МЕХАТРОННЫЕ СИСТЕМЫ. ТЕОРИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ

УДК 623.451

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗУДАРНОГО ОТДЕЛЕНИЯ НОСОВОГО БЛОКА УПРАВЛЯЕМОГО АРТИЛЛЕРИЙСКОГО СНАРЯДА ЗА СЧЕТ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СВЯЗАННЫХ УГЛОВ АТАКИ, ИСПОЛЬЗУЯ ДАННЫЕ С ДАТЧИКА УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ

Б.А. Голомидов, В.Ю. Сладков, Д.Е. Мызников, М.С. Шамин, О.А. Никулина

Рассматривается наиболее перспективная система обеспечения безударного отделения носового блока снаряда.

Ключевые слова: носовой блок, отделение, двигательная установка.

Носовой блок – аэродинамический обтекатель, устанавливаемый на полуактивной головке самонаведения (ГСН), предназначенный для уменьшения лобового сопротивления снаряда, защиты ГСН от кинетического нагрева в полете и механических воздействий при выходе из ствола, а также в процессе транспортировки. Носовой блок (БН) отделяется при выводе управляемого артиллерийского снаряда (УАС) в зону захвата цели ГСН.

Рассмотрена наиболее перспективная система отделения БН, имеющая двигательную установку (ДУ). В данной системе отделения, в связи с наличием плеча реактивной силы (d), формируется экваториальная угловая скорость в заданной плоскости, приводящая к появлению угла атаки и, следовательно, аэродинамической силы, способствующей отлету от снаряда. Силы, действующие на БН после отделения, показаны на рис. 1.

Из анализа траекторий движения БН относительно УАС следует, что при отделении БН с начальным отрицательным углом атаки снаряда в

плоскости действия реактивной силы ДУ происходит соударение со снарядом. В связи с этим, с целью повышения безотказной работы УАС, актуальной является задача исключения возможности соударения БН с элементами конструкции планера, а именно с ГСН, рулями и стабилизаторами.

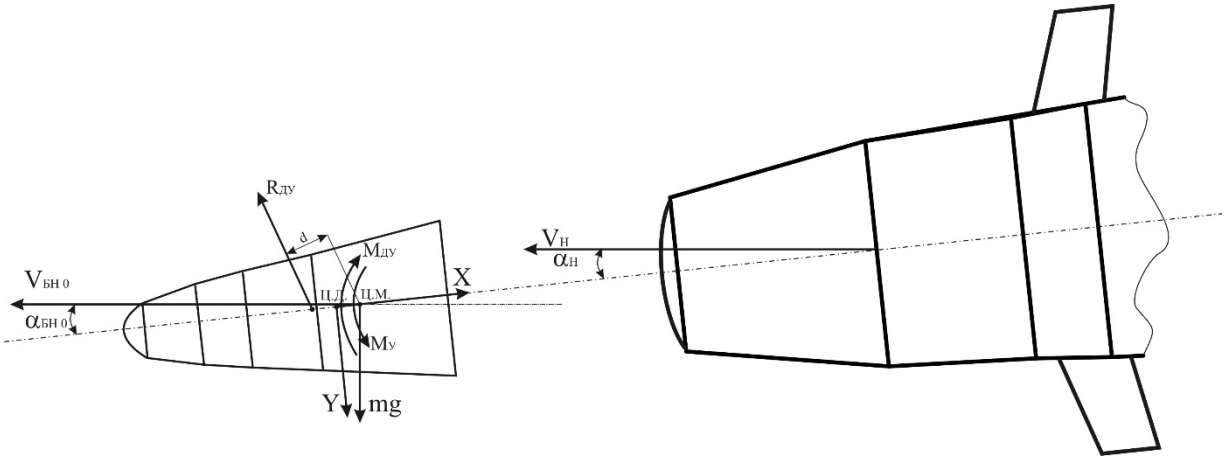


Рис. 1. Схема сил, действующих на БН в скоростной системе координат при $\alpha_{0\ БН} = -3^0$

С целью обеспечения безударного отделения БН предлагается осуществлять его отстрел в тот момент времени, когда угол атаки УАС лежит в плоскости действия реактивной силы БН и способствует его дальнейшему отлету от элементов конструкции. Угол атаки УАС в плоскости действия реактивной силы БН в связанной системе координат (СК) предлагается определять по данным с датчиков угловых скоростей (ДУС), имеющихся на борту УАС и являющихся неотъемлемой частью системы инерциального наведения.

