

CMG 기반 VTOL UAV의 MPPI 제어

MPPI Control for a CMG-Based VTOL UAV

초록

본 연구는 고속 및 장거리 비행이 가능한 CMG(Control Moment Gyroscope) 기반 틸트로터 VTOL UAV의 설계 및 제어 기법을 제안한다. CMG의 토크 증폭 효과는 강력한 외란 환경에서도 안정적인 자세 제어를 가능하게 한다. 제안하는 기체는 복엽 구조와 전방 틸팅 로터를 결합하여 수직이착륙과 정지비행, 수평비행 간의 원활한 전이를 보장하며, 특히 CMG의 고질적인 특이점 문제를 해결하는 데 중점을 둔다. 이를 위해 모델 예측 경로적분(MPPI)과 슬라이딩 모드 제어(SMC)를 결합한 하이브리드 제어 아키텍처를 제시한다. MPPI는 CMG의 비선형 동역학을 고려하여 최적의 궤적을 계획하고 특이점 발생을 효과적으로 회피하며, SMC는 예측 불가능한 돌발 외란에 대한 강인성을 강화한다. 또한, MPPI가 산출한 제어 명령은 민-맥스 최적화와 사전에 학습된 신경망 기반을 기반으로 로터, 틸트 액추에이터, CMG에 제어 할당량을 효율적으로 분배해, 실시간 최적 제어를 구현한다.

Key Words : 드론, CMG, VTOL, 자세제어, 자이로스코프 효과

1. 서론

미래 항공 모빌리티(AAM) 및 도심 항공 모빌리티(UAM) 시대가 도래함에 따라 현대의 항공기 운용 환경은 전례 없는 변화를 맞이하고 있다. 도심 상공을 비행하는 개인용 항공기(PAV)가 대중화되면서 비행 안전성은 물론 탑승객의 편안함과 만족도를 추가적으로 고려해야 한다. 특히 UAM은 착륙과 같은 중요한 비행 단계에서 돌풍이나 빌딩풍에 의한 영향을 크게 받으며, 이러한 환경적 요인들이 운용 안전성을 위협하는 주요 원인이 되고 있다. 이러한 배경 속에서 현재 UAM은 도심의 복잡한 바람 패턴 속에서도 안정적인 비행 성능을 확보하는 것이 중요한 기술적 과제로 대두되고 있다.

UAM은 대부분 전기 수직이착륙기(eVTOL) 형태로 개발되고 있으며, 추진 방식에 따라 멀티로터, 리프트+크루즈, 틸트로터, 벡터드 스러스트 등으로 분류된다. 이러한 UAM 기체들은 형태와 무관하게 공통적인 기술적 과제를 안고 있다. 경량화와 에너지 효율을 추구하는 설계 특성상 외부 환경 변화에 민감하게 반응하며, 기존의 추진 시스템만으로는 급격한 외란에 대한 즉각적인 대응에 한계가 있다. 특히 탑승객을 수송하는 UAM의 특성상, 단순한 비행 안정성을 넘어 승객이 느끼는 진동과 흔들림을 최소화하는 것이 필수적이다.

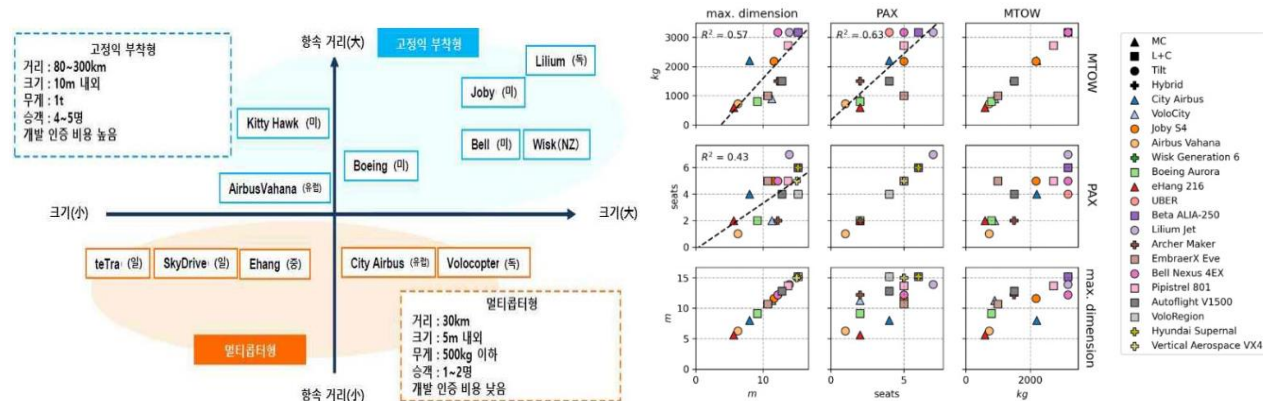


Fig. 1. UAM 시장의 기체들 크기 현황 (정보통신기획평가원(左), [1](右))

