Научная статья

Original article

УДК 629.7.02

АНАЛИЗ УПРАВЛЯЕМОСТИ ШЕСТИ-РОТОРНОГО БПЛА ПРИ ВЫХОДЕ ИЗ СТРОЯ

CONTROLLABILITY ANALYSIS OF A SIX-ROTOR UAV WHEN A FAULT OCCURS

Лу Чжоюе, студентка факультета специального машиностроения, Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана, г. Москва. xiaoyueyue0534@qq.com

Ли Кай, студент факультета специального машиностроения, Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана, г. Москва. likai226717@gmail.com

Lu Zhuoyue, student of the Faculty of Special Engineering, Bauman Moscow State Technical University, Moscow. xiaoyueyue0534@qq.com

Li kai, student of the Faculty of Special Engineering, Bauman Moscow State Technical University, Moscow. likai226717@gmail.com

Аннотация Управление шести-роторным БПЛА достигается за счет изменения скорости вращения шести роторов. Существует четыре типа выходных движений, а именно вверх и вниз, вперед и назад, влево и вправо и движения по рысканию, поэтому требуются как минимум четыре управляющие величины. По сравнению с четырехроторным БПЛА шестироторный БПЛА имеет еще два резерва мощности. Поэтому при отказе винта теоретически можно продолжать управлять БПЛА. В

этой статье сначала анализируется динамика шестироторного БПЛА, а также теоретически анализируется возможность управления, когда один или два ротора не работают.

Abstract The control of the six-rotor UAV is achieved by changing the rotational speed of the six propellers. There are four kinds of output movements, namely up and down, front and rear, left and right and yaw movements, so at least four control quantities are required. Compared with the quad-rotor UAV, the six-rotor UAV has two more power redundancy. Therefore, when the propeller fails, it is theoretically possible to continue to control the aircraft. This paper firstly analyzes the dynamics of the six-rotor UAV, and theoretically analyzes the control possibility when one or two propellers cannot work.

Ключевые слова: кинетический анализ, линейные системы,отказоустойчивое управление

Keywords: kinetic analysis, linear systems, fail-safe control

1 Введение

Эта статья в основном завершает построение и анализ управляемости отказоустойчивой динамической модели шести-ротового БПЛА.

Из резервирования мощности двух роторов шести-роторный БПЛА по-прежнему может управляться или быстро приземляться в случае определенной степени отказа, чтобы уменьшить потери, вызванные аварией. Это одно из больших преимуществ шести-ротового БПЛА.

Во-первых, необходимо создать единую динамическую модель. Затем введите параметр ошибки. Наконец, управляемость рассчитывается по свойствам линейной стационарной системы.

2 Динамическое моделирование шести-роторного БПЛА

2.1 Предположения моделирования

(1) Шесть роторов представляют собой твердое тело;

(2) Масса и момент инерции шести роторов остаются неизменными;

(3) Геометрический центр шести роторов соответствует центру тяжести;

(4) Шесть роторов подвержены только силе тяжести и тянущей силе ротора, при этом тяговая сила ротора направлена вниз по оси z_b, а сила тяжести направлена по направлению z_e;

(5) Лопасти ротора с нечетными номерами вращаются против часовой стрелки, а лопасти ротора с четными номерами вращаются по часовой стрелке .

2.2 Формирование матрицы вращения

Земная система координат поворачивается в земную систему координат b в соответствии с порядком ZYX .Три поворота соответствуют базовой матрице поворота: первый - это поворот земной системы координат вокруг оси Z на ψ, и получается система координат b_1, а соответствующая базовая матрица поворота имеет вид:

$$R_Z(\psi)=\begin{bmatrix}\cos\psi & \sin\psi & 0\\ -\sin\psi & \cos\psi & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Во второй раз нужно повернуть систему координат b_1 вокруг ее оси Y на θ, чтобы получить систему координат b_2, и соответствующая базовая матрица вращения:

$$R_Y(\theta)=\begin{bmatrix}\cos\theta & 0 & -\sin\theta\\ 0 & 1 & 0\\ \sin\theta & 0 & \cos\theta\end{bmatrix} \quad (2.2)$$