Определение момента отделения БН по данным с ДУС осуществляется по следующей схеме:

– проецирование угловых скоростей ω_Z, ω_Y, полученных с ДУС, на оси полусвязанной (невращающейся) системы координат (ПСК) и выделение переменных составляющих проекций ω_{Z3}, ω_{Y3}:

$$\omega_{Zз} = \omega_Z \cdot \cos(\gamma) - \omega_Y \cdot \sin(\gamma) + \frac{g \cdot \cos(\theta)}{V} - \overline{K}_Y \cdot \delta_{\max} \cdot \left(C_y^{\alpha} \cdot \frac{m_z^{\delta}}{m_z^{\alpha}} + C_y^{\delta} \right) \cdot \frac{S_m \cdot q}{m \cdot V};$$

$$\omega_{Yз} = \omega_Y \cdot \cos(\gamma) + \omega_Z \cdot \sin(\gamma) + \overline{K}_Z \cdot \delta_{\max} \cdot \left(C_y^{\alpha} \cdot \frac{m_z^{\delta}}{m_z^{\alpha}} + C_y^{\delta} \right) \cdot \frac{S_m \cdot q}{m \cdot V},$$

где $\overline{K}_Y$, $\overline{K}_Z$ – коэффициенты команды в невращающейся полусвязанной системе координат, $\delta_{\max}$ – максимальный угол отклонения рулей,

m_Z^{δ}, m_Z^{α} – производные коэффициента аэродинамического продольного момента по углу отклонения рулей и углу атаки, V – скорость снаряда в момент отделения БН, θ – угол наклона траектории, C_Y^{δ}, C_Y^{α} – производные коэффициента подъемной силы по углу отклонения рулей и углу атаки;

– восстановление переменной составляющей углов атаки-скольжения ($\alpha_{\text{п}}$, $\beta_{\text{п}}$) путем интегрирования полученных угловых скоростей ($\omega_{Z\text{З}}$, $\omega_{Y\text{З}}$) и вычитанием из них их средних значений:

$$\alpha_{П} = \int_{t_0}^{t} \omega_{Zз}\, dt - \frac{1}{t - t_0} \int_{t_0}^{t} \int_{t_0}^{t} \omega_{Zз}\, dt^2;$$

$$\beta_{П} = \int_{t_0}^{t} \omega_{Yз}\, dt - \frac{1}{t - t_0} \int_{t_0}^{t} \int_{t_0}^{t} \omega_{Yз}\, dt^2,$$

где t_0 – время начала интегрирования (вводится в полетное задание), t – текущее время;

– определение постоянной (медленно меняющейся) составляющей углов атаки и скольжения ($\alpha_З^*, \beta_З^*$):

$$\alpha_З^* = \overline{K}_Y \cdot \alpha_{Бал}, \quad \beta_З^* = \overline{K}_Z \cdot \alpha_{Бал};$$

$$\alpha_{Бал} = \delta_{\max} \cdot \frac{m_Z^{\delta}}{m_Z^{\alpha}},$$

где $\alpha_{\text{Бал}}$ – баллансировочный угол атаки;

– суммирование постоянной и переменной компонентов углов атаки-скольжения:

$$\alpha = \alpha_n + \alpha_З^*, \quad \beta = \beta_n + \beta_З^*;$$

– пересчет прогнозированных земных углов атаки в связанную с УАС систему координат (XOZ):

$$\alpha_{связ} = \alpha \cdot Cos(\gamma) - \beta \cdot Sin(\gamma);$$

– определение благоприятных для сброса БН интервалов времени, когда угол атаки УАС находится в плоскости действия реактивной силы БН и способствует его дальнейшему отлету от элементов конструкции.

Рассмотренный метод определения угла атаки УАС в связанной системе координат может быть применим при совершении УАС прецессионного движения на различных участках полета, а именно:

– при полете на баллистическом участке траектории (рис. 2, 3);

– при полете в режиме коррекции;

– при полете при подаче постоянной команды управления, который в частном случае является полетом в режиме планирования (рис. 4).

Интервалы времени, рекомендованные для отделения БН, представлены на рис. 3 и 4.

