

4축구동회전날개무인기의 항공력학적모형 해석과 로바스트비행조종

윤정남, 김선일

경애하는 최고령도자 김정은동지께서는 다음과 같이 말씀하시였다.

《현시기 첨단제품들을 손색없이 만들어내고 비약적인 경제장성을 이룩하자면 반드시 고도의 정밀도와 높은 속도를 보장할수 있는 CNC기술에 의거하여야 합니다.》

4축구동무인비행체는 최근시기 항공력학분야와 조종공학분야, 로봇분야에서 관심을 불러일으키며 연구가 심화되고있는 비행기구이다. 이 로봇은 독특한 기구학적구조로 하여 섬세한 제자리비행과 빠른 기동성을 보장하지만 조종대상모형이 비선형적이고 조종난도가 높은것으로 하여 높은 수준의 조종알고리즘이 필요하다. 현재 이러한 조종대상의 조종을 위하여 선형기반조종[3], 적응조종[4, 5], 역결음법에 기초한 비선형조종이 연구되였다. 선형기반조종은 조종알고리즘이 간편한 반면에 제한된 비행동작에서만 안정성이 보장되며 비선형조종은 조종특성은 좋지만 조종알고리즘이 비선형연산을 포함하여 복잡하며 제한된 수값계산능력을 가진 체계들에 적용하기 힘들다. 특히 4축구동비행기와 같이 기류와 항력의 영향을 상시적으로 받는 조종대상에 대하여서는 높은 비행성능을 보장하기 힘들다.

본문에서는 4축구동회전날개비행기의 동력학모형을 해석한데 기초하여 선형기반조종에 외란관측기를 적용하여 로바스트비행조종을 실현하기 위한 조종알고리즘을 제안하였다.

1. 항공력학적모형

4축구동무인비행체의 항공력학적모형은 다음과 같다.[5]

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \\ \ddot{z} \\ \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\theta}\dot{\psi} \frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}} + \dot{\theta} \frac{J_r}{I_{xx}} \Omega_r + \frac{l_a}{I_{xx}} U_2 \\ \dot{\phi}\dot{\psi} \frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}} + \dot{\phi} \frac{J_r}{I_{yy}} \Omega_r + \frac{l_a}{I_{yy}} U_3 \\ \dot{\theta}\dot{\psi} \frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}} + \frac{1}{I_{zz}} U_4 \\ g - \frac{(\cos\phi\cos\theta)U_1}{m_s} \\ \frac{(\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi)U_1}{m_s} \\ \frac{(\cos\phi\sin\theta\sin\psi + \sin\phi\cos\psi)U_1}{m_s} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} W_1 \\ W_2 \\ W_3 \\ W_4 \\ W_5 \\ W_6 \end{bmatrix} \quad (1)$$

여기서 $\xi = [x, y, z]^T$ 는 지구자리표계에 대한 비행기동체자리표계의 변위를 가리키는 상태 변수이며 $\eta = [\phi, \theta, \psi]^T$ 는 지구자리표계에 대한 비행기동체자리표계의 회전을 가리키는 자세각으로서 ϕ 는 횡요각(roll angle), θ 는 종요각(pitch angle), ψ 는 편요각(yaw angle)이다. 그리고 I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} 는 각각 x , y , z 축주위로의 관성모멘트이다. l_a 는 비행기의 두 대칭프로펠러중심사이의 거리이며 J_m 과 J_p 는 각각 프로펠러구동전동기의 관성모멘트와 프로펠러날개자체의 관성모멘트로서 $J_r = J_m + J_p / 4$ 이다.

이때 조종변수들은 다음과 같다.

$$u_n = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \\ \Omega_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \end{bmatrix} \quad (2)$$

여기서 U_1 은 무인비행체의 총추진력에 해당한 값이며 U_2 , U_3 , U_4 는 각각 무인비행체의 횡요각, 종요각, 편요각주위로의 동체회전힘에 해당한 량들로서 매개 프로펠러들의 회전속도의 두제곱에 비례한다. 그리고 b 는 추진력결수, d 는 항력결수이다.

식 (1)로부터 알수 있는바와 같이 회전운동의 각과 각속도는 병진운동성분들의 간섭을 받지 않으며 따라서 이 두 부분의 동력학은 2개의 부분체계 즉 회전부분체계와 선형이동부분체계로 직렬분해할수 있다.

