



УДК 533.6.013
ГРНТИ 30.17.53

ОПОРНЫЕ ТРАЕКТОРИИ И УПРАВЛЯЮЩИЕ ФУНКЦИИ ДЛЯ ВЫВОДА УДАРНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ТОЧКУ НАЧАЛА АТАКИ

Э.Г. КОКОТЕК

ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)

О.В. АБРАМОВ

ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)

В статье предлагаются близкие к естественным опорные траектории и, с использованием известных уравнений движения центра масс летательного аппарата, выводятся выражения для управляющих функций, что позволяет создать автономную систему наведения ударного летательного аппарата на заключительном этапе боевого полета.

Ключевые слова: ударный летательный аппарат; точка начала атаки; опорная траектория; управляющие функции.

SUPPORTING TRAJECTORIES AND CONTROL FUNCTIONS FOR OUTPUT OF IMPACT AIRCRAFT IN THE ATTACK START POINT

E.G. KOKOTEK

MESC AF "N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy" (Voronezh)

O.V. ABRAMOV

MESC AF "N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy" (Voronezh)

The article suggests close to natural support trajectories and, using the known equations of motion of the center of mass of an aircraft, expressions for control functions are output, which makes it possible to create an autonomous guidance system for an impact aircraft at the final stage of a combat flight.

Keywords: impact aircraft, attack start point, reference path, control functions.

Под ударным будем понимать летательный аппарат (самолет, крылатая ракета, управляемая авиационная бомба, беспилотный летательный аппарат), предназначенный для поражения наземных объектов и живой силы противника.

При нанесении авиационного удара для успешного выполнения поставленной задачи ударный летательный аппарат (ЛА) необходимо вывести из произвольной точки пространства в точку начала атаки (ТНА), которая обеспечивает, при последующем движении ЛА, прицеливание, пуск (или сброс) средства поражения и безопасный выход из атаки. Понятно, что для крылатой ракеты, управляемой авиационной бомбы (УАБ) или ударного беспилотника-камикадзе ТНА – это сама цель.

Анализ характеристик и возможностей систем управления и наведения ЛА на цель показывает, что достоинства и количество применяемых радио- и оптико-электронных средств являются и их недостатками. Поскольку данные средства имеют свои приемные тракты полезных сигналов, они же становятся и потенциальными объектами не только огневого, но и радиоэлектронного поражения [1]. Поэтому вместе с совершенствованием систем наведения активно разрабатываются и различные способы



противодействия системам управления и наведения (как активные, так и пассивные). На повестку дня встает вопрос создания автономных, помехозащищенных систем наведения.

В работе [2] была предложена методика решения вариационных задач динамики полета с помощью ЭВМ, основанная на использовании прямого метода Ритца (в последующем Ритца-Тараненко), который позволяет решать вариационные задачи с заданными граничными условиями и ограничениями на фазовые координаты и управляющие функции. В последующем этот метод широко использовался (и используется) для решения задач динамики полета при атаке воздушных и наземных целей. Но для этого требуются компьютеры с большой оперативной памятью и быстродействием. Решать такие задачи на борту ЛА затруднительно.

Мы же ставим перед собой задачу – найти простые, но близкие к естественным, опорные траектории и получить управляющие функции, которые позволили бы решать эту задачу на борту ЛА и тем самым обеспечить возможность создания автономной системы наведения ударного ЛА на цель, а также обеспечить возможность пространственно-временного моделирования авиационного удара на этапе его подготовки.

Будем предполагать, что после вывода ударного ЛА в район цели известны его фазовые координаты и координаты ТНА. Расчетная схема этого этапа боевого полета показана на рисунке 1.