В третий раз нужно повернуть систему координат b_2 вокруг своей оси X на ϕ, чтобы получить систему координат b , и соответствующая базовая матрица вращения:

$$R_X(\phi)=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\\ 0 & -\sin\phi & \cos\theta\end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Для общего преображения:

$$R_b^e=(R_e^b)^{-1}=R_Z^{-1}(\psi)R_Y^{-1}(\theta)R_X^{-1}(\phi)=R_Z(-\psi)R_Y(-\theta)R_X(-\phi) \quad (2.4)$$

$$R_b^e=\begin{bmatrix}\cos\theta\cos\psi & \sin\theta\sin\phi\cos\psi-\cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi+\sin\phi\sin\psi\\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi+\cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi-\sin\phi\sin\psi\\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta\end{bmatrix} \quad (2.5)$$

2.3 Кинематическая модель

Пусть вектор центра тяжести шестиротового двигателя равен ${}^{e}\dot{p}$, можно получить кинематическую модель, основанную на углах Эйлера:

$$\begin{cases} \dot{p} = {}^{e}v \\ \dot{\Theta} = W\,{}^{b}\omega \end{cases} \quad (2.6)$$

В формуле: ${}^{e}v$ — вектор скорости шестиротового двигателя в системе Земля; Θ — ориентационный угол; ${}^{b}\omega$ — угловая скорость тела.

$$W \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta\sin\phi & \tan\theta\cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} (2.7)$$

2.4 Модель динамики позиции

Пусть скорость ротора равна $\Omega_i (i = 1,2,3,4,5,6)$;а создаваемая тяговая сила равна T_i Из предыдущего расчета видно, что тяговая сила пропорциональна квадрату скорости вращения. Зависимость следующая:

$$T_i = K_t \Omega_i^2 \quad (2.8)$$

Где: K_t – коэффициент натяжения.

Предположим, что тяговое усилие БПЛА в системе координат тела равно: ${}^{b}T = \begin{bmatrix} {}^{b}T_X & {}^{b}T_Y & {}^{b}T_Z \end{bmatrix}^T$, тогда

Тяговое усилие БПЛА в земной системе координат ${}^{e}T = R_b^e \cdot {}^{b}T$, т. е:

$${}^{e}T = (\sum_{i=1}^{6} T_i) \begin{bmatrix} \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\sin\psi \\ \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} (2.9)$$

Согласно второму закону Ньютона проводится силовой анализ БПЛА, а сопротивлением пренебрегается в случае малой скорости, можно получить:

$$m\,{}^{e}\dot{v} = {}^{e}T - G \quad (2.10)$$

Где: G — сила тяжести. Развернуть доступно:

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = (\sum_{i=1}^{6} T_i) \begin{bmatrix} \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\sin\psi \\ \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Получить:

$$\ddot{x} = \frac{1}{m}[(\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi)]\sum_{i=1}^{6} K_t\Omega_i^2$$

$$\ddot{y} = \frac{1}{m}[(\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\sin\psi)]\sum_{i=1}^{6} K_t\Omega_i^2 \qquad (2.12)$$

$$\ddot{z} = \frac{1}{m}[(\cos\phi\cos\theta)]\sum_{i=1}^{6} K_t\Omega_i^2 - g$$

2.5 Модель динамики отношения

Уравнение динамики пространственного положения шестиротового двигателя устанавливается в системе координат тела следующим образом:

$$I^b\dot{\omega} = -{}^b\omega\times(I^b\omega) + \tau + G_a \quad (2.13)$$

В формуле: $I = diag\begin{bmatrix} I_X & I_Y & I_Z \end{bmatrix}$ представляет инерцию вращения шестироторного; $\tau = \begin{bmatrix} \tau_X & \tau_Y & \tau_Z \end{bmatrix}^T$; T представляет собой момент, создаваемый ротором на оси корпуса, а G_a представляет собой гироскопический момент, создаваемый ротор.