이러한 조종대상을 안정한 자세로 요구하는 위치에서 제자리비행하거나 정해진 비행궤도를 따라 비행하도록 조종하기 위해서는 동체의 위치와 자세정보를 실시간적으로 얻어내야 하는데 MEMS기술에 의한 각속도계나 가속도계의 리용은 소비되는 원가가 비교적 높다.

우리는 위치정보만을 리용하여 무인비행체를 조종하는 조종체계를 구성하고 여기에 외란관측기를 적용하여 기류나 항력으로 인한 간섭외란을 억제하고 위치차지정밀도를 높이는 조종알고리즘을 제안한다.

2. 외란관측기에 의한 로바스트비행조종

외란관측기는 조종대상의 공칭모형과 Q-려파기로 이루어진다.[1, 2]

한편 무인비행체의 공칭모형은 안정한 평형점근방에서의 근사화에 의하여 다음과 같이 얻을수 있다.

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{l_a}{I_{xx}} U_2 \\ \frac{l_a}{I_{yy}} U_3 \\ \frac{1}{I_{zz}} U_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \tilde{W}_1 \\ \tilde{W}_2 \\ \tilde{W}_3 \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \ddot{z} \\ \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g - \frac{U_1}{m_s} \\ \theta \frac{U_1}{m_s} \\ \phi \frac{U_1}{m_s} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \tilde{W}_4 \\ \tilde{W}_5 \\ \tilde{W}_6 \end{bmatrix} \quad (3)$$

이 모형에 의하면 횡요각과 종요각, 편요각은 각각 조종력 U_2 , U_3 , U_4 에 의하여 조종되며 비행고도는 U_1 에 의하여 조종된다는것을 알수 있다. 또한 고도가 고정된 상태에서

즉 $U_1 = m_s g$ 로 평형을 이룬 상태에서는 x 축방향으로의 변위는 중요각 θ 에 의하여, y 축방향으로의 변위는 횡요각 φ 에 의하여 발생한다는것을 알수 있다. $\tilde{W}_i (i=\overline{1, 6})$ 은 체계에 본래 작용하던 기류와 항력에 의한 외란 $W_i (i=\overline{1, 6})$ 와 함께 식 (1)의 원심힘과 코리올리힘 등 공칭모형에서 제외된 동력학적량들을 포함하고있다.

제자리비행의 기본요구는 동체가 직각자리표공간의 목표위치 x^r, y^r, z^r 에서 안정한 자세를 유지하도록 하는것이다. 만일 동체의 위치정보 x, y, z 가 수감요소에 의하여 알려진다면 직접 위치를 조종하는것에 의하여 자세안정화와 위치차지조종을 함께 실현하는 조종체계를 실현할수 있다.

식 (3)은 무인비행체의 위치와 자세에 관한 동력학이 공칭모형에서는 호상간섭이 없는 개별적인 블록들로 분해된다는것을 보여주는데 여기서 실제적인 간섭인자들인 $\tilde{W}_i (i=\overline{1, 6})$ 은 외란에 포함시켰다. 외란관측기의 사명은 총체적인 외란 $\tilde{W}_i (i=\overline{1, 6})$ 의 추정값 $\hat{\tilde{W}}_i (i=\overline{1, 6})$ 을 추정하여 실제외란과 상쇄시킴으로써 가능한것 가까운 대각공칭화를 실현시키는것이다. 이렇게 하면 선형기반조종에 기초하여 구성된 조종체계가 조종목적을 비교적 정확히 달성할수 있다.

그림 1에 외란관측기를 가진 위치반결합조종체계를 보여주었는데 여기서 ξ_i 는 수평방

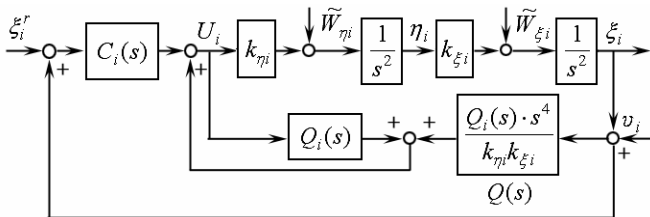


그림 1. 외란관측기를 가진 위치반결합조종체계

향의 x 또는 y 성분조종량이다. 그림으로부터 알수 있는바와 같이 공칭대상은 4중적분계이며 따라서 저역통과려파기 $Q_i(s)$ 도 상대차수가 4이상인 동적체계로 구성하여야 한다.[1]

전체적인 4축구동무인기의 비행조종체계는 그림 2와 같다.

