

СРАВНЕНИЕ МЕТОДОВ УПРАВЛЕНИЯ КВАЗИГОРИЗОНТАЛЬНЫМИ МАНЕВРАМИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Т.А. Калиновский

kalinovskiy.t@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Исследованы движение и возможные маневры перспективного гиперзвукового летательного аппарата в атмосфере Земли. Решены задачи определения максимальных возможностей системы, оценки качества алгоритмов управления путем сравнения рассчитанных траекторий с оптимальной (эталонной)

Ключевые слова

Гиперзвуковой летательный аппарат, методы управления, маневрирование, угол крена, атмосфера, оптимальное управление

Поступила в редакцию 10.06.2016
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016

Введение. Интерес к летательным аппаратам (ЛА), движущимся на гиперзвуковых скоростях, появился еще в начале 30-х годов XX в. Многочисленные работы в области баллистики, аэродинамики, управления полетом были выполнены за прошедшее время [1].

Исследования гиперзвуковых ЛА проводили, в основном в Германии, СССР и США, а недавно начались исследования в Китае [2]. Большой задел в этой научной области создал Советский Союз: проекты военного применения гиперзвукового оружия, мирного космоса, пилотируемой космонавтики и др. Рассмотрим ЛА, способные осуществлять движение, как в околоземном космическом пространстве, так и в атмосфере, совершая различные маневры [3]. Этот класс гиперзвуковых ЛА в будущем позволит решить многие задачи космонавтики. Известно, что международные космические станции и перспективные международные космические комплексы имеют определенную орбиту для использования странами, которые участвуют в таких проектах. Для схода с орбиты ЛА и приземления в аэропорту необходимо выполнить сложные маневры в атмосфере. Гиперзвуковой управляемый ЛА способен справиться с такой задачей. В российской космонавтике используют спускаемую капсулу корабля «Союз» для возвращения экипажа на Землю. Однако при каждом спуске космонавтов затрачиваются значительные денежные средства, задействованы спасатели, технический и медицинский персонал. Поэтому возникла необходимость снизить затраты на операцию спуска с орбиты, сделав ее относительно простой.

Постановка задачи и математическая модель. Примем следующие допущения. Движение осуществляется в неподвижной атмосфере по сферической поверхности постоянного радиуса. Гравитационное поле — центральное ($\mu = 398600,4415 \text{ м}^3/\text{с}^2$ [4], угол атаки — постоянный, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству.

Математическая модель движения. Система уравнений, удовлетворяющая принятым ограничениям, имеет вид

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \frac{-g\left(1 - \frac{V^2}{V_1^2}\right)}{K \cos \gamma}; \\ \frac{dA}{dt} &= \frac{g\left(1 - \frac{V^2}{V_1^2}\right) \sin \gamma}{V \cos \gamma} + \frac{V \operatorname{tg} \varphi \sin A}{R}; \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{V \sin A}{R \cos \varphi}; \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{V \cos A}{R}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $g = \mu/R^2$ — ускорение свободного падения на радиусе R ; V — скорость движения; V_1 — первая космическая скорость; K — аэродинамическое качество, $K = 4$ [5]; A — азимут, град; φ — широта, град; λ — долгота, град.

Теперь рассмотрим способы управления углом крена:

$\operatorname{tg} \gamma = \operatorname{const}$ — постоянный угол крена на всей траектории;

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{(\cos i_0 \sin \varphi - \sin i_0 \sin(\lambda - \lambda_0) \cos \varphi) \left(\frac{V_1^2}{V^2} - 1 \right)}{\sin(\lambda - \lambda_0) \sin \varphi \sin A + \cos(\lambda - \lambda_0) \sin i_0 \cos A - \cos \varphi \cos i_0 \sin A} \quad (2)$$

— оптимальное управление углом крена [2];

$$\operatorname{tg} \gamma = 2 \left(1 - \frac{V^2}{V_1^2} \right) \frac{\sin \Delta}{\sin x} \quad (3)$$

— эмпирическая формула для управления углом крена, где Δ — угол между направлением на конечную точку и вектором скорости, $\Delta =$

$= \arcsin \left[\frac{\cos \varphi_{\text{ц}} \sin(\lambda_{\text{ц}} - \lambda)}{\sin(D)} \right] - A$, где D — угловая дальность до конечной точки, $D = \arccos [\sin \varphi_{\text{ц}} \sin \varphi + \cos \varphi_{\text{ц}} \cos \varphi \cos(\lambda_{\text{ц}} - \lambda)]$.

Ограничения. Максимальные продольные и поперечные перегрузки $N_{\text{xmax}} = N_{\text{ymax}} = 7$. Существует также температурное ограничение нагрева корпуса ЛА, но в настоящей работе этот показатель не учитывается.

