

МЕТОД УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ПОЛОЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

С.А. Белоконь, Ю.Н. Золотухин, А.А. Нестеров

Институт автоматики и электрометрии СО РАН
630090, Новосибирск, пр. ак. Коптюга, 1, Россия
zol@idisys.iae.nsk.su

тел: +7 (383) 333-26-25, факс: +7 (383) 333-88-78

Ключевые слова: летательный аппарат, управление угловым положением, углы Эйлера, вычисление требуемых вращающих моментов.

Abstract

The problem of control of the aircraft attitude in a three-dimensional space is considered. The attitude is described by the Euler angles between the axes of the body-fixed coordinate system and the Earth frame. A method of calculating the torque driving the aircraft to a prescribed attitude is proposed. A controller implementing this method is presented. Results of simulations are reported.

Введение

В настоящем докладе представлены результаты исследования задачи управления ориентацией летательного аппарата – «нижнего слоя» системы автоматического управления, воспринимающего задания (очередное угловое положение аппарата) от системы траекторного управления и передающего уставки сервоприводам управляющих поверхностей (в случае аппарата самолетной схемы) либо силовым установкам (в случае мультироторной схемы аппарата).

1 Постановка задачи

При движении летательного аппарата (ЛА) как твёрдого тела различают поступательное движение — движение центра масс аппарата относительно Земли и вращательное движение — вращение аппарата вокруг его центра масс. При исследовании этих движений используются различные системы координат. В дальнейшем мы будем использовать *нормальную* и *связанную* системы координат [1] для описания поступательного и вращательного движений соответственно.

Начало O нормальной системы координат $OX_g Y_g Z_g$ совпадает с центром масс летательного аппарата. Ось OY_g направлена вверх по местной вертикали. Плоскость $OX_g Z_g$ является местной горизонтальной плоскостью, проходящей через точку O перпендикулярно оси OY_g . Оси OX_g и OZ_g параллельны осям $O_0 X_0$, $O_0 Z_0$ нормальной земной системы координат и образуют совместно с осью OX_g прямоугольную правую систему координат.

Начало O связанной системы координат $OXYZ$ совпадает с центром масс летательного аппарата, а оси ориентированы по главным осям инерции аппарата. Продольная ось OX расположена в плоскости симметрии и направлена в сторону носовой части. Поперечная ось OZ перпендикулярна плоскости симметрии и направлена по правому полукрылу. Ось OY лежит в плоскости симметрии и направлена к верхней части аппарата. Система $OXYZ$ — прямоугольная правая система координат.

Поскольку оси связанной системы координат неподвижны относительно ЛА и совпадают с его главными осями инерции, её положение относительно нормальной системы координат определяет параметры пространственного положения ЛА в его вращательном движении относительно Земли. Этими параметрами являются эйлеровы углы ψ — угол рыскания, ϑ - угол тангажа и γ - угол крена [2, 3].

Угол рыскания ψ - угол между осью Ox_g нормальной системы координат и проекцией продольной оси OX связанной системы координат на горизонтальную плоскость OX_gZ_g нормальной системы координат.

Угол тангажа ϑ - угол между продольной осью OX связанной системы координат и горизонтальной плоскостью OX_gZ_g нормальной системы координат.

Угол крена γ - угол между поперечной осью OZ связанной системы координат и осью Oz_g нормальной системы координат.

В дальнейшем под управлением ориентацией ЛА мы будем понимать целесообразное изменение значений углов ψ , ϑ и γ .

Управление ориентацией позволяет изменять угловое положение ЛА относительно воздушных потоков, обтекающих аппарат. Это изменяет значения аэродинамических сил и моментов, действующих на ЛА, что позволяет управлять скоростью и направлением его движения.