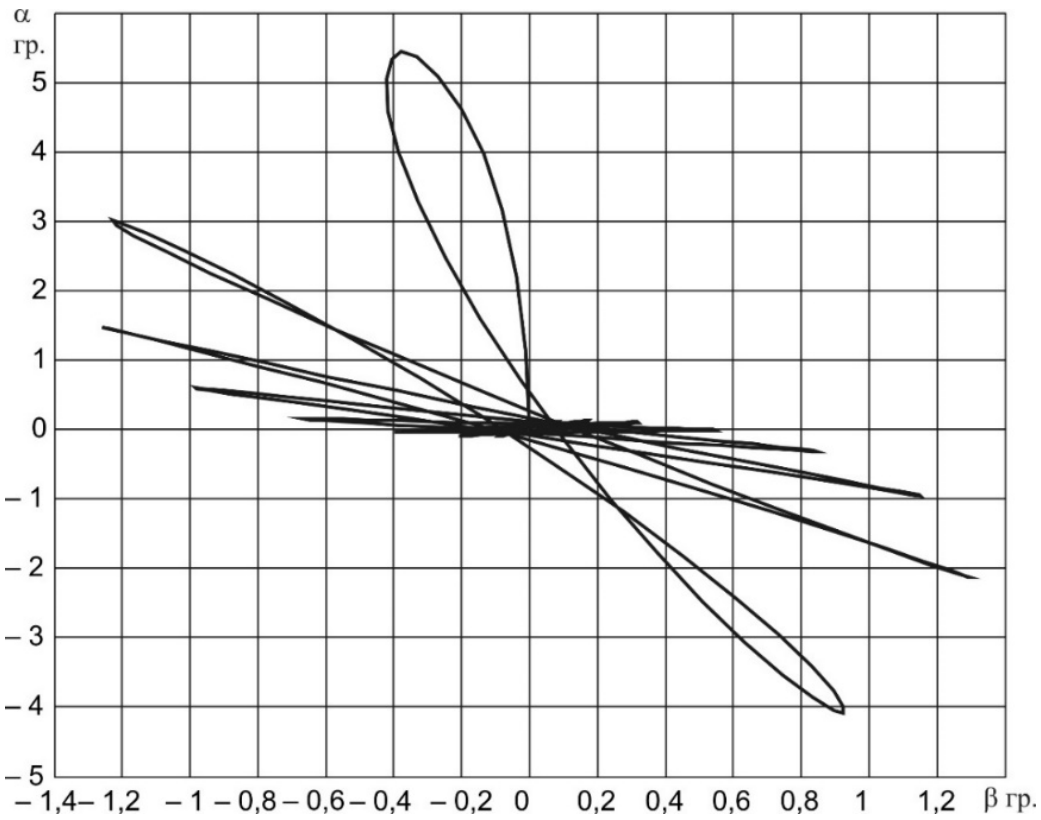


Рис. 2. Углы атаки и скольжения в картинной плоскости на неуправляемом участке траектории в полусвязанной системе координат

Анализ рис. 3 позволяет сделать вывод о том, что предложенный способ определения углов атаки-скольжения дает достаточную для определения благоприятных моментов отделения БН сходимость прогнозированных и реальных углов атаки-скольжения на баллистической траектории полета снаряда при прецессионном вращении.

Также было произведено тестирование применимости данной методики при совершении УАС прецессионного движения с подачей команд управления. На рис. 4 представлено определение благоприятных для отделения БН моментов времени при полете снаряда с подачей постоянной команды управления, что в частном случае является полетом в режиме планирования.