Согласно данным:

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_X \\ \tau_Y \\ \tau_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -l_1K_t\sin\alpha_1 & -l_2K_t\sin\alpha_2 & -l_3K_t\sin\alpha_3 & -l_4K_t\sin\alpha_4 & -l_5K_t\sin\alpha_5 & -l_6K_t\sin\alpha_6 \\ l_1K_t\cos\alpha_1 & l_2K_t\cos\alpha_2 & l_3K_t\cos\alpha_3 & l_4K_t\cos\alpha_4 & l_5K_t\cos\alpha_5 & l_6K_t\cos\alpha_6 \\ (-1)^{1+1}K_m & (-1)^{2+1}K_m & (-1)^{3+1}K_m & (-1)^{4+1}K_m & (-1)^{5+1}K_m & (-1)^{6+1}K_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \\ \Omega_5^2 \\ \Omega_6^2 \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Среди них, как показано на рисунке 7: $l_1 = l_2 = l_3 = l_4 = l_5 = l_6 = l$ — расстояние от центра корпуса до двигателя; $\alpha_i (i = 1,2,3,4,5,6)$ представляет собой плечо угол между ним и положительным направлением оси X_b ; K_m - коэффициент противодействия крутящему моменту; а размер противодействия крутящему моменту выражается как:

$$M_i = K_m\Omega_i^2, i = 1,2,3,4,5,6 \quad (2.15)$$

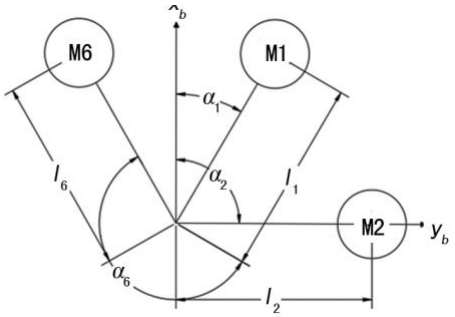


Рис.7 Параметры компоновки БПЛА

Согласно системе координат, изображенной на рисунке выше, мы можем получить: $\alpha = \left[\frac{\pi}{6} \quad \frac{\pi}{2} \quad \frac{5\pi}{6} \quad \frac{7\pi}{6} \quad \frac{3\pi}{2} \quad \frac{11\pi}{6} \right]$.

Используя допущение малого угла, $W \approx I_3$, можно получить следующее соотношение:

$$^{b}\omega = \dot{\Theta} = \left[\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi} \right]^T \quad (2.16)$$

Подставляя уравнения (2.14),(2.15) и (2.16) в уравнение (2.13) для расширения, мы можем получить:

$$\begin{aligned}
\ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_Y - I_Z}{I_X}\right) + \frac{l}{I_X}\left(-\frac{1}{2}T_1 - T_2 - \frac{1}{2}T_3 + \frac{1}{2}T_4 + T_5 + \frac{1}{2}T_6\right) + \frac{G_a}{I_X} \\
\ddot{\theta} &= \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_Z - I_X}{I_Y}\right) + \frac{l}{I_Y}\left(-\frac{\sqrt{3}}{2}T_1 + \frac{\sqrt{3}}{2}T_3 + \frac{\sqrt{3}}{2}T_4 - \frac{\sqrt{3}}{2}T_6\right) + \frac{G_a}{I_Y} \quad (2.17) \\
\ddot{\psi} &= \dot{\phi}\dot{\theta}\left(\frac{I_X - I_Y}{I_Z}\right) + \frac{l}{I_Z}\left(M_1 - M_2 + M_3 - M_4 + M_5 - M_6\right) + \frac{G_a}{I_Z}
\end{aligned}$$

