

## 소형 쿼드-틸트로터 무인기의 천이비행 모드 틸트 각도 명령 계획

장광우<sup>1\*</sup>, 이동우<sup>2</sup>, 김남수<sup>2</sup>, 방효총<sup>3</sup>

한국과학기술원(KAIST)<sup>1,2,3</sup>

### Tilt angle command planning of small Quad-Tiltrotor UAV in transition flight mode

Kwangwoo Jang<sup>1\*</sup>, Dongwoo Lee<sup>2</sup>, Lamsu Kim<sup>2</sup>, Seongheon Lee<sup>2</sup>, Hyochoong Bang<sup>3</sup>

**Key Words** : Quad-Tiltrotor UAV, Tilt Corridor, Tilt angle command, Transition flight control

#### 서 론

틸트로터 항공기는 멀티콥터 또는 고정익 무인기의 한계점을 극복하고자 두 기체의 특성을 합한 기체이다. 하지만 틸트로터는 천이 비행에서, 현재 항공기 상태에 따른 적절한 틸트 각도를 제어할 수 있어야 제어기의 안정적인 천이가 가능하다. 이를 위하여 틸트 각도에 따른 최소, 최대 속력을 나타내는 천이비행경로를 생성하고, 그 사이에서 틸트 각도 명령 계획을 수립할 수 있어야 한다. 본 논문에서는 간단한 모터 추력과 공기역학 모델링을 통하여 천이비행 경로를 생성하고, 최적화 과정을 통하여 천이 비행 과정에서 틸트 각도 명령 계획을 세우고자 한다.

#### 모터 모델링

본 연구에서 목표로하는 소형 쿼드-틸트로터 무인기의 경우, 추력으로 BLDC 모터를 사용한다. BLDC 모터의 경우 프로펠러의 각도가 고정되어 있고, 모터의 RPM 을 조절하여 추력을 제어할 수 있다. 정지 상태의 BLDC 모터의 추력은 다음과 같이 정의된다.

$$T = k_T \omega_{rotor}^2 \quad (1)$$

하지만, 쿼드-틸트로터 항공기의 경우 천이과정을 통해 전진비행 속력이 형성되며 이 때문에 기존의 정지 상태 BLDC 모터 추력은 감소하게 바뀌게 된다. 모터의 추력은 현재 모터에 수직으로 들어오는 속력과 모터의 회전 각속도에 대한 식으로 나타나며, 모터의 동적 추력은 다음과 같이 모델링 된다.

$$T = \rho \frac{\pi d^2}{4} \left[ \left( \frac{\omega_{rotor}}{2\pi} p \right)^2 - \left( \frac{\omega_{rotor}}{2\pi} p \right) V_0 \right] \left( \frac{d}{3.29546p} \right)^{1.5} \quad (2)$$

#### 공기역학 모델링

항공기의 공기역학 모델링은 작은 각도의 받음각을 가지고 있다는 가정 하에 진행하였다. 천이 비행 도중 영향을 끼치는 것은 양력과 항력, 그리고 피칭 모멘트이기 때문에, 세 가지 항목에 대해 모델링을 진행하였다. 양력, 항력, 피칭 모멘트는 각각 L, D, m 으로 정의되며 다음과 같이 구해진다.

$$\begin{bmatrix} L \\ D \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho V_T^2 S \begin{bmatrix} C_L(\alpha, q, \delta_e) \\ C_D(\alpha, \beta, q, \delta_e) \end{bmatrix} \quad (3)$$

하지만 여기서 천이 비행 도중에는 횡활각이 매우 작고, 각속도가 존재하지 않는다는 가정하에, 전체 식은  $V_T$  와  $\alpha$  에 대한 식이 된다. 이 때 공기역학 계수들의 식은 다음과 같이 정하였다.

$$\begin{bmatrix} C_L \\ C_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{L0} + C_{La} \alpha \\ C_{D0} + C_{Da2} \alpha^2 \end{bmatrix} \quad (4)$$

#### 천이 비행 경로

앞선 모터 추력과, 공기역학 계수를 기반으로 트림 조건들을 찾아내어 천이비행 경로를 생성했다. 트림 조건을 찾기 위한 변수들은 피치각, 총 추력, 틸트 각도로 되어있으며 트림 조건을 통하여 트림 속력들을 계산했다. 천이 비행 경로 생성을 위해서 몇 가지 가정을 하였다. 우선, 고도가 변하지 않아 다음과 같은 조건을 만족한다.

$$h = h_0, V_z = 0 \rightarrow \gamma = 0 = \theta - \alpha \rightarrow \alpha = \theta \quad (5)$$

따라서, 받음각과 피치 각이 동일한 값을 가지게 되며, 값의 제한은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} 0 \leq i_r \leq 90^\circ \\ 0.2 \times 4T_{\max} \leq F \leq 0.8 \times 4T_{\max} \\ 0 \leq \theta \leq 10^\circ \end{aligned} \quad (6)$$

