

А.В. Таныгин, Л.Д. Горченко

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ПЛАНИРУЮЩЕГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЁТА

В статье представлен алгоритм управления планирующим летательным аппаратом, совершающим на конечном участке полёта манёвр, заданный совокупностью точек в пространстве в качестве промежуточных точек наведения. Алгоритм позволяет осуществлять манёвр заданной конфигурации при малых углах атаки и тем самым сокращать потери скорости и времени полёта.

Ключевые слова: планирующий летательный аппарат, алгоритм управления, метод требуемых ускорений.

A.V. Tanygin, L.D. Gorchenko

ALGORITHM CONTROL OF AN AIRCRAFT'S PLANING MOTION AT THE FINAL PART OF FLIGHT

The control algorithm of the planning vehicle performing on the final part of the flight maneuver given by a set of points in space as intermediate guidance points is considered in the article. The algorithm makes it possible to maneuver a given configuration at a small angles of attack and thereby reduce the loss of speed and time.

Keywords: planning vehicle, control algorithm, required acceleration method.

Скорость движения планирующего летательного аппарата (ПЛА) и, как следствие, время, затрачиваемое на осуществление манёвра, являются важными факторами, влияющими на эффективность манёвра. Потери скорости определяются противодействием силы притяжения Земли (при кабрировании) и аэродинамической силы лобового сопротивления, направление которой противоположно вектору скорости.

При разработке алгоритма управления ПЛА на конечном участке траектории необходимо учитывать особенность, заключающуюся в том, что опорные точки манёвра заданы на разных высотах и их прохождение требуется организовать при разных углах наклона вектора скорости к местному горизонту. С учётом указанной особенности, удобной оказывается целевая система координат $M_i x y z$ с началом в очередной опорной точке траектории, ориентация которой однозначно определяется ориентацией её первой оси $M_i x$, ориентированной в пространстве в направлении требуемого движения в точке M_i , ось $M_i y$ лежит в вертикальной плоскости, содержащей ось $M_i x$, ось $M_i z$ дополняет систему координат до правой [1].

Для обеспечения плавного поворота траектории ориентация оси $M_i x$ системы координат $M_i x y z$ задаётся единичным вектором:

$$\vec{e}_i^{mp} = \frac{\vec{e}_i + \vec{e}_{i+1}}{|\vec{e}_i + \vec{e}_{i+1}|}, \quad (1)$$

где \vec{e}_i и \vec{e}_{i+1} – единичные векторы двух соседних звеньев ломаной линии $M_1 M_2 \dots M_i \dots M_N$ с общей точкой $M_1 M_2 \dots M_i \dots M_N$.

© Таныгин А.В., Горченко Л.Д., 2018.

Связь целевой системы координат $M_i x y z$ с базовой системой координат, в которой осуществляется навигация ПЛА, задаётся в виде матрицы направляющих косинусов.

Отметим, что на участках траектории ПЛА между опорными точками требуется целенаправленно изменить направление движения от текущего до требуемого конечного в заданной точке пространства. Текущее направление определяется направлением текущего вектора скорости ПЛА. Требуемое конечное направление совпадает с направлением первой оси целевой системы координат. Направление первой оси целевой системы координат задаётся единичным вектором (1) исходя из соображений плавного прохождения очередной опорной точки с удобным выходом на следующий участок манёвра.

По крайевым условиям сначала определяются требуемые ускорения поперечного движения в целевой системе координат:

$$\dot{W}_y^{mp} = -\frac{2V_y}{T_k} \left(1 - 3\frac{\tau}{T_k}\right) - \frac{6y}{T_k^2} \left(1 - 2\frac{\tau}{T_k}\right) + g_y, \quad (2)$$

$$\dot{W}_z^{mp} = -\frac{2V_z}{T_k} \left(1 - 3\frac{\tau}{T_k}\right) - \frac{6z}{T_k^2} \left(1 - 2\frac{\tau}{T_k}\right), \quad (3)$$

где g_y – составляющая гравитационного ускорения по оси y ;

T_k – текущий интервал времени до конца наведения на опорную точку $M_1 M_2 \dots M_i \dots M_N$, прогнозируемый в каждом цикле наведения с использованием гипотезы о прямолинейном равномерном движении ПЛА на оставшейся части пути;

τ – момент времени из интервала $0 \leq \tau \leq T_k$, в который рассчитываются требуемые управляющие параметры [2].