그림 2에서 구동분할기는 조종기로부터 나오는 총추진양력 U_{Trust} , 횡요회전 U_φ , 종요회전 U_θ 신호를 받아 매개 전동기가 발생하는 회전속도 Ω_i 를 계산해내어 무인비행체에 작용시킨다. 이 동작을 실현시키기 위한 원리도를 그림 3에서 보여주었다.

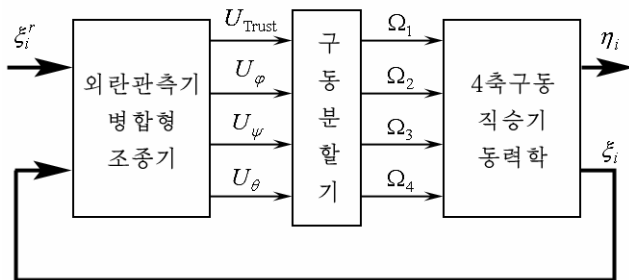


그림 2. 4축구동무인기의 외란관측기 병합형위치조종체계

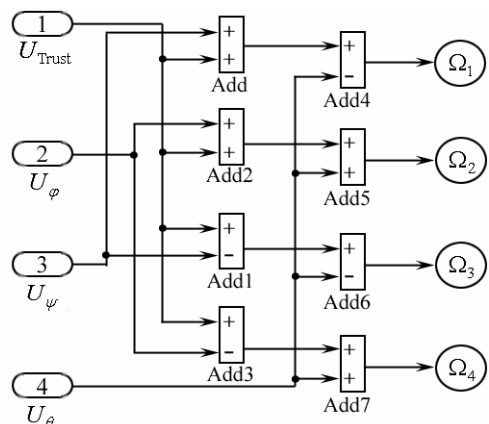


그림 3. 구동분할기의 원리도

3. 모의실험 및 결과분석

4축구동무인기의 실물모의프로그램에 의하여 앞에서 구성한 외란관측기병합형조종체의 조종과정을 모의하였다.

목표자리길로서 고정점을 준 경우(제자리비행동작)의 모의와 원자리길을 따라 비행하는 경우의 모의를 진행하였다. 그림 4에 본래의 위치에서 x, y, z 방향으로 각각 1m의 목표이동을 주었을 때 위치차지를 진행하는 과정에 대한 응답을 보여주었다. 또한 반경이 20m인 원둘레를 따라 비행하는 응답도 보여주었다.(그림 5) 두 경우에 다같이 요구되는 비행과제를 안정하게 수행한다는것을 보여주었다. 모의실험에서는 프로펠러에 의한 기류와 항력을 가상하여 편위를 가지는 분산폭이 0.02인 우연신호를 외란으로 작용시키면서 비행과정을 관측하였다.

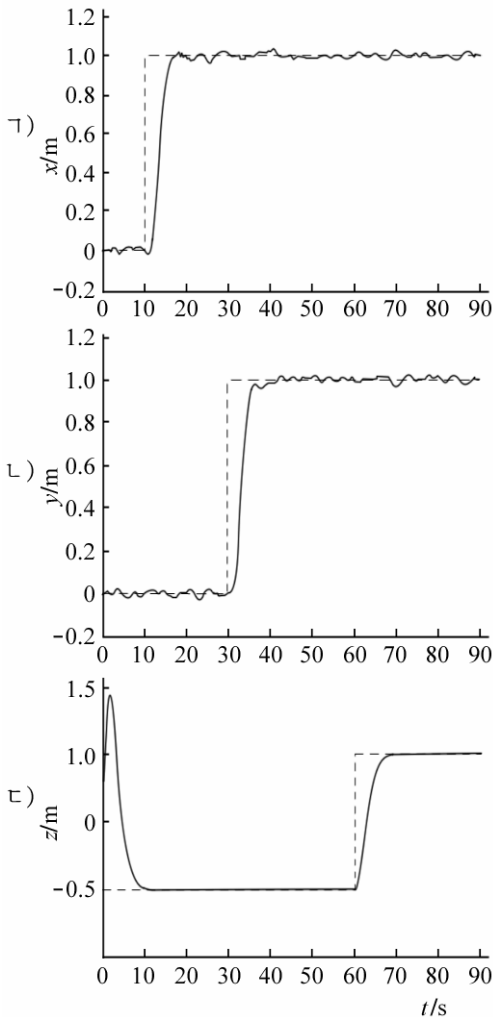


그림 4. 매 방향으로 1m의 목표이동을 제시하였을 때의 비행조종응답
 ㄱ) x축방향, ㄴ) y축방향, ㄷ) z축방향
 파선: 실지곡선, 실선: 추종곡선