2 Основные результаты

Будем считать, что известны желаемые значения углов $\psi = \psi_{ref}$, $\vartheta = \vartheta_{ref}$ и $\gamma = \gamma_{ref}$, обеспечивающие требуемый режим полёта. Наша задача – путём использования органов управления ЛА перевести значения эйлеровых углов из произвольного начального состояния в заданные значения $\psi_{ref}, \vartheta_{ref}, \gamma_{ref}$ по траекториям, удовлетворяющим требованиям к качеству переходных процессов.

Вращательное движение ЛА будем описывать следующими векторными функциями времени:

- $\bar{\Gamma}(t) = (\gamma(t), \psi(t), \vartheta(t))^T$ - вектор текущих значений углов Эйлера;

- $\bar{\omega}(t) = (\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t))^T$ - вектор угловых скоростей вращения ЛА в проекциях на оси связанной системы координат;

- $\bar{M}(t) = (M_x(t), M_y(t), M_z(t))^T$ - суммарный момент вращения, создаваемый всеми силами, действующими на ЛА, включая аэродинамические силы, создаваемые управляющими поверхностями аппарата;

- $\bar{I}(m) = (I_x(m), I_y(m), I_z(m))^T$ - вектор моментов инерции ЛА относительно осей связанной системы координат;

- m - масса ЛА.

При полёте над плоской Землёй для описания ориентации ЛА достаточно знания углов ψ , ϑ и γ , определяющих положение осей связанной системы координат относительно нормальной системы координат. В этом случае проекции вектора угловой скорости аппарата на связанные оси определяются кинематической системой дифференциальных уравнений [2, 3]

$$(1) \left. \begin{aligned} \omega_x &= \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \vartheta; \\ \omega_y &= \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma; \\ \omega_z &= -\dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma + \dot{\gamma} \cos \gamma \end{aligned} \right\}$$

имеющей обращённую форму

$$(2) \left. \begin{aligned} \dot{\gamma} &= \omega_x - \tan \vartheta \cdot (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \vartheta} \cdot (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \\ \dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \end{aligned} \right\}$$

а закон изменения вектора угловой скорости определяется системой динамических уравнений

$$(3) \left\{ \begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{1}{I_x} M_x - \frac{I_z - I_y}{I_x} \cdot \omega_y \omega_z; \\ \dot{\omega}_y &= \frac{1}{I_y} M_y - \frac{I_x - I_z}{I_y} \cdot \omega_z \omega_x; \\ \dot{\omega}_z &= \frac{1}{I_z} M_z - \frac{I_y - I_x}{I_z} \cdot \omega_x \omega_y \end{aligned} \right. .$$

Системы уравнений (1), (2) и (3) хорошо известны [2, 3] и являются основой построения систем управления различными режимами полёта ЛА.

В дальнейшем будем пользоваться более компактной векторно-матричной формой записи нелинейных дифференциальных уравнений (2) и (3):

$$(4) \left. \begin{aligned} \dot{\bar{\Gamma}} &= \bar{F}_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma}); \\ \dot{\bar{\omega}} &= \bar{F}_2(\bar{\omega}) + B \cdot \bar{M}, \end{aligned} \right\}$$

где векторы $\bar{\Gamma}, \bar{\omega}, \bar{M}$ определены ранее, а значения векторов \bar{F}_1 и \bar{F}_2 и диагональной матрицы B следуют из сопоставления правых частей уравнений (4) и систем (2) и (3) соответственно.

3. В уравнениях (4) под \bar{M} будем понимать некоторое требуемое значение момента \bar{M}_{ref} , позволяющее перевести значения углов $\bar{\Gamma}$ в требуемое значение $\bar{\Gamma}_{ref}$ по желаемой траектории $\bar{S}(t)$, которую будем определять уравнением

$$(5) \bar{S}(t) = \dot{\bar{\Gamma}}(t) + K_1 \cdot (\bar{\Gamma}(t) - \bar{\Gamma}_{ref}) = 0 .$$

Для выполнения условия (5), т. е. реализации вынужденного движения системы (4) по заданной траектории, будем определять \bar{M}_{ref} из условия

$$(6) \dot{\bar{S}}(t) = -K_2 \cdot \bar{S}(t),$$

что с учётом (5) приводит нас к линейному относительно $\bar{\Gamma}(t)$ дифференциальному уравнению второго порядка

$$(7) \ddot{\bar{\Gamma}} = -(K_1 + K_2) \cdot \dot{\bar{\Gamma}} - K_1 \cdot K_2 \cdot (\bar{\Gamma} - \bar{\Gamma}_{ref}),$$

определяющему необходимое значение $\ddot{\bar{\Gamma}}$ для движения системы по траектории (5).