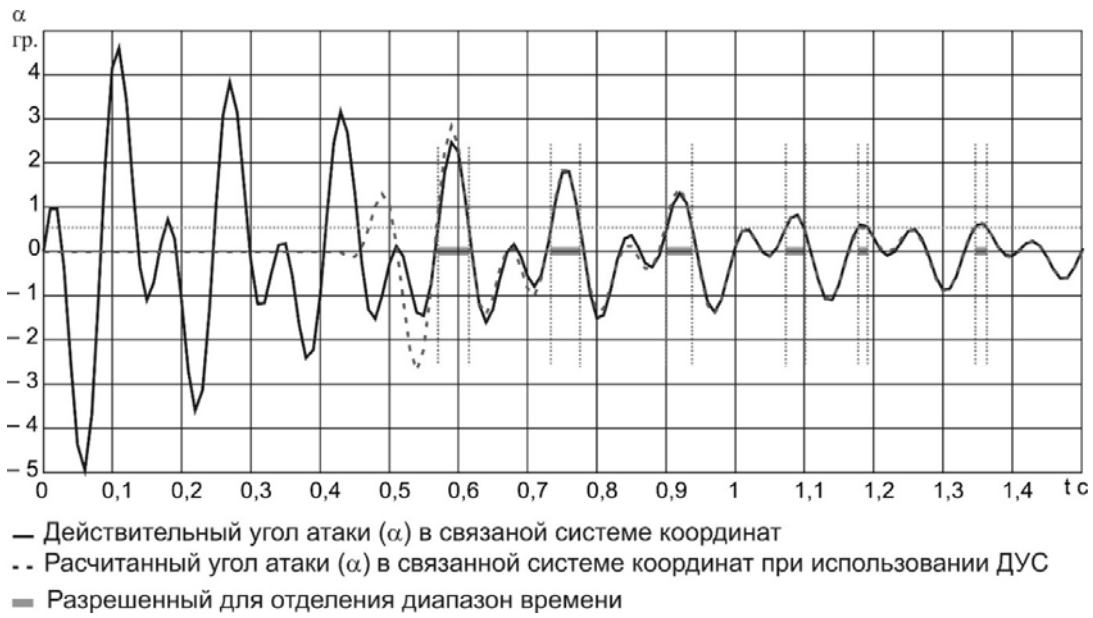


Рис. 3. Определение благоприятных для отделения БН моментов времени по восстановленному углу атаки на неуправляемом участке траектории

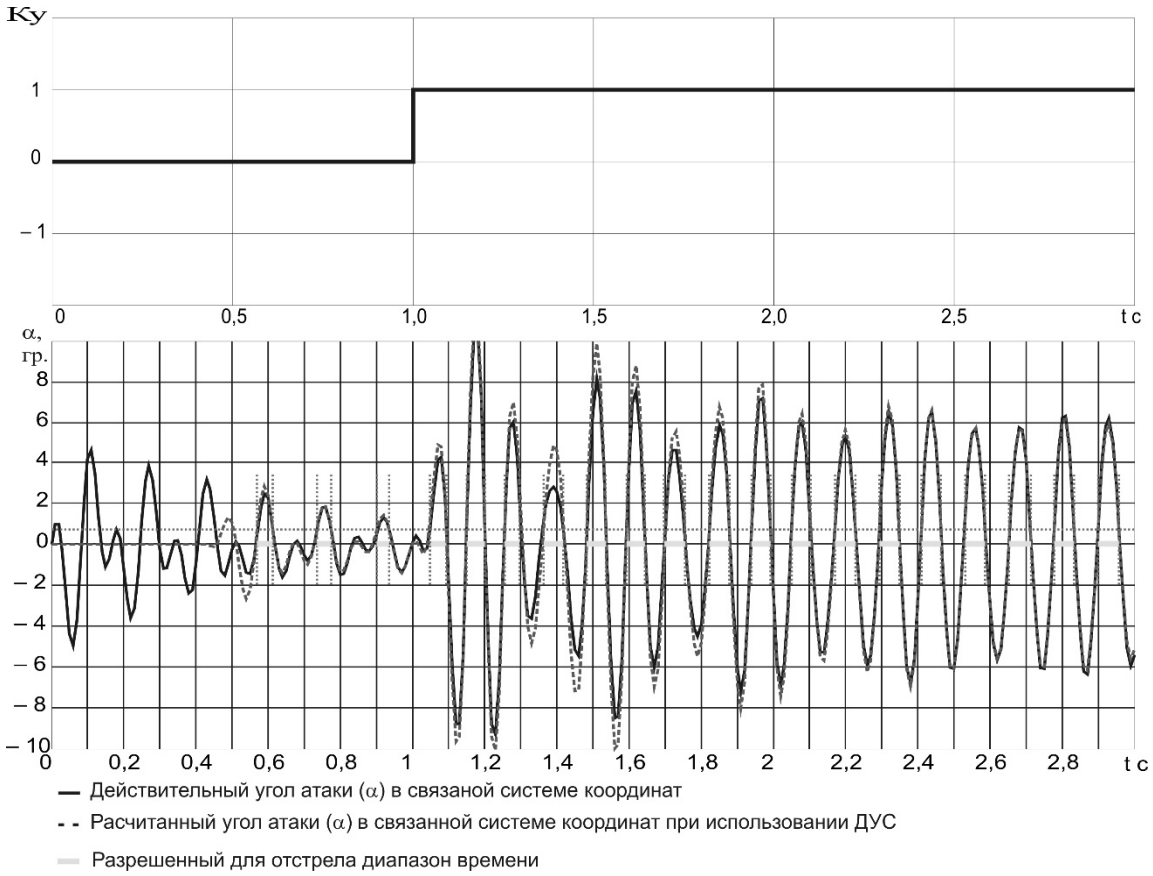


Рис. 4. Определение благоприятных для отделения БН моментов времени по восстановленному углу атаки при подаче постоянной команды (режим планирования)