Для решения поставленной задачи имеем следующие исходные данные: m — масса ЛА, $m = 1000$ кг; S — характерная площадь ЛА, $S = 8$ м²; C_x — аэродинамический коэффициент силы лобового сопротивления, $C_x = 1$; K — аэродинамическое качество ЛА, $K = 4$; ЛА стартует горизонтально с суборбитальной

скоростью $V_0 = 7200$ м/с; начальная скорость принимаем меньше первой космической, так как переход от орбитального движения к квазигоризонтальному по поверхности постоянного радиуса является темой отдельного исследования.

Скорость полета ЛА будет находиться в диапазоне 7,6...2 км/с. Рассматривать движение ЛА при скоростях менее 2 км/с не имеет смысла для исследуемой модели движения, поскольку пропадают орбитальные эффекты $\left(\frac{V^2}{R_3} \rightarrow 0\right)$.

Решение задачи. На данном этапе исследования актуальным является вопрос управления углом крена для выполнения маневров в атмосфере. Следует учитывать ограничения, связанные с нагревом ЛА при обтекании гиперзвуковым потоком и обеспечением нормального полета для космонавтов (с учетом допустимых перегрузок).

На первом этапе изучения движения такого ЛА проведем анализ дальности полета, используя фиксированный угол крена. Для удобства сравнения примем углы крена равными 10° , 20° и т. д. (рис. 1). Старт осуществим из точки с координатами $(0; 0)$.

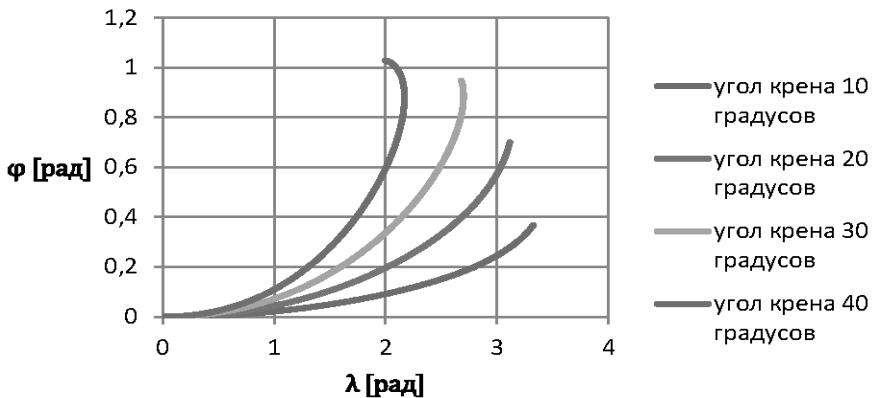


Рис. 1. Зависимость географической широты от долготы при полете с фиксированными значениями угла крена

Используя управление с фиксированным углом крена, можно выполнить маневры, но они не смогут обеспечить попадание ЛА в интересующую нас область. Необходимо альтернативное управление, позволяющее достигать области, где могут находиться аэропорты. Для этого решим задачу оптимизации, позволяющую оценить предельные возможности исследуемой системы. При проектировании последующих систем управления, проведем сравнение с эталоном, которым является метод оптимизации. На данном этапе исследования управления полетом ЛА применим формулу (2), полученную А.Ю. Мельниковым в работе [2]. Сравним траектории полета с использованием фиксированного угла крена, применив эмпирические формулы (2) и (3).

Введем ограничение скорости и угла крена. Для обеспечения квазиорбитального и квазигоризонтального движения необходимо двигаться со скоростью до 2 км/с, $\gamma_{\max} = \gamma(n_{y\max})$. Первое ограничение связано с принятым требованием движения по сферической поверхности постоянного радиуса, второе — с максимальной температурой нагрева поверхности ЛА, которая зависит от угла крена.

Сравнение траекторий полета при управлении постоянным углом крена (29°), использовании оптимального управления и управлении эмпирическим изменением угла крена. Расчет исследуемой математической модели выполнен на основе полученных результатов, построена зависимость широты полета от долготы при разных значениях угла крена (рис. 2).