2.6 Линеаризация модели

Создана динамическая модель шестироторного БПЛА, для облегчения проектирования регулятора нелинейная модель упрощена и линеаризована. Поэтому, игнорируя $-^{b}\omega \times (I\,^{b}\omega) + G_a$ в уравнении (2.12), получается следующая упрощенная модель:

$$\begin{aligned}
\ddot{x} &= \frac{1}{m}\left[(\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi)\right]\sum_{i=1}^{6} K_t\Omega_i^2 \\
\ddot{y} &= \frac{1}{m}\left[(\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\sin\psi)\right]\sum_{i=1}^{6} K_t\Omega_i^2 \\
\ddot{z} &= \frac{1}{m}\left[(\cos\phi\cos\theta)\right]\sum_{i=1}^{6} K_t\Omega_i^2 - g \qquad (2.18) \\
\ddot{\phi} &= \frac{l}{I_X}\left(-\frac{1}{2}T_1 - T_2 - \frac{1}{2}T_3 + \frac{1}{2}T_4 + T_5 + \frac{1}{2}T_6\right) \\
\ddot{\theta} &= \frac{l}{I_Y}\left(-\frac{\sqrt{3}}{2}T_1 + \frac{\sqrt{3}}{2}T_3 + \frac{\sqrt{3}}{2}T_4 - \frac{\sqrt{3}}{2}T_6\right)
\end{aligned}$$

$$\ddot{\psi} = \frac{l}{I_Z}(M_1 - M_2 + M_3 - M_4 + M_5 - M_6)$$

Как видно из приведенной выше формулы, состояние БПЛА включает в себя положение (x, y, z) и ориентацию (ϕ, θ, ψ). Фактическим входом в БПЛА является скорость вращения шести роторов. Это устанавливает базовую модель для обеспечения контроля в случае последующей ошибки.

3 Анализ управляемости БПЛА при отказе работы некоторых его двигателей

3.1 Линейный стационарный системный анализ

В режиме зависания для небольших вариаций углов ориентации шестироторный БПЛА можно рассматривать как линейно-инвариантную во времени (LTI) систему, а его динамика выражается формулой:

$$\dot{x} = Ax + B\tau \quad (3.1)$$

Вектор состояния x:

$$x = \begin{bmatrix} z & \phi & \theta & \psi & \dot{z} & \dot{\phi} & \dot{\theta} & \dot{\psi} \end{bmatrix}^T \quad (3.2)$$

Входной вектор τ :

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_f & \tau_\phi & \tau_\theta & \tau_\psi \end{bmatrix}^T \quad (3.3)$$

Матрица состояния A:

$$A = \begin{bmatrix} 0_{4\times4} & I_{4\times4} \\ 0_{4\times4} & A_{22} \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Где

$$A_{22} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{I_y - I_z}{2I_x}\dot{\psi} & \frac{I_y - I_z}{2I_x}\dot{\theta} \\ 0 & \frac{I_z - I_x}{2I_y}\dot{\psi} & 0 & \frac{I_z - I_x}{2I_y}\dot{\phi} \\ 0 & \frac{I_x - I_y}{2I_z}\dot{\theta} & \frac{I_x - I_y}{2I_z}\dot{\phi} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Входная матрица B:

$$B = \begin{bmatrix} 0_{4\times4} \\ B_2 \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

$$B_2 = \begin{bmatrix} \frac{1}{m}\cos\phi\cos\theta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_z} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

В соответствии с приведенным выше содержанием создается модель тягового усилия БПЛА. Выражается в виде формулы:

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_t \\ \tau_X \\ \tau_Y \\ \tau_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_t & K_t & K_t & K_t & K_t & K_t \\ -\frac{1}{2}lK_t & lK_t & -\frac{1}{2}lK_t & \frac{1}{2}lK_t & lK_t & \frac{1}{2}lK_t \\ \frac{\sqrt{3}}{2}lK_t & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2}lK_t & -\frac{\sqrt{3}}{2}lK_t & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2}lK_t \\ K_m & -K_m & K_m & -K_m & K_m & -K_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \\ \Omega_5^2 \\ \Omega_6^2 \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