Таким образом, из рис. 3 и 4 следует, что предложенный способ определения углов атаки-скольжения дает достаточную сходимость для определения благоприятных моментов отделения БН при всех возможных вариантах полета при прецессионном вращении снаряда.

При практической реализации отделение БН предлагается осуществлять по следующей схеме:

– ввод в полетное задание УАС времени отстрела БН, балансировочного угла атаки, а также предполагаемый угол наклона траектории в заданной точке траектории;

– выстрел УАС;

– интегрирование сигналов ДУС и прогнозирование угла атаки в плоскости ДУ БН, начиная с момента времени $t_0 = t_{отстр} - 1{,}5$ с;

– выработка разрешения на отстрел при оптимальном значении угла атаки;

– при не нахождении оптимальных интервалов к моменту времени t – выдача безусловного разрешения на отстрел.

Для обеспечения указанных операций в полетное задание должен быть включен ожидаемый момент отделения и балансировочное соотношение.

Как показывает моделирование траекторий отделения БН относительно УАС, в полученных временных промежутках рассмотренный способ отделения позволяет обеспечить безударное отделение БН со снарядом за счет действия одной лишь реактивной силы при близких к нулю значениях плеча вектора тяги ДУ (рис. 5).

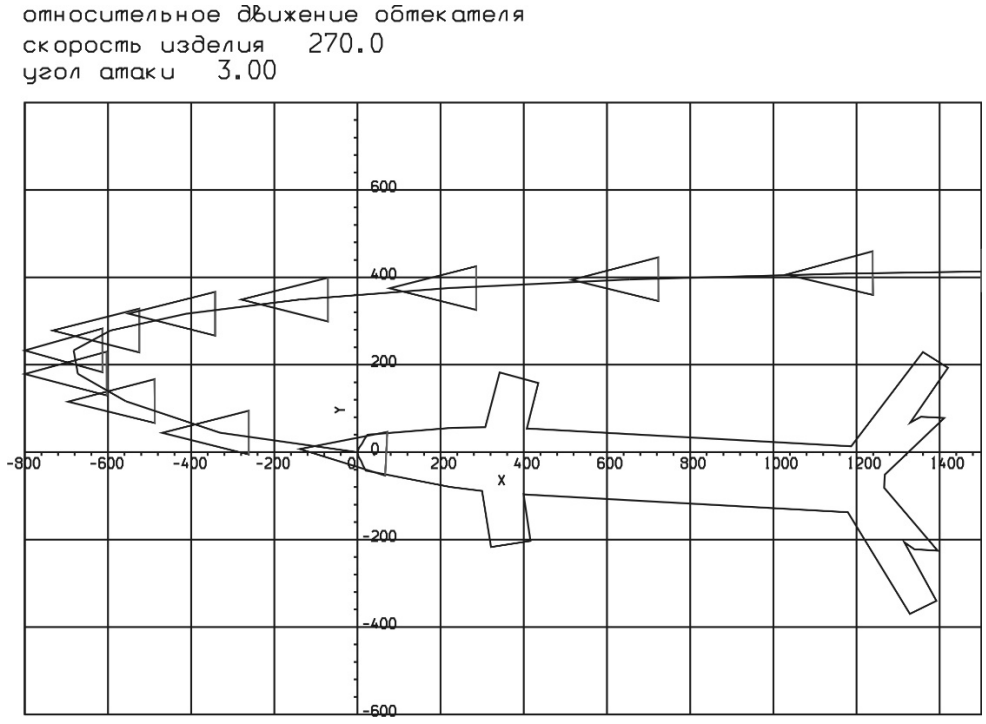


Рис. 5. Траектория отделения БН от УАС в разрешенном диапазоне

Таким образом, предложенный способ обеспечения безударного отделения БН от корпуса боеприпаса при любых параметрах движения последнего может быть использован при модернизации существующих и разработке перспективных УАС.