В уравнениях (5) и (6) коэффициенты диагональных матриц K_1 и K_2 выбираются из условия устойчивого и качественного переходного процесса системы (7) в точку $\bar{\Gamma} = \bar{\Gamma}_{ref}$. Так например, при $K_1 = K_2$ с положительными диагональными элементами соответствующих матриц выполнение уравнения (7) приводит к устойчивым переходным процессам без перерегулирования [4].

Вращающий момент \bar{M} в соответствии с (4) может влиять на $\ddot{\bar{\Gamma}}$ только через изменения вектора угловых скоростей $\dot{\bar{\omega}}$. Из системы (4) получим

$$(8) \quad \ddot{\bar{\Gamma}} = \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\omega}} \cdot \dot{\bar{\omega}} + \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\Gamma}} \cdot \dot{\bar{\Gamma}}$$

и, подставляя $\dot{\bar{\omega}}, \dot{\bar{\Gamma}}$ из (4) в (8), получим

$$(9) \quad \ddot{\bar{\Gamma}} = \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\omega}} \cdot F_2(\bar{\omega}) + \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\Gamma}} \cdot \dot{\bar{\Gamma}} + \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\omega}} \cdot B \cdot \bar{M}.$$

Для вычисления желаемого значения $\bar{M} = \bar{M}_{ref}$ приравняем правые части соотношений (7) и (9). Опустив обозначения переменных в функциях \bar{F}_1 и \bar{F}_2 , после несложных преобразований получим

$$(10) \quad \bar{M}_{ref} = -inv(B) \cdot \left[\bar{F}_2 + inv \left(\frac{\partial \bar{F}_1}{\partial \bar{\omega}} \right) \cdot \left(\left(\frac{\partial F_1}{\partial \bar{\Gamma}} + K_1 + K_2 \right) \cdot \dot{\bar{\Gamma}} + K_1 \cdot K_2 \cdot (\bar{\Gamma} - \bar{\Gamma}_{ref}) \right) \right].$$

Простая подстановка \bar{M}_{ref} из (10) в уравнение (9) приводит к уравнению (7), т. е. введение нелинейной обратной связи в управляемую систему (4) превращает её в линейную систему второго порядка с желаемым переходным процессом из начального состояния $\bar{\Gamma}(0)$ в конечное состояние $\bar{\Gamma}_{ref}$. При этом в случае $\bar{\Gamma}_{ref} = const$ значения $\ddot{\bar{\Gamma}}$ и $\dot{\bar{\Gamma}}$ экспоненциально стремятся к нулю, что в соответствии с (1) приводит к нулю и вектор угловых скоростей $\dot{\bar{\omega}}$.

Соотношение (10) определяет вектор т. н. требуемых значений вращающих моментов, позволяющих установить и поддерживать значения углов $\bar{\Gamma} = \bar{\Gamma}_{ref}$. Однако особенности конструкции ЛА и эффективность его рулей не всегда позволяют выполнить (10). В этом случае говорят о располагаемых значениях моментов вращения и допустимых углах отклонения рулевых поверхностей. Определение необходимых углов отклонения рулей существенно зависит от конструкции ЛА.