С использованием вычисленных значений ускорений $\dot{W}_y^{mp}, \dot{W}_z^{mp}$ определяются требуемые значения ускорений в проекциях на оси полускоростной $Sx_{nc} y_{nc} z_{nc}$, а затем и на оси скоростной системы координат $Sx_V y_V z_V$, что позволяет вычислить значение α^{mp} исходя из соотношения:

$$\dot{W}_{y_V}^{mp} = \frac{\rho V^2}{2m} C_{y_V}^\alpha (M, h) \cdot \alpha^{mp}, \quad (4)$$

где m – масса ПЛА;

$C_{y_V}^\alpha (M, h)$ – коэффициент аэродинамической подъёмной силы, задаваемый таблично [3].

Из выражений (2), (3) следует, что чем больше будут величины текущих параметров поперечного движения ПЛА y, z, V_y, V_z , тем больше будут требуемые значения управляющих ускорений $\dot{W}_y^{mp}, \dot{W}_z^{mp}$, больше будет требуемое значение угла атаки α^{mp} и, соответственно, больше будет сила лобового сопротивления Q , снижающая скорость поступательного движения ПЛА.

Уменьшение потерь скорости ПЛА при осуществлении манёвра, заданного совокупностью опорных точек, возможно только за счёт уменьшения силы лобового сопротивления, а это достигается только за счёт уменьшения требуемых значений угла атаки.

Внесение в бортовой алгоритм наведения ПЛА изменений, которые позволят в реальном полёте осуществлять манёвр заданной конфигурации при малых углах атаки, позволят сократить потери скорости и времени движения ПЛА.

Задаётся переменная ориентация целевой системы координат в краевой задаче наведения, в результате чего исходная задача наведения разбивается на множество промежуточных краевых задач, при решении которых требуемые значения углов атаки оказываются малыми во всё время наведения. В результате, противодействие дви-

жению ПЛА силы лобового сопротивления уменьшается, потери скорости движения ПЛА и времени на осуществление манёвра ПЛА сокращаются [5].

При задании в краевой задаче наведения ориентации целевой системы координат, изменяемой в процессе наведения так, чтобы определяемые по результатам решения краевой задачи управляющие параметры и, прежде всего, угол атаки были малыми, уменьшает силу лобового сопротивления, и, соответственно, потери скорости и времени на осуществление манёвра.

Алгоритм управления включает следующие операции.

1. В базовой системе координат в очередной опорной точке траектории ПЛА задают требуемое конечное положение орта первой оси целевой системы координат:

$$\vec{x}_i^0(t_k^{(i)}) = \vec{e}_i^{mp} = \frac{\vec{e}_i + \vec{e}_{i+1}}{|\vec{e}_i + \vec{e}_{i+1}|}. \quad (5)$$

За исходное направление орта первой оси целевой системы координат принимают единичный вектор, коллинеарный вектору скорости, определяемому по навигационным измерениям на начальный момент наведения на данную опорную точку:

$$\vec{x}_i^0(t_0^{(i)}) = \frac{\vec{V}(t_0^{(i)})}{|\vec{V}(t_0^{(i)})|}. \quad (6)$$

2. В плоскости угла между исходным и требуемым конечным направлениями орта первой оси задают следующее, отличающееся от исходного на малый угол, положение этого орта на момент начала наведения на данную опорную точку и рассчитывают матрицу направляющих косинусов, связывающую целевую систему координат с базовой [6]. В каждом следующем цикле наведения орт первой оси целевой системы координат поворачивается на малый угол в соответствии с правилом, задаваемым выражением:

$$\vec{x}_i(t) = \frac{\vec{x}_i(t_0^{(i)}) \cdot \left(1 - \frac{\tau}{T_k^{(i)} + \tau}\right) + \vec{x}_i(t_k^{(i)}) \cdot \left(\frac{\tau}{T_k^{(i)} + \tau}\right)}{\left| \vec{x}_i(t_0^{(i)}) \cdot \left(1 - \frac{\tau}{T_k^{(i)} + \tau}\right) + \vec{x}_i(t_k^{(i)}) \cdot \left(\frac{\tau}{T_k^{(i)} + \tau}\right) \right|}. \quad (7)$$