Список литературы

1. Механика полета / С.А. Горбатенко, Э.М. Макашов, Ю.Ф. Полушкин, Л.В. Шефтель. М.: Машиностроение, 1969. 420 с.

2. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика. М.: Машиностроение, 1972. 479 с.

3. Лебедев А.А., Чернобровкин А.А. Динамика полета. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.

4. ГОСТ 2.0058−80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. М.: Издательство стандартов, 1980. 51 с.

Голомидов Борис Александрович, заместитель начальника отдела, info@sau.tsu.tula.ru, Россия, Тула, АО «Конструкторское бюро приборостроения имени академика А.Г. Шипунова»,

Сладков Валерий Юрьевич, д-р техн. наук, проф., проф. кафедры РВ, info@sau.tsu.tula.ru, Россия, Тула, Тульский государственный университет,

Мызников Денис Евгеньевич, инженер-исследователь 3-й категории, info@sau.tsu.tula.ru, Россия, Тула, АО «Конструкторское бюро приборостроения имени академика А.Г. Шипунова»,

Шамин Михаил Сергеевич, заместитель начальника отдела, info@sau.tsu.tula.ru, Россия, Тула, АО «Конструкторское бюро приборостроения имени академика А.Г. Шипунова»,

Никулина Ольга Александровна, начальник сектора, info@sau.tsu.tula.ru, Россия, Тула, АО «Конструкторское бюро приборостроения имени академика А.Г. Шипунова»

PROVIDING SHOCK-FREE SEPARATION OF GUIDED ARTILLERY PROJECTILE HEAD BLOCK BY THE DEFINITION OF A RELATED ANGLES OF ATTACK USING DATA FROM AN ANGULAR VELOCITY SENSOR

B.A. Golomidov, V.Y. Sladkov, D.E. Myznikov, M.S. Shamin, O.A. Nikulina

The article discusses the most promising system to ensure shock-free separation of the guided artillery projectile head block.

Key words: head block, separation, engine

Golomidov Boris Alexandrovich, chief's deputy of department, info@sau.tsu.tula.ru, Russia, Tula, KBP named after academician A. Shipunov,

Sladkov Valery Yurievich, Doctor of Engineering Sciences, professor, professor of the Department of Missiles, info@sau.tsu.tula.ru, Russia, Tula, Tula State University,

Myznikov D E, research engineer of 3d category, info@sau.tsu.tula.ru, Russia, Tula, KBP named after academician A. Shipunov,

Shamin M S, chief's deputy of department, info@sau.tsu.tula.ru, Russia, Tula, KBP named after academician A. Shipunov,

Nikulina O A, head of sector, info@sau.tsu.tula.ru, Russia, Tula, KBP named after academician A. Shipunov

УДК 623.546

ОПТИМАЛЬНОЕ ПО ПОТЕРЕ СКОРОСТИ УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ В НЕОДНОРОДНОЙ АТМОСФЕРЕ

Ю.И. Орлов, В.Е. Семашкин

Рассматривается задача синтеза оптимального по потере скорости управления летательным аппаратом в неоднородной атмосфере с последующим численным моделированием и сравнением характера изменения скорости при движении по оптимальной, баллистической и прямой траектории.

Ключевые слова: оптимальное управление, летательный аппарат, траектория.

Введение

Рассмотрим следующую задачу. Имеется некоторый летательный аппарат (ЛА), приобретающий при старте начальную скорость и затем движущийся в атмосфере по инерции, без использования двигательной установки. ЛА снабжен рулевыми органами, благодаря которым создаёт поперечную перегрузку и изменяет направление своего движения. Требуется найти такое управление, при котором ЛА долетит из заданной точки А в заданную точку Б с минимальной потерей скорости.

Управление влияет на основные факторы потери скорости ЛА, такие как: лобовое сопротивление (меняется с высотой и скоростью); индуктивное сопротивление (меняется с высотой, скоростью и углом атаки); вклад силы тяжести (меняется с углом наклона траектории). В некоторой степени эти факторы взаимно противоречат друг-другу. Например, при наборе высоты, с одной стороны, растут потери на преодоление силы тяжести, а с другой стороны, появляется возможность дальнейшего полёта в менее плотной атмосфере. Это, в свою очередь, приводит как к снижению лобового сопротивления, так и к снижению располагаемой перегрузки ЛА. Поэтому строгий поиск оптимального управления, минимизирующего потерю скорости на траектории, является задачей не тривиальной. Её решению и посвящена настоящая работа.