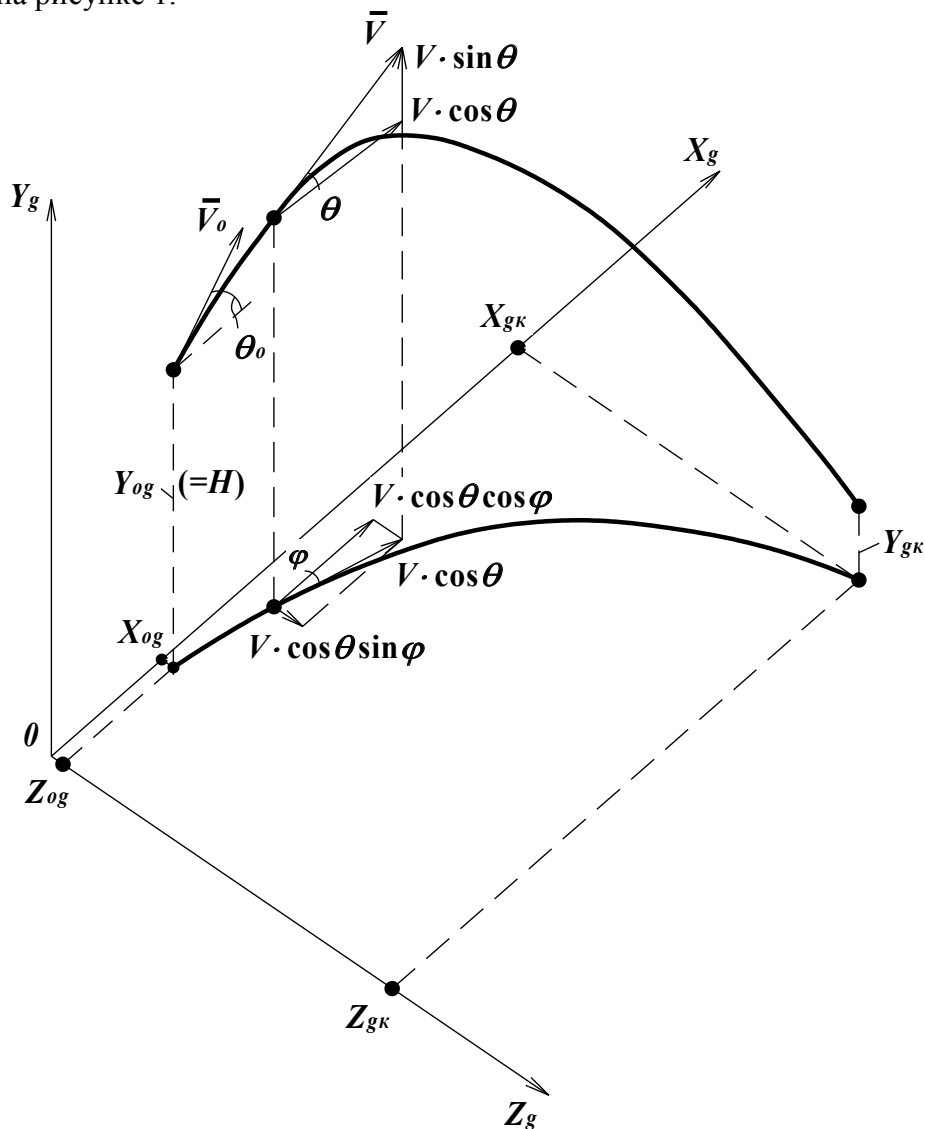


Рисунок 1 – Расчетная схема заключительного этапа боевого полета



Имеем при $t = 0$:

- фазовые координаты ЛА – $X_{og}, Y_{og} = H, Z_{og}, V = V_o, \theta = \theta_o, \varphi = \varphi_o$;
- координаты ТНА (или цели) – $X_{gк}, Y_{gк}, Z_{gк}$.

Здесь V – скорость ЛА; θ – угол наклона траектории; φ – угол поворота в горизонтальной плоскости ($\varphi > 0$ – при развороте влево).

Пусть траектория в вертикальной плоскости парабола (близка к баллистической кривой), траектория в горизонтальной плоскости также парабола (что вполне допустимо при разворотах на угол $\varphi < 90^\circ$), т.е. можем записать:

$$Y_g = a_1 \cdot (X_g - X_{og})^2 + b \cdot (X_g - X_{og}) + c; \quad (1)$$

$$Z_g = a_2 \cdot (X_g - X_{og})^2. \quad (2)$$

Прежде всего, необходимо определить коэффициенты a_1, a_2, b, c .