Отмечен как:

$$\tau = B_\tau U \quad (3.9)$$

$$B_\tau = \begin{bmatrix} K_t & K_t & K_t & K_t & K_t & K_t \\ -\frac{1}{2}lK_t & lK_t & -\frac{1}{2}lK_t & \frac{1}{2}lK_t & lK_t & \frac{1}{2}lK_t \\ \frac{\sqrt{3}}{2}lK_t & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2}lK_t & -\frac{\sqrt{3}}{2}lK_t & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2}lK_t \\ K_m & -K_m & K_m & -K_m & K_m & -K_m \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

3.2 Создание модели отказа энергосистемы

Создание модели отказа энергосистемы. Во время полета БПЛА двигатель и воздушный винт всегда находятся в состоянии скоростной работы, а ротор шестироторного БПЛА подвержен выходу из строя, что влияет на выполнение полетного задания БПЛА. Для осуществления отказоустойчивого управления энергосистемой. Во-первых, необходимо создать модель неисправности системы.

Из избыточности мощности шестироторного БПЛА мы надеемся, что благодаря анализу отказа, когда самолет выходит из строя в определенном диапазоне, он все еще может продолжать работать или быстро приземляться, чтобы возместить потери, вызванные аварией.

Здесь рассматривается выход из строя силовой установки самолета, распространенные неисправности включают износ несущего винта, внезапную поломку лопасти, заклинивание двигателя и т. д. Когда система питания шестироторного БПЛА выходит из строя, фактическая подъемная сила, обеспечиваемая несущим ротором, будет меньше, чем теоретическая сила и крутящий момент, обеспечиваемые неисправным несущим винтом в этих условиях. При этом изменятся модели несущего винта и системы самолета.

Отказ системы питания БПЛА представлен добавлением коэффициентов, а модель тягового усилия, учитывающая отказ системы питания, имеет вид:

$$\tau = B_\tau \sigma U \quad (3.11)$$

$$\sigma = \begin{bmatrix} \sigma_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_6 \end{bmatrix} (0 \le \sigma_i \le 1) \quad (3.12)$$

Среди них $\sigma_1, \sigma_2 \cdots \sigma_6$ представляет собой уровень отказа ротора БПЛА, и подробная взаимосвязь выглядит следующим образом:

(1) $\sigma_i = 1$ означает i-й двигатель работает нормально

(2) $0 < \sigma_i < 1$ значит i-й двигатель отключен и может обеспечить только σ_i -кратную требуемую мощность.

(3) $\sigma_i = 0$ значит i-й двигатель полностью неработоспособен и больше не обеспечивает подъемную силу.

Общая динамическая модель, учитывающая динамические неисправности, может быть выражена как:

$$\dot{x}=\begin{bmatrix} z \\ \phi \\ \theta \\ \psi \\ \dot{z} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}^{-1}=\begin{bmatrix} \dot{z} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \frac{1}{m}\cos\phi\cos\theta\tau_t \\ \frac{I_Y-I_Z}{I_X}\dot{\theta}\dot{\psi}+\frac{1}{I_X}\tau_X \\ \frac{I_Z-I_X}{I_Y}\dot{\phi}\dot{\psi}+\frac{1}{I_Y}\tau_Y \\ \frac{I_X-I_Y}{I_Z}\dot{\phi}\dot{\theta}+\frac{1}{I_Z}\tau_Z \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} \dot{z} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \frac{1}{m}\cos\phi\cos\theta K_t(\sigma_1\Omega_1^2+\sigma_2\Omega_2^2+\sigma_3\Omega_3^2+\sigma_4\Omega_4^2+\sigma_5\Omega_5^2+\sigma_6\Omega_6^2) \\ \frac{I_Y-I_Z}{I_X}\dot{\theta}\dot{\psi}+\frac{1}{I_X}K_t l(-\frac{1}{2}\sigma_1\Omega_1^2-\sigma_2\Omega_2^2-\frac{1}{2}\sigma_3\Omega_3^2+\frac{1}{2}\sigma_4\Omega_4^2+\sigma_5\Omega_5^2+\frac{1}{2}\sigma_6\Omega_6^2) \\ \frac{I_Z-I_X}{I_Y}\dot{\phi}\dot{\psi}+\frac{1}{I_Y}K_t l(\frac{\sqrt{3}}{2}\sigma_1\Omega_1^2-0-\frac{\sqrt{3}}{2}\sigma_3\Omega_3^2-\frac{\sqrt{3}}{2}\sigma_4\Omega_4^2+0+\frac{\sqrt{3}}{2}\sigma_6\Omega_6^2) \\ \frac{I_X-I_Y}{I_Z}\dot{\phi}\dot{\theta}+\frac{1}{I_Z}K_m(\sigma_1\Omega_1^2-\sigma_2\Omega_2^2+\sigma_3\Omega_3^2-\sigma_4\Omega_4^2+\sigma_5\Omega_5^2-\sigma_6\Omega_6^2) \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

3.3 Анализ стабильности и возможности контроля

Фактический уровень контроля шестироторного БПЛА равен 6. Но когда двигатель полностью выходит из строя, стоит подумать и рассчитать, можно ли полностью контролировать движение четырех выходов.

Для n-мерной линейной инвариантной системы:

$$\dot{x}=Ax+B\tau \quad (3.1)$$

Установите начальное значение системы равным нулю. То-есть:

$$x(t_0)=0 \quad (3.14)$$

Системное решение:

$$x(t)=\int_{t_0}^{t} e^{A(t-\lambda)}B\tau(\lambda)d\lambda \quad (3.15)$$

Выполнить разложение Тейлора $e^{A(t-\lambda)}$:

$$e^{A(t-\lambda)}=B\int_{t_0}^{t}\tau(\lambda)d\lambda+AB\int_{t_0}^{t}(t-\lambda)\tau(\lambda)d\lambda+A^2B\int_{t_0}^{t}\frac{(t-\lambda)}{2!}\tau(\lambda)d\lambda+\cdots \quad (3.16)$$

Тогда пространство, в котором находится x , состоит из бесконечной последовательности матриц $B, AB, A^2B\cdots$. Все векторы-столбцы могут быть растянуты в пробелы:

$$x\in span\{col(B), col(AB), col(A^2B)\cdots\} \quad (3.17)$$

В этой бесконечной матричной последовательности должно существовать $A^lB(l\le n)$, и каждый ее столбец может быть линейно представлен соответствующим столбцом $B, AB, A^2B\cdots$.

$$x \in span\{col(B), col(AB), col(A^2B)\cdots\} \Rightarrow$$
$$x \in span\{col(B), col(AB), col(A^2B)\cdots col(A^{l-1}B)\} \Rightarrow \quad (3.18)$$
$$x \in span\{col(B), col(AB), col(A^2B)\cdots col(A^{n-1}B)\}$$

Каждый столбец $B, AB, A^2B\cdots A^{n-1}B$ можно растянуть в n-мерное пространство, тогда все состояния n-мерного пространства V достижимы:

$$V = span\{col(B), col(AB), col(A^2B)\cdots col(A^{n-1}B)\} \quad (3.19)$$

$$rank[col(B), col(AB), col(A^2B)\cdots col(A^{n-1}B)] = n \quad (3.20)$$

О БПЛА шестироторного в этой статье. Рассмотреть входную матрицу B в случае неисправности:

$$B' = BB_t\sigma = \begin{bmatrix} \frac{1}{m}\cos\phi\cos\theta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_t & K_t & K_t & K_t & K_t & K_t \\ -\frac{1}{2}lK_t & lK_t & -\frac{1}{2}lK_t & \frac{1}{2}lK_t & lK_t & \frac{1}{2}lK_t \\ \frac{\sqrt{3}}{2}lK_t & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2}lK_t & -\frac{\sqrt{3}}{2}lK_t & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2}lK_t \\ K_m & -K_m & K_m & -K_m & K_m & -K_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_6 \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

$$B' = \begin{bmatrix} \frac{\cos\phi\cos\theta K_t\sigma_1}{m} & \frac{\cos\phi\cos\theta K_t\sigma_2}{m} & \frac{\cos\phi\cos\theta K_t\sigma_3}{m} & \frac{\cos\phi\cos\theta K_t\sigma_4}{m} & \frac{\cos\phi\cos\theta K_t\sigma_5}{m} & \frac{\cos\phi\cos\theta K_t\sigma_6}{m} \\ -\frac{lK_t\sigma_1}{2I_X} & -\frac{lK_t\sigma_2}{I_X} & -\frac{lK_t\sigma_3}{2I_X} & \frac{lK_t\sigma_4}{2I_X} & \frac{lK_t\sigma_5}{I_X} & \frac{lK_t\sigma_6}{2I_X} \\ \frac{\sqrt{3}lK_t\sigma_1}{2I_Y} & 0 & -\frac{\sqrt{3}lK_t\sigma_3}{2I_Y} & -\frac{\sqrt{3}lK_t\sigma_4}{2I_Y} & 0 & \frac{\sqrt{3}lK_t\sigma_6}{2I_Y} \\ \frac{K_m\sigma_1}{I_Z} & -\frac{K_m\sigma_1}{I_Z} & \frac{K_m\sigma_1}{I_Z} & -\frac{K_m\sigma_1}{I_Z} & \frac{K_m\sigma_1}{I_Z} & -\frac{K_m\sigma_1}{I_Z} \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{I_y - I_z}{2I_x}\dot{\psi} & \frac{I_y - I_z}{2I_x}\dot{\theta} \\ 0 & \frac{I_z - I_x}{2I_y}\dot{\psi} & 0 & \frac{I_z - I_x}{2I_y}\dot{\phi} \\ 0 & \frac{I_x - I_y}{2I_z}\dot{\theta} & \frac{I_x - I_y}{2I_z}\dot{\phi} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

Подсчитано, что количество моторов с полным отказом меньше или равно 2, то есть:

$$rank[col(B'), col(AB'), col(A^2B'), col(A^3B')] = 4 \quad (3.24)$$

А БПЛА теоретически еще управляем.

Когда количество моторов с полным отказом больше или равно 3:

$$rank[col(B'), col(AB'), col(A^2B'), col(A^3B')] = 6 - n_i \quad (3.25)$$

где, n_i -это общее количество отказавших двигателей. БПЛА совершенно неуправляем.

В соответствии с установленной ранее моделью получается момент инерции

относительно трех осей XYZ. $I_x = 0.053кг/м^2$, $I_y = 0.079кг/м^2$, $I_z = 0.086кг/м^2$.

Некоторые присущие параметры :

$l = 0.42m$, $K_t = 0.004N \cdot s^2 / rad^2$, $K_m = 0.00048N \cdot m \cdot s^2 / rad^2$

То (3.23) ,(3.22) написать как:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.066\dot{\psi} & -0.066\dot{\theta} \\ 0 & 0.209\dot{\psi} & 0 & 0.209\dot{\phi} \\ 0 & -0.151\dot{\theta} & -0.151\dot{\phi} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

$$B' = \begin{bmatrix} 0.0008\cos\phi\cos\theta\sigma_1 & 0.0008\cos\phi\cos\theta\sigma_2 & 0.0008\cos\phi\cos\theta\sigma_3 & 0.0008\cos\phi\cos\theta\sigma_4 & 0.0008\cos\phi\cos\theta\sigma_5 & 0.0008\cos\phi\cos\theta\sigma_6 \\ -0.016\sigma_1 & -0.032\sigma_2 & -0.016\sigma_3 & 0.016\sigma_4 & 0.032\sigma_5 & 0.016\sigma_6 \\ 0.019\sigma_1 & 0 & -0.019\sigma_3 & -0.019\sigma_4 & 0 & 0.019\sigma_6 \\ 0.086\sigma_1 & -0.086\sigma_2 & 0.086\sigma_3 & -0.086\sigma_4 & 0.086\sigma_5 & -0.086\sigma_6 \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