В качестве момента τ удобно принять величину одного или нескольких циклов наведения: $\tau = k \cdot \Delta T_{\text{цик}}$, а в качестве интервала времени, остающегося до конца наведения на точку M_p , удобно принять величину, рассчитываемую с использованием гипотезы о равномерном движении ПЛА на оставшемся участке траектории:

$$T_k^{(i)} = \frac{\Delta r_i(t)}{V_{\Delta r_i}(t)}, \quad (8)$$

где $\Delta r_i(t)$ – текущая величина линии визирования точки M_i ;

$V_{\Delta r_i}(t)$ – проекция текущего вектора скорости на линию визирования [4].

В качестве базовой системы координат, в которой определяются текущие навигационные параметры, удобно принять относительную геоцентрическую прямоугольную систему координат $S\xi\eta\zeta$, ось $S\xi$ которой направлена вдоль оси вращения Земли на север, ось $S\eta$ – в плоскости экватора через Гринвичский меридиан, ось $S\zeta$ дополняет систему координат до правой [7]. Матрицу направляющих косинусов, связывающую систему координат $S\xi\eta\zeta$ с целевой системой координат M_i хуэ на момент начала наведения на точку M_i , представим в виде:

$$M_{x \leftarrow \xi} = \begin{pmatrix} \gamma_{11} & \gamma_{12} & \gamma_{13} \\ \gamma_{21} & \gamma_{22} & \gamma_{23} \\ \gamma_{31} & \lambda_{32} & \lambda_{33} \end{pmatrix}, \quad (9)$$

где $\gamma_{11} = V_{\xi} / V$; $\gamma_{12} = V_{\eta} / V$; $\gamma_{13} = V_{\zeta} / V$ – проекции орта $\vec{x}_i^0(t_0^{(i)})$;

$\gamma_{31}, \gamma_{32}, \gamma_{33}$ определяются исходя из условия: $\vec{z}^0 = \frac{\vec{x}^0 \times \vec{r}_i^0}{|\vec{x}^0 \times \vec{r}_i^0|}$, где \vec{r}_i^0 – единичный вектор радиус-вектора опорной точки M_i ;

$\gamma_{21}, \gamma_{22}, \gamma_{23}$ определяются исходя из соотношения $\vec{y}^0 = \vec{z}^0 \times \vec{x}^0$.

Изменение ориентации орта $\vec{x}_i(t)$ объясняется изменяемостью направления суммы векторов $\vec{x}_i^0(t_0^{(i)}) \cdot \left(1 - \frac{\tau}{T_{\kappa}^{(i)} + \tau}\right)$ и $\vec{x}_i^0(t_{\kappa}^{(i)}) \cdot \left(\frac{\tau}{T_{\kappa}^{(i)}} + \tau\right)$ в выражении (7), в которой

первый вектор непрерывно уменьшается по модулю от единицы до нуля, а второй синхронно увеличивается от нуля до единицы.

Малость требуемых значений углов атаки объясняется тем, что в каждом цикле наведения за счёт требуемого значения угла атаки устраняется только небольшое расхождение между текущим направлением движения ПЛА и промежуточным конечным направлением. Выход в требуемое конечное направление осуществляется в результате многократных малых изменений направлений вектора скорости ПЛА.

Таким образом, применение разработанного алгоритма наведения ПЛА позволит осуществлять манёвр заданной конфигурации при малых углах атаки и тем самым сокращать потери скорости и времени движения.