4. Рассмотрим вопрос определения углов отклонения рулей для ЛА со схемой рулевых поверхностей в соответствии с рис. 1 для требуемого значения момента \bar{M}_{ref} . Эффективность рулей зависит от скорости аппарата, плотности воздуха и многих других параметров полёта, наиболее существенными из которых являются скорость движения и углы атаки α и скольжения β . Углы α и β определяют положение скоростной системы координат относительно связанной системы координат. В скоростной системе ось OX_a направлена по воздушной скорости \bar{V} , ось подъёмной силы OY_a располагается в плоскости симметрии ЛА и направлена вверх, боковая ось OZ_a направлена перпендикулярно плоскости симметрии по правому полукрылу [1]. Угол атаки α - угол между осью OX_a и проекцией скорости \bar{V} на плоскость OXY связанной системы координат; угол скольжения β - угол между скоростью \bar{V} и плоскостью OXY связанной системы координат.

Скоростная система координат используется для описания воздействия на ЛА набегающего потока воздуха при продувках ЛА или его динамически подобных моделей в аэродинамических трубах. Результатом продувок являются таблицы безразмерных коэффициентов, отражающих зависимости аэродинамических коэффициентов ЛА от углов α , β , углов от-

клонения рулевых поверхностей и других параметров полёта. Эти таблицы в условиях реального полёта позволяют восстановить силы и моменты, действующие на летательный аппарат.

В общем случае значение располагаемого момента \bar{M}_{av} можно представить в виде

$$(11) \bar{M}_{av}(\alpha, \beta, \bar{\delta}) = \bar{M}_0(\alpha, \beta) + \frac{\partial \bar{M}(\alpha, \beta, \bar{\delta})}{\partial \bar{\delta}} \cdot \bar{\delta}.$$

В (11) $\bar{\delta} = (\delta_a, \delta_r, \delta_e)^T$ - вектор углов отклонений обобщённых рулей крена, курса и высоты соответственно; $\bar{M}_0(\alpha, \beta)$ - момент вращения, создаваемый воздушным потоком при нулевых отклонениях рулей. Для создания момента в соответствии с (10) необходимо отклонить рули на углы

$$(12) \bar{\delta}_{ref} = inv\left(\frac{\partial \bar{M}(\alpha, \beta, \bar{\delta})}{\partial \bar{\delta}}\right) \cdot (\bar{M}_{ref} - \bar{M}_0(\alpha, \beta)).$$

Последнее соотношение справедливо при зависимости $\bar{M}_{av}(\alpha, \beta, \bar{\delta})$ от $\bar{\delta}$, близкой к линейной при ограниченных углах $\bar{\delta}$. Углы $\bar{\delta}$ всегда ограничены либо конструктивными соображениями, либо величинами допустимых перегрузок. В этом случае не всегда возможно выполнить условие $\bar{M}_{av} = \bar{M}_{ref}$ и заданная желаемая траектория (5), (6) оказывается нереализуемой. Выход из такого положения может заключаться в уменьшении диагональных коэффициентов матриц K_1 и K_2 . Это приводит к увеличению постоянных времени переходных процессов на траектории (5), (6) и снижению требований к моменту \bar{M}_{ref} .

5. Предложенный метод управления ориентацией летательного аппарата реализован в среде MATLAB/Simulink. На рис. 1-3 представлены графики переходных процессов углов Эйлера, угловых скоростей и потребных моментов соответственно. При моделировании использованы параметры летательного аппарата ЛЛ-80: осевые моменты инерции $I_x = 3,4 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, $I_y = 4,8 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, $I_z = 4,2 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$.