이러한 문제를 해결하기 위해 다양한 비선형 제어 방법들이 제안되었다. 백스테핑 제어는 체계적인 접근을 제공하지만, 시스템 비선형성에 대한 정확한 지식이 필요하고 급격한 출력 변화를 유발할 수 있다. 신경망 제어와 적응 제어는 높은 계산 요구량으로 인해 실시간 제어에 어려움이 있다. 슬라이딩 모드 제어(SMC)는 외란과 불확실성에 강인하나 고주파 진동을 유발하는 채터링 현상과 느린 수렴 속도라는 한계를 가진다. 이러한 기존 제어 기술들만으로는 UAM이 요구하는 높은 수준의 안정성과 승객 편안함을 동시에 달성하기 어렵다.

이러한 한계를 극복하기 위한 혁신적인 대안으로 제어 모멘트 자이로(Control Moment Gyroscope, CMG)가 주목받고 있다. CMG는 자이로스코프 효과를 활용하여 적은 에너지로도 신속하고 강력한 토크를 생성할 수 있어, 외란에 대한 즉각적인 대응이 가능하다. 우주선의 자세 제어에서 이미 검증된 CMG 기술은 최근 항공 분야로 확대 적용되고 있으며, UAM의 형태와 무관하게 적용 가능한 범용 자세 안정화 솔루션으로서의 잠재력을 지니고 있다.

그러나 CMG를 UAM에 적용하기 위해서는 특정 김벌 각도에서 제어 토크를 생성하지 못하는 '특이점(Singularity)' 문제를 해결해야 한다. 이는 CMG의 김벌과 장착 구조의 기하학적 정렬로 인해 발생하며, 시스템의 안정성과 신뢰성을 저해하는 핵심 기술적 난제이다. 기존 연구들은 주로 유사 역행렬(Pseudo-inverse) 기법이나 제한적인 회피 로직에 의존해 왔으나, 예측 불가능한 외란이 지속적으로 발생하는 실제 비행 환경에서는 충분한 해결책이 되지 못했다. 특히 UAM이 장시간 운용되는 동안 김벌 각도가 초기 구성으로 복원되지 못하면 특이점 발생 가능성이 증가한다.

본 연구에서는 이러한 한계를 극복하기 위해 모델 예측 경로 적분(Model Predictive Path Integral, MPPI) 제어와 슬라이딩 모드 제어(Sliding Mode Control, SMC)를 결합한 하이브리드 제어 아키텍처를 제안한다. MPPI는 시스템 모델의 불확실성과 외부 외란을 고려하여 최적 제어 입력을 생성하며, CMG의 특이점 발생을 예측하고 선제적으로 회피하는 경로를 계획할 수 있다. 동시에 외란과 모델 불확실성에 강인한 특성을 가진 고속 종단 슬라이딩 모드 제어(FTSMC)를 적용하여 유한 시간 내 수렴을 보장하고, 예측하지 못한 돌발 상황에서도 기체 안정성을 확보한다.

본 논문의 핵심 기여는 다음과 같다. 첫째, AAM/UAM에 장착 가능한 CMG 기반 고성능 자세 안정화 시스템을 제안한다. 둘째, MPPI와 SMC를 융합하여 CMG의 특이점 문제를 효과적으로 회피하면서도 외부 외란에 강인한 제어 성능을 달성하는 새로운 제어 프레임워크를 제시한다. 이는 단순히 기존 제어 방식의 개선이 아닌, UAM에 새로운 액추에이터를 통합하여 도심 환경에서의 안정성과 승객 편안함을 동시에 달성하는 혁신적인 해결책이다. 제안된 기법의 유효성은 수치 시뮬레이션을 통해 기존 제어 방식과의 비교 검증으로 입증한다.

II. UAM 모델링