Литература

1. Горченко Л.Д. Метод терминального наведения по требуемому ускорению аэродинамически управляемых летательных аппаратов // Полёт. – 1999. – № 6. – С. 21–24.
2. Разоренов Г.Н., Бахрамов Э.А., Титов Ю.Ф. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями) : учебник для вузов / под ред. Г.Н. Разоренова. – М. : Машиностроение, 2003. – 584 с.
3. Таныгин А.В. Алгоритм терминального наведения планирующего летательного аппарата // Труды ФГУП «НПЦ АП» им. Н.А. Пилюгина. – 2017. – Выпуск № 4. – С. 56–58.
4. Горченко Л.Д. Понятие о методах наведения летательных аппаратов : методические рекомендации. – М. : ВА им. Ф.Э. Дзержинского, 1994. – 43 с.
5. Гладышев А.И., Жуков А.О. Методика использования искусственных нейронных сетей с целью идентификации параметров движения летательных аппаратов // Вестник Российского нового университета. – 2014. – Выпуск 4. Управление, вычислительная техника и информатика.
6. Гладышев А.И. Анализ системы управления сложными динамическими объектами (системами) // Вестник Российского нового университета. Серия «Сложные системы: модели, анализ и управление». – 2015. – Выпуск 1.
7. Гладышев А.И., Жуков А.О., Захаров А.И., Прохоров М.Е., Бирюков А.В., Стекольщиков О.Ю., Тучин М.С., Шахов Н.И. Комплексные системы ориентации космических аппаратов и контроль внутренней метрологии // Сборник трудов. Минцевские чтения. «Вторая Всероссийская научно-техническая конференция молодых конструкторов и инженеров, посвящаящая 120-летию со дня рождения академика А.Л. Минца и 60-летию аспирантуры Радиотехнического института». – М. : МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015.

References

1. *Gorchenko, L.D.* Metod terminal'nogo navedeniya po trebuemomu uskoreniyu aerodinamicheskimi upravlyaemykh letatel'nykh apparatov // *Polyot*. – 1999. – № 6. – S. 21–24.
2. *Razorenov, G.N., Bakhrarov, E.A., Titov, Yu.F.* Sistemy upravleniya letatel'nymi apparatami (ballisticheskimi raketami i ikh golovnymi chastyami) : uchebnik dlya vuzov / pod red. G.N. Razorenova. – M. : Mashinostroenie, 2003. – 584 s.
3. *Tanygin, A.V.* Algoritm terminal'nogo navedeniya planiruyushchego letatel'nogo aparata // *Trudy FGUP «NPTS AP» im. N.A. .* – 2017. – Vypusk № 4. – S. 56–58.
4. *Gorchenko, L.D.* Ponyatie o metodakh navedeniya letatel'nykh apparatov : metodicheskie rekomendatsii. – M. : VA im. F.E. Dzerzhinskogo, 1994. – 43 s.
5. *Gladyshev, A.I., Zhukov, A.O.* Metodika ispol'zovaniya iskusstvennykh neyronnykh setey s tsel'yu identifikatsii parametrov dvizheniya letatel'nykh apparatov // *Vestnik Rossiyskogo novogo universiteta*. – 2014. – Vypusk 4. Upravlenie, vychislitel'naya tekhnika i informatika.
6. *Gladyshev, A.I.* Analiz sistemy upravleniya slozhnymi dinamicheskimi ob"ektami (sistemami) // *Vestnik Rossiyskogo novogo universiteta. Seriya "Slozhnye sistemy: modeli, analiz i upravlenie"*. – 2015. – Vypusk 1.
7. *Gladyshev, A.I., Zhukov, A.O., Zakharov, A.I., Prokhorov, M.E., Biryukov, A.V., Stekol'shchikov, O.Yu., Tuchin, M.S., Shakhov, N.I.* Kompleksnye sistemy orientatsii kosmicheskikh apparatov i kontrol' vnutrenney metrologii // *Sbornik trudov. Mintsevskie chteniya. "Vtoraya Vserossiyskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya molodykh konstruktorov i inzhenerov, posvyashchena 120-letiyu so dnya rozhdeniya akademika A.L. Mintsy i 60-letiyu aspirantury Radiotekhnicheskogo instituta"*. – M. : MGTU im. N.Eh. Bauma-na, 2015.