начала движения ЛА с высоты $h_0=80$ км; τ_1, τ_2, τ_3 — изменение полупериодов движения ЛА по углу прецессии

В соответствии с принятым методом наведения управление дальностью осуществлялось изменением времени введения режима авторотации, парирование бокового отклонения обеспечивалось введением коррекции в ту или иную сторону полупериодов прецессионного движения (рис. 5).

По данным расчетов высокоточное наведение по дальности возможно в пределах до 20 км (рис. 4, а), в боковом направлении — до 2 км (рис. 4, б).

Погрешности метода наведения

Полет ЛА при снижении в атмосфере представляет собой последовательно участки кабрирования, пикирования (частично) и авторотации. Накопленные при полете ракеты на активном участке погрешности выведения ЛА регистрируются, например, аппаратурой спутниковой навигации в момент входа ЛА в атмосферу и вводятся в СУ ЛА для их компенсации соответствующим выбором терминальных

условий перехода на режим авторотации. Исходя из этого предложенный алгоритм наведения обеспечивает парирование накопленных погрешностей дальности полета и бокового отклонения соответствующим выбором момента перехода движения в режим авторотации и определением временной поправки в полупериод обращения по углу прецессии в зависимости от знака и значения бокового отклонения.

Методическая ошибка терминального метода наведения, реализующего перевод движения ЛА с режима пикирования в режим авторотации, определяется диаметром условного цилиндра изменяемого сечения, по поверхности которого движется центр масс ЛА. Пересечение этого цилиндра с земной поверхностью представляет собой эллипс с размерами $\Delta L_z \times \Delta Z_z$, большая полуось которого ΔL_z направлена по линии дальности.

Введение на завершающей стадии маневрирования при спуске в атмосфере ЛА с

весовой асимметрией (поперечным смещением центра масс) режима авторотации позволяет достичь достаточно высоких показателей точности их приземления. Методическая погрешность ТП по дальности для рассмотренного примера ориентировочно не превышает $\pm(200-250)$ м, по боковому отклонению $\pm(100-150)$ м.

Выводы

1. Предложен и опробован на частном примере метод высокоточного наведения в заданную точку приземления маневрирующего при снижении в атмосфере сверхзвукового ЛА с изменяемой формой и техническими характеристиками в результате значительного уноса теплозащиты. Компенсация влияния на точку падения ЛА накопившихся отклонений параметров траекторий до высот ~ 10 км на участке снижения ЛА в атмосфере осуществляется введением режима авторотации (прецессионного движения), при котором влияние возмущений значительно снижается.

2. Методическая ошибка наведения ЛА на заданную точку приземления составляет по дальности $\pm(200-250)$ м, по боковому отклонению $\pm(100-150)$ м. При реализации предложенной методологии парирования накопленных отклонений ожидается, что максимальное отклонение по дальности не превысит ± 400 м, по боковому отклонению ± 250 м. Без введения этой методологии отклонения точек падения ЛА с весовой асимметрией от заданной ТП увеличатся на порядок.

Список использованной литературы

1. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М., 1965. 540 с.
2. Лебедев А. А., Герасюта Н. Ф. Баллистика ракет. М., 1970. 244 с.
3. Лёвин А. С., Маштак И. В., Шептун А. Д. Динамика маневрирования в атмосфере ЛА с весовой асимметрией и элементами терминального управления на участке разворота. *Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч-техн. статей / ГП «КБ «Южное»*. Днепр, 2019. Вып. 1. С. 4–14.
4. Chandler D. C., Smith I. E. Development of the iterative guidance mode with its application to various vehicles and missions. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1967. Vol 1.4, №7. P. 898-903.

Статья поступила 16.10.2019