Начнем с коэффициента a_2 . Поскольку нам известны $X_{gк}$ и $Z_{gк}$, то $Z_{gк} = a_2 \cdot (X_{gк} - X_{og})^2$, откуда

$$a_2 = \frac{Z_{gк}}{(X_{gк} - X_{og})^2}. \quad (3)$$

Теперь обратимся к уравнению (1). Если записать его для начальных условий, то получим

$$c = Y_{og} = H. \quad (4)$$

Для определения коэффициентов a_1 и b нам потребуются известные из динамики полета [3] кинематические уравнения связи:

$$\frac{dX_g}{dt} = V \cdot \cos \theta \cos \varphi; \quad (5)$$

$$\frac{dY_g}{dt} = V \cdot \sin \theta; \quad (6)$$

$$\frac{dZ_g}{dt} = -V \cdot \cos \theta \sin \varphi. \quad (7)$$

В уравнении (7) знак « \rightarrow », т.к. $\varphi > 0$ при развороте влево.

Из (1)

$$\frac{dY_g}{dt} = 2a_1 X_g \frac{dX_g}{dt} + b \frac{dX_g}{dt} = \frac{dX_g}{dt} (2a_1 X_g + b).$$

Из (2)



$$\frac{dZ_g}{dt} = 2a_2 X_g \frac{dX_g}{dt}.$$

С учетом (5) и (6)

$$V \cdot \sin \theta = V \cdot \cos \theta \cos \varphi (2a_1 X_g + b).$$

Запишем последнее выражение при $t = 0$:

$$V_o \cdot \sin \theta_o = V_o \cdot \cos \theta_o \cos 0 (2a_1 X_{og} + b)$$

или, сокращая на V_o и, приняв $\varphi = \varphi_o = 0$, $X_{og} = 0$, запишем

$$\sin \theta_o = \cos \theta_o b.$$

Откуда

$$b = \frac{\sin \theta_o}{\cos \theta_o} = \operatorname{tg} \theta_o. \quad (8)$$

Неизвестным остается a_1 . Запишем уравнение (1) при $t = t_k$:

$$Y_{gk} = a_1 \cdot X_{gk}^2 + b \cdot X_{gk} + H$$

и с учетом (8), получим

$$a_1 = \frac{Y_{gk} - X_{gk} \operatorname{tg} \theta_o - H}{X_{gk}^2}. \quad (9)$$

На рисунке 2 в качестве примера показаны опорные траектории для различных условий. Как видно, они могут быть и близкими к прямой, и с выгнутостью как вверх, так и вниз.

Теперь, имея опорные траектории, необходимо заставить ЛА двигаться по этим траекториям, т.е. необходимо найти закон управления.

Имеем известные [3] уравнения движения центра масс ЛА:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g(n_x - \sin \theta) \\ V \frac{d\theta}{dt} &= g(n_y \cos \gamma - \cos \theta) \\ V \cos \theta \frac{d\varphi}{dt} &= -g \cdot n_y \sin \gamma \end{aligned} \right\}, \quad (10)$$

где $\frac{P-X}{G} = n_x$ – продольная перегрузка; $\frac{Y}{G} = n_y$ – нормальная перегрузка; γ – угол крена.