위의 값들을 기반으로, 천이 경로를 구성할 때 트림 점들을 구하며 트림 조건은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} F \cos(i_r + \theta) + L = mg \left( L = \frac{1}{2} \rho S C_L(\theta) V^2 \right) \\ \Rightarrow V = \sqrt{\frac{mg - F \cos(i_r + \theta)}{\frac{1}{2} \rho S C_L(\theta)}} \end{aligned} \quad (7)$$

$$0.5F \sin(\theta + i_r) - \frac{1}{2} \rho S C_D(\theta) > 0 \quad (8)$$

이를 기반으로, 각 포인트 들에 대하여 트림 속력을 찾고, 트림 속력들을 사용하여 최소, 최대 지점들을 찾아낼 수 있고, 이를 활용하여 천이비행 경로를 구하면 다음 그림과 같이 구해진다.

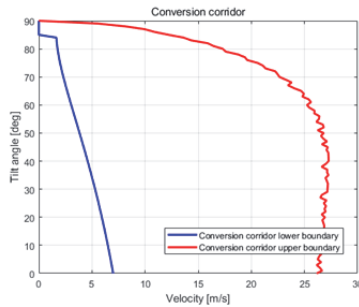


Fig. 1. Conversion corridor

### 틸트 각도 명령 계획

틸트 각도 명령 생성을 위한 최적화 문제는 앞선 트림 값과, 변수 범위, 그리고 비용 함수를 적절하게 선정하여 도출했다. 비용 함수는, 기존의 항공기에서 사용하는 여유 마력을 사용했다. 여유 마력이 클수록 항공기의 제어에 대한 마진이 커지게 되고, 이를 통하여 강건한 천이 비행을 진행할 수 있을 것이라 생각하여 비용 함수로 설정하였다. 앞선 최적화 문제를 정의하면 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} \min \quad & -V \left[ F \cos(\theta + i_r) - \frac{1}{2} \rho S C_D(\theta) V^2 \right] \\ \text{s.t.} \quad & 0.2 \times 4T_{\max} \leq F \leq 0.8 \times 4T_{\max} \\ & 0 \leq \theta \leq 10^\circ \\ & V = \sqrt{\frac{mg - F \sin(\theta + i_r)}{\frac{1}{2} \rho S C_L(\theta)}} \\ & 0.5F \sin(\theta + i_r) - \frac{1}{2} \rho S C_D(\theta) > 0 \end{aligned} \quad (9)$$

MATLAB 의 fmincon 을 사용하여 최적화 문제를 풀게 되면, 다음과 같은 틸트 각도 명령 계획을

수립할 수 있게 된다.

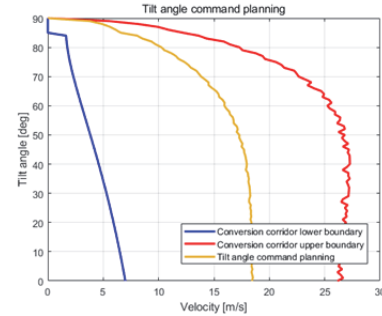


Fig. 2. Tilt angle command planning

### 결론

본 연구에서는, 수학적 모델링을 기반으로 앞선 과정들을 통하여 트림 조건들을 사용한 천이비행경로를 생성하였다. 천이 비행 경로는 선형적인 아래 경계와 2차식의 위 경계가 형성되었다. 또한, 그 안에서 틸트 각도 명령 계획을 수립하기 위하여 여유 마력을 비용 함수로 가지는 최적화 문제를 통하여 적절한 계획을 수립할 수 있었으며, 이는 천이 초기에는 느린 속도로 틸팅하여 적당한 속력을 얻고, 어느정도 속력이 붙게 되면 빠르게 천이할 수 있도록 하는 로직임을 볼 수 있었다.

### 후기

본 연구는 현대자동차 '틸트형 수직이착륙 비행체 적응제어 기술 개발(2019)' 지원으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

### 참고문헌

- 1) Kim, B.-M., Kim, B. S., and Kim, N.-W., "Trajectory tracking controller design using neural networks for a tiltrotor unmanned aerial vehicle," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2013.
- 2) Y.-S. Kang, B.-J. Park, A. Cho, and C.-S. Yoo, "Control Law Design for a Tilt-rotor Unmanned Aerial Vehicle with a Nacelle Mounted WE (Wing Extension)," Journal of Institute of Control, Robotics and Systems, vol. 20, no. 11, pp. 1103-1111, Nov. 2014.
- 3) Yuksek, Burak et al. "WTransition Flight Modeling of a Fixed-Wing VTOL UAV," Journal of Intelligent and Robotic Systems 84 (2016): 83-105.