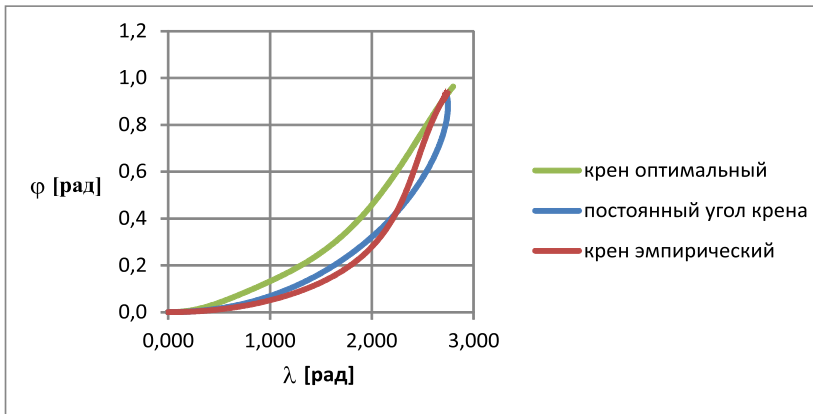


Рис. 2. Зависимость географической широты от долготы при разных значениях угла крена

Для сравнения способов управления используем зависимости относительных скоростей от времени при разных значениях угла крена (рис. 3).

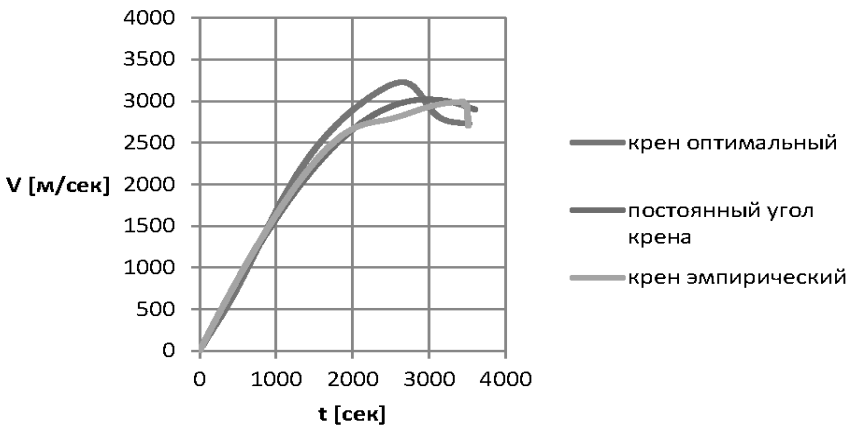


Рис. 3. Зависимость относительной скорости от времени при разных значениях угла крена

На основании полученных результатов можно сделать следующие выводы:

- при управлении эмпирическим углом крена скорость ЛА наиболее близка к скорости при оптимальном управлении в конечный момент полета; эмпирический угол крена обеспечивает наведение в точку с географическими координатами $(\lambda_k; \varphi_k)$. Время полета при данном управлении больше, чем при оптимальном, но меньше, чем при управлении с постоянным креном;
- при управлении постоянным углом крена конечная скорость (скорость полета, по достижении которой нельзя рассматривать полет как квазигоризонтальный) достигается медленнее и полет длится дольше, по сравнению с эмпирическим и оптимальным управлением углом крена;
- использование оптимального управления позволяет добиться максимальных возможностей от системы (наибольшей дальности и минимального времени полета для произведения аэродинамического маневра).

Построение зоны возможных траекторий. Следующий шаг — построение зоны траекторий полета при старте из точки с координатами $(0; 0)$ со скоростью $V = 7200$ м/с (рис. 4). Отметим, что на данном этапе необходимо учитывать ограничения по перегрузкам.

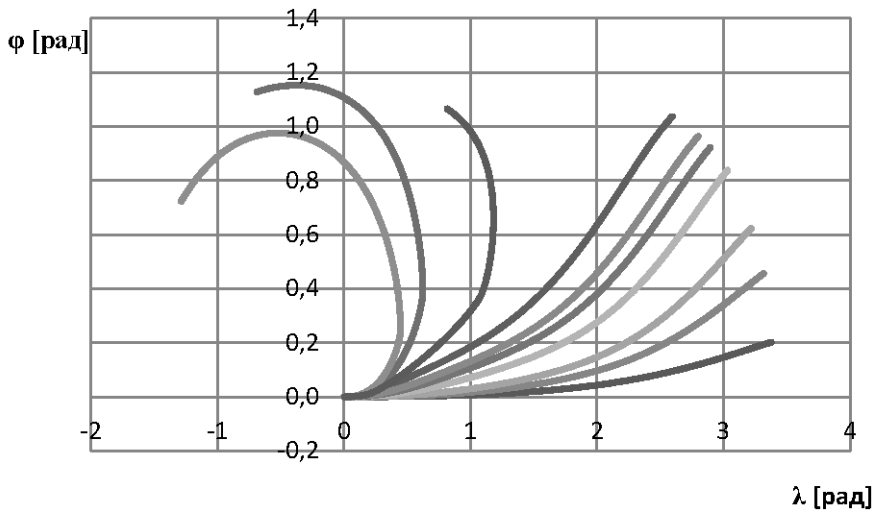


Рис. 4. Возможные траектории полета при оптимальном управлении

Заключение. В результате исследования определены максимальные возможности исследуемой системы, проведена оценка качества алгоритмов управления путем сравнения рассчитанных траекторий с оптимальной (эталонной), разработана программа на языке C++ в среде Delphi, позволяющая моделировать квазигоризонтальные полеты гиперзвукового ЛА в диапазоне скоростей 7,9...2 км/с, и сравнивать возможное управление гиперзвукового ЛА при движении по сферической поверхности $R = 6\,420\,000$ м.