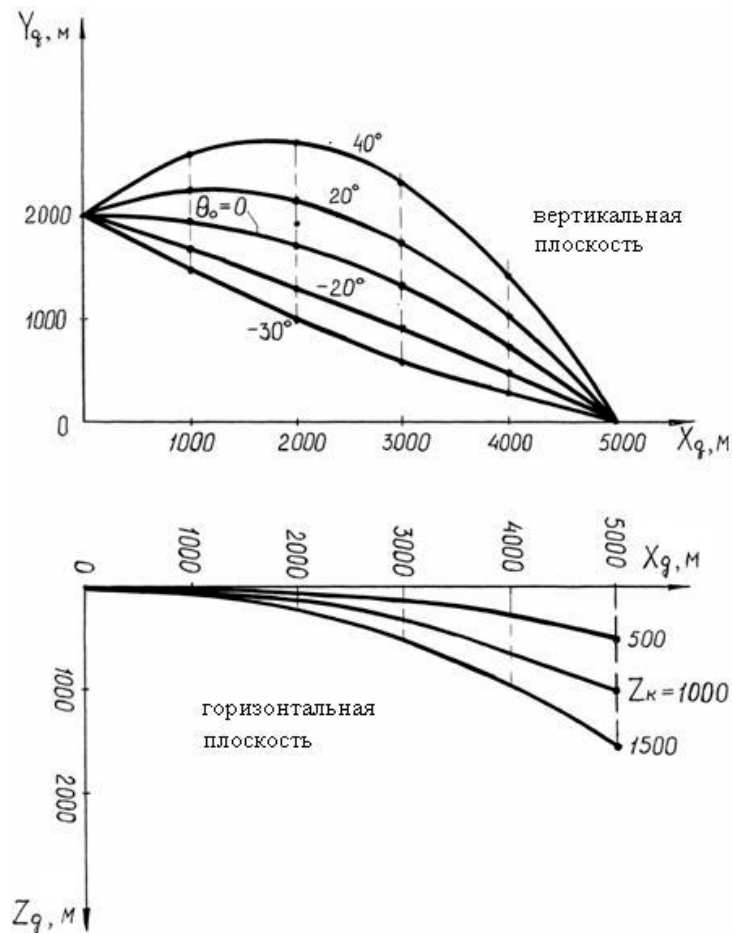


Рисунок 2 – Опорные траектории для различных начальных и конечных условий

На этапе атаки можно считать, что $P = X$, тогда $n_x = 0$ и выражения (10) приобретают вид:

$$\frac{dV}{dt} = -g \sin \theta; \quad (11)$$

$$V \frac{d\theta}{dt} = g(n_y \cos \gamma - \cos \theta); \quad (12)$$

$$V \cos \theta \frac{d\varphi}{dt} = -g \cdot n_y \sin \gamma, \quad (13)$$

здесь n_y, γ – управляющие функции.

Уравнение (11) позволяет находить скорость по траектории движения, а (12) и (13) – получить выражения для управляющих функций (потребных нормальной перегрузки и угла крена) в самом общем случае движения.

Из (12) найдем n_y

$$V \frac{d\theta}{dt} = g \cdot n_y \cos \gamma - g \cdot \cos \theta$$



или

$$g \cdot n_Y \cos \gamma = V \frac{d\theta}{dt} + g \cdot \cos \theta$$

или

$$n_Y = \frac{V \frac{d\theta}{dt} + g \cdot \cos \theta}{g \cdot \cos \gamma} . \quad (14)$$

Из (13) получим γ

$$g \cdot n_Y \sin \gamma = -V \cos \theta \frac{d\varphi}{dt} .$$

Из (12)

$$g \cdot n_Y \cos \gamma = V \frac{d\theta}{dt} + g \cdot \cos \theta ;$$

делим (12) на (13)

$$\frac{g \cdot n_Y \sin \gamma}{g \cdot n_Y \cos \gamma} = - \frac{V \cos \theta \frac{d\varphi}{dt}}{V \frac{d\theta}{dt} + g \cdot \cos \theta} .$$

Сокращая, получим

$$\operatorname{tg} \gamma = - \frac{V \cos \theta \frac{d\varphi}{dt}}{V \frac{d\theta}{dt} + g \cdot \cos \theta} . \quad (15)$$

Пусть $\frac{d\theta}{dt} = \omega_B$ – угловая скорость в вертикальной плоскости, а $\frac{d\varphi}{dt} = \omega_\Gamma$ – угловая скорость в горизонтальной плоскости.

Тогда

$$n_Y = \frac{V \cdot \omega_B + g \cdot \cos \theta}{g \cdot \cos \gamma} = \frac{V \cdot \omega_B + g \cdot \cos \theta}{g \cdot \cos \gamma} , \quad (16)$$

$$\operatorname{tg} \gamma = - \frac{V \cos \theta \cdot \omega_\Gamma}{V \cdot \omega_B + g \cdot \cos \theta} = - \frac{V \cos \theta \cdot \omega_\Gamma}{V \left(\omega_B + \frac{g \cdot \cos \theta}{V} \right)} = - \frac{\cos \theta \cdot \omega_\Gamma}{\omega_B + \frac{g \cdot \cos \theta}{V}} , \quad (17)$$



как видно они зависят от V , θ , ω_B , ω_Γ , т.е. от вида траектории.