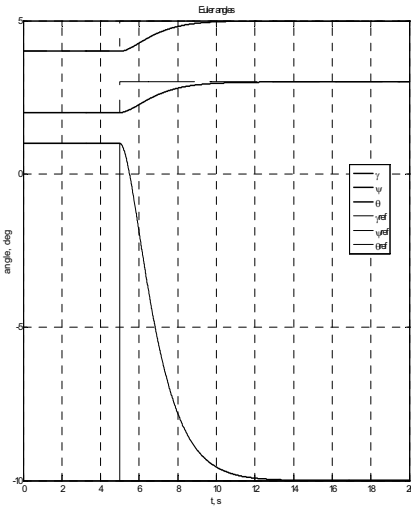


Рисунок 1. Углы Эйлера

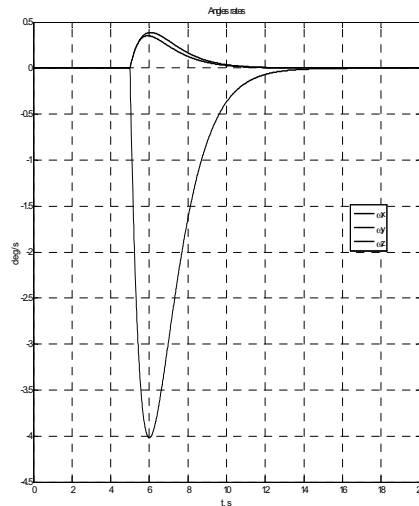


Рисунок 2. Угловые скорости

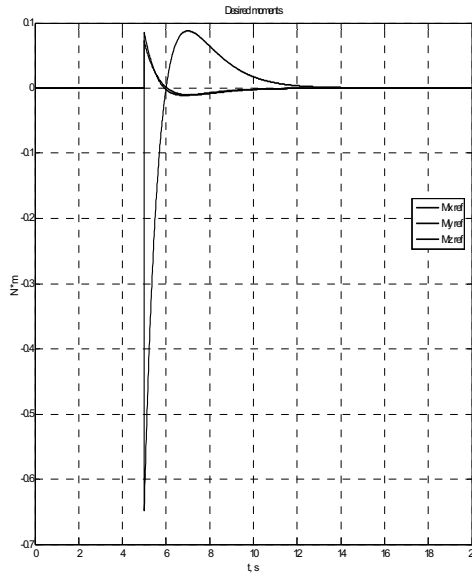


Рисунок 3. Потребные вращающие моменты

Начальные значения угловых скоростей $\omega_x = \omega_y = \omega_z = 0^\circ$, углов ориентации: $\gamma_0 = 1^\circ$, $\psi_0 = 2^\circ$, $\vartheta_0 = 4^\circ$. Желаемые значения углов ориентации: $\gamma_{ref} = -10^\circ$, $\psi_{ref} = 3^\circ$, $\vartheta_{ref} = 5^\circ$.

Заключение

Использование предложенного ранее [5] метода организации вынужденного движения вдоль желаемой траектории в пространстве состояний для управления ориентацией летательного аппарата позволило достичь удовлетворительных переходных процессов.

Разработанная схема контроллера более проста в сравнении с результатами, полученными в [6] методом back-stepping, при примерно равных показателях качества переходных процессов.

Предложенный способ вычисления потребных для достижения заданной ориентации летательного аппарата моментов реализован в среде MATLAB/Simulink. Результаты численного моделирования подтвердили эффективность предложенного подхода.

Благодарности

Работа частично поддержана грантом РФФИ № 15-08-03233.

Список литературы

- [1] ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. М., Госстандарт, 1981. <http://gostexpert.ru/gost/getDoc/3780>.
- [2] В.Г. Воробьев, С.В. Кузнецов. Автоматическое управление полетом самолета. М., Транспорт, 1995, 448 с.
- [3] А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. Динамика полёта. М., Машиностроение, 1973, 616 с.
- [4] И.В. Мирошник. Теория автоматического управления. Линейные системы. Питер, 2005. 36 с.

- [5] В.Д. Бобко, Ю.Н. Золотухин, А.А. Нестеров. Нечеткая реализация скользящих режимов в системе возбуждения синхронного генератора. В кн. Труды Международной конференции «Проблемы управления и моделирования в сложных системах» (15-17 июня 1999, Самара, Россия). - Самара: Изд. Самарский научный центр РАН, 1999. С. 229-234.
- [6] M. Lungu, Stabilization and Control of a UAV Flight Attitude Angles using the Back-stepping Method World Academy of Science, Engineering & Technology; 2012, Issue 6(1), p. 241-248.