Таким образом, может быть получена конкретная матрица математической модели этого проекта.

4 Заключение

Эта задача в основном завершает построение и анализ управляемости отказоустойчивой динамической модели шести-ротового БПЛА.

Из резервирования мощности двух роторов шестироторный БПЛА по-прежнему может управляться или быстро приземляться в случае определенной степени отказа, чтобы уменьшить потери, вызванные аварией. Это одно из больших преимуществ шести-ротового БПЛА.

Теоретически, когда количество вышедших из строя моторов меньше двух, БПЛА все еще управляем, а если их больше трех, БПЛА неуправляем. Это рассчитывается в соответствии с линейной стационарной системой. Упрощенный в соответствии с реальной ситуацией. в реальности. Есть также много вопросов для рассмотрения.

Литература

1. JIANG J，YU X．Fault-tolerant control systems：A comparative study between active and passive approaches[J]．Annual Reviews in control，2012，36(1)：60—72．
2. FEKIH A．Fault diagnosis and fault tolerant control design for aerospace systems：A bibli—ographical review[C]／／20 1 4 American Control Conference．20 1 4：1

286—1 29 1.

3. Шэнь Ван, Цзоу Шулян, Дэн Цянь, Моделирование динамики шести роторов и моделирование управления зависанием с ПИД-регулятором [J], Механические исследования и приложения, 2020, 33 (5): 27-30, 34, DOI: 10.16576/j. цнки .1007-4414.2020.05.008.
4. Чжао Цзоцюань.Исследование отказоустойчивого метода управления системой питания шестироторного самолета [D].Чжэцзян: Чжэцзянский университет, 2020.
5. Ли Вэйцзе, Исследование стратегии отказоустойчивого управления энергосистемой гексакоптера [D], Ланьчжоуский университет Цзяотун, 2018. DOI: 10.7666/d.Y3443261.

References

1. 1.JIANG J，YU X．Fault-tolerant control systems：A comparative study between active and passive approaches[J]．Annual Reviews in control，2012，36(1)：60—72．
2. 2.FEKIH A．Fault diagnosis and fault tolerant control design for aerospace systems ：A bibli—ographical review[C] / / 20 1 4 American Control Conference．20 1 4 ：1 286—1 29 1．
3. Shen Wang, Zou Shuliang, Deng Qian, Six rotor dynamics simulation and PID hover control simulation [J], Mechanical Research and Applications, 2020, 33 (5): 27-30, 34, DOI: 10.16576/j . tsnki .1007-4414.2020.05.008.
4. 4.Zhao Zuoquan.Research on a fault-tolerant control method for the six-rotor aircraft power system [D].Zhejiang: Zhejiang University, 2020.
5. Li Weijie, A Study of Hexacopter Power System Failover Strategy [D], Lanzhou Jiaotong University, 2018. DOI: 10.7666/d.Y3443261.

© Лу Чжоюе, Ли Кай, 2022 Научно-образовательный журнал для студентов и преподавателей «StudNet» №6/2022.

Для цитирования: Лу Чжоюе, Ли Кай АНАЛИЗ УПРАВЛЯЕМОСТИ ШЕСТИ-РОТОРНОГО БПЛА ПРИ ВЫХОДЕ ИЗ СТРОЯ// Научно-образовательный журнал для студентов и преподавателей «StudNet» №6/2022.