Для управления углом крена применяли следующие подходы:

- управление при использовании формулы, полученной А.Ю. Мельниковым на основе принципа максимума Понтрягина, которая служит эталоном для оценки качества алгоритмов управления;
- управление при фиксации угла крена;
- управление эмпирическим углом крена.

Достоинства и недостатки каждого вида управления:

- оптимальный крен позволяет достигать максимальных возможностей исследуемой системы; использование оптимального управления неустойчиво по отношению к внешним факторам, воздействующим на ЛА. Если в начальный момент времени, при старте из точки с координатами (0; 0), произойдет сравнительно небольшое отклонение траектории $\Delta = 0,05$, то в конце полета данное отклонение приведет к непопаданию ЛА между точками с координатами (3,031; 0,838) и (2,894; 0,921);

- при управлении постоянным креном имеет место непопадание ЛА в выбранную точку, при этом время полета до достижения минимальной скорости полета самое длительное, чем при других типах управления;

- эмпирическое управление углом крена позволяет обеспечить наведение в заданную точку, при этом время полета до достижения минимальной скорости (скорость, по достижении которой полет не может считаться квазигоризонтальным) больше, чем при оптимальном управлении, но меньше чем при управлении постоянным креном.

На основе анализа полученных траекторий формулу (2) можно применить к реальной технике с поправками, учитывающими влияние изменения плотности воздуха, наличие ветров в атмосфере, углового вращения Земли.

Литература

1. *Нестеренко Г.Н.* Космическая авиация. М.: ВИ, 1969. 60 с.
2. *Мельников А.Ю.* Оптимальное управление маневрами гиперзвукового планера на основе принципа максимума Понтрягина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. 14 с.
3. *Пышнов В.С.* Полет с большими докосмическими скоростями. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1959. 59 с.
4. *Корянов В.В., Казаковцев В.П.* Основы теории космического полета. Ч. 1. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013. 27 с.
5. *James M. Acton.* Hypersonic boost-glide weapons. Science and Global Security. 2015. Vol. 23. No. 3. P. 191–219.

Калиновский Тимофей Андреевич — студент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — А.Ю. Мельников, ассистент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

COMPARISON OF HYPERSONIC AIRCRAFT QUASI HORIZONTAL MANEUVER CONTROL METHODS

T.A. Kalinovskiy

kalinovskiy.t@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

We studied the movement and possible maneuvering of the advanced hypersonic aircraft in the Earth's atmosphere. We solved the problem of determining the maximum capacity of the system, the quality assessment of the control algorithms by comparing the calculated trajectory with the optimal (reference) one

Keywords

Hypersonic aircraft, control method, maneuvering, banking angle, atmosphere, optimal control

© Bauman Moscow State Technical University, 2016

References

- [1] Nesterenko G.N. Kosmicheskaya aviatsiya [Space aviation]. Moscow, VI Publ., 1969. 60 p. (in Russ.).
- [2] Mel'nikov A.Yu. Optimal'noe upravlenie manevrami giperzvukovogo planera na osnove printsipa maksimuma Pontryagina [Optimum control on hypervelocity glider evolution using Pontryagin's maximum principle]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2015. 14 p. (in Russ.).
- [3] Pyshnov V.S. Polet s bol'shimi dokosmicheskimi skorostyami [High pre-space speed flight]. Zhukovsky VVIA Publ., 1959. 59 p. (in Russ.).
- [4] Koryanov V.V., Kazakovtsev V.P. Osnovy teorii kosmicheskogo poleta. Ch. 1. [Space flight fundamentals. Part 1]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2013. 27 p. (in Russ.).
- [5] James M. Acton. Hypersonic boost-glide weapons. *Science and Global Security*, 2015, vol. 23, no. 3, pp. 191–219.

Kalinovskiy T.A. — student of the Department of Rocket and spacecraft dynamics and flight control, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — A.Yu. Melnikov, Assistant of the Department of Rocket and spacecraft dynamics and flight control, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.