Ранее записали

$$\frac{dY_g}{dt} = \frac{dX_g}{dt} (2a_1 X_g + b)$$

или с учетом кинематических уравнений связи

$$V \cdot \sin \theta = V \cdot \cos \theta \cos \varphi (2a_1 X_g + b).$$

Далее, деля обе части уравнения на $\cos \theta$ и сокращая на V , получим

$$\operatorname{tg} \theta = \cos \varphi (2a_1 X_g + b).$$

Найдем производную по времени

$$\frac{d}{dt} (\operatorname{tg} \theta) = \frac{1}{\cos^2 \theta} \cdot \frac{d\theta}{dt} = (-\sin \varphi) \cdot \frac{d\varphi}{dt} (2a_1 X_g + b) + \cos \varphi \left(2a_1 \frac{dX_g}{dt} \right)$$

или

$$\frac{d\theta}{dt} = \cos^2 \theta \cos \varphi (2a_1 V \cdot \cos \theta \cos \varphi) - \cos^2 \theta \sin \varphi \cdot \frac{d\varphi}{dt} (2a_1 X_g + b) = \omega_B.$$

Ранее записали

$$\frac{dZ_g}{dt} = -V \cdot \cos \theta \sin \varphi \quad \text{или} \quad 2a_2 X_g \frac{dX_g}{dt} = -V \cdot \cos \theta \sin \varphi$$

или

$$2a_2 X_g V \cdot \cos \theta \cos \varphi = -V \cdot \cos \theta \sin \varphi.$$

Далее, сокращая, можно окончательно получить

$$\operatorname{tg} \varphi = -2a_2 X_g.$$

Найдем производную по времени

$$\frac{d}{dt} (\operatorname{tg} \varphi) = \frac{1}{\cos^2 \varphi} \cdot \frac{d\varphi}{dt} = -2a_2 \cdot \frac{dX_g}{dt} = -2a_2 V \cdot \cos \theta \cos \varphi$$

или

$$\frac{d\varphi}{dt} = -2a_2 V \cdot \cos \theta \cos^3 \varphi = \omega_\Gamma. \quad (18)$$



Вернемся к ω_B

$$\begin{aligned}\omega_B &= 2a_1V \cdot \cos^3\theta \cos^2\varphi - (2a_1X_g + b) \cdot \cos^2\theta \sin\varphi (-2a_2V \cdot \cos\theta \cos^3\varphi) = \\ &= 2a_1V \cdot \cos^3\theta \cos^2\varphi + (2a_1X_g + b) \cdot V 2a_2 \cdot \cos^3\theta \sin\varphi \cos^3\varphi = \\ &= V \cdot \cos^3\theta (2a_1 \cdot \cos^2\varphi + (2a_1X_g + b) \cdot a_2 \cdot \sin 2\varphi \cos^2\varphi) = \\ &= V \cdot \cos^3\theta \cos^2\varphi (2a_1 + (2a_1X_g + b) \cdot a_2 \cdot \sin 2\varphi).\end{aligned}$$

Таким образом

$$\omega_B = V \cdot \cos^3\theta \cos^2\varphi (2a_1 + (2a_1X_g + b) \cdot a_2 \cdot \sin 2\varphi). \quad (19)$$

Итак, предложены опорные траектории (близкие к естественным) для заключительного этапа боевого полета ударного ЛА и получены выражения для управляющих функций, что является основой для создания автономной (независимой) системы наведения на этом важнейшем заключительном этапе боевого полета. Предлагаемая методика может быть использована и при моделировании авиационного удара.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сырокваш С.М., Мехеда В.И. Системы управления и наведения крылатых ракет и перспективы противодействия // Наука и военная безопасность. 2008. № 3. С. 60–64.
2. Тараненко В.Т. Опыт применения методов Ритца, Пуанкаре и Ляпунова к решению задач динамики полета: Монография. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1968. 140 с.
3. Нелюбов А.И., Новад А.А. Динамика полета боевых летательных аппаратов: Учебник. М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1992. 439 с.

REFERENCES

1. Syrokvash S.M., Meheda V.I. Control systems and guidance of cruise missiles and the prospects for counteraction // Science and military security. 2008. № 3. P. 60–64.
2. Taranenko V.T. Experience in applying the methods of Ritz, Poincare and Lyapunov to solving flight dynamics problems: Monograph. M.: N.E. Zhukovsky AFEA, 1968. 140 p.
3. Nelyubov A.I., Novad A.A. Dynamics of the flight of combat aircraft: Manual. M.: N.E. Zhukovsky AFEA, 1992. 439 p.

© Кокотек Э.Г., Абрамов О.В., 2017

Кокотек Эдуард Генрихович, кандидат военных наук, доцент, профессор кафедры общепрофессиональных дисциплин, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, vaiu@mil.ru

Абрамов Олег Васильевич, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры общепрофессиональных дисциплин, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, vaiu@mil.ru