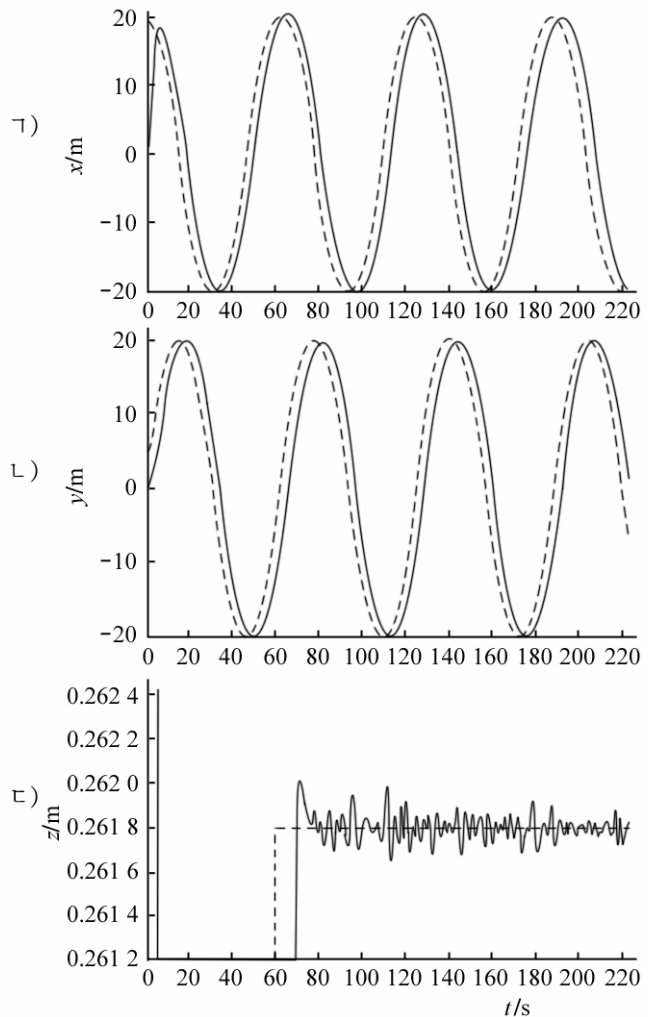


그림 5. 반경이 20m인 원자리길을 목표자리길로 주었을 때의 비행조종응답
 ㄱ) x축방향, ㄴ) y축방향, ㄷ) z축방향
 파선: 실지곡선, 실선: 추종곡선

맺는 말

외란관측기를 리용한 4축구동무인비행체의 로바스트비행조종체계를 구성하고 조종알고리즘을 구성하는 문제를 해결하였다. 이 조종방법은 적응조종이나 역결음법에 의한 비선형조종방법에 비해볼 때 선형기반의 조종체계안에서 실현되므로 체계구성과 알고리즘, 계산량이 간편하지만 외란억제능력은 매우 강하다는것을 보여주었다. 실물모의체계에 의한 제안된 조종방법의 모의결과는 제자리비행과제나 제시된 항법과제가 효과적으로 수행된다는것을 보여주었다.

참고 문헌

- [1] 윤정남; 조선민주주의인민공화국 과학원통보, 5, 23, 주체102(2013).
- [2] Yun Jong Nam et al.; IEEE Transactions on Industrial Electronics, 60, 7, 2700, 2013.
- [3] Yushu Yu et al.; Journal of the Franklin Institute, 350, 2044, 2013.
- [4] Fuyang Chen et al.; Journal of the Franklin Institute, 351, 442, 2014.
- [5] T. Zachary Dydek et al.; IEEE Transactions on Control Systems Technology, 21, 4, 1400, 2013.

주체106(2017)년 5월 5일 원고접수

Aero-Dynamic Model Analysis of Quadrotor and Robust Flight Control

Yun Jong Nam, Kim Son Il

We proposed a method of composing the robust flight control system and the control algorithm of the quadrotor. The experimental results show that the proposed control method needs less numerical computation amount, and has more advantage disturbance attenuating performance than adaptive control or backstepping method.

Key words: quadrotor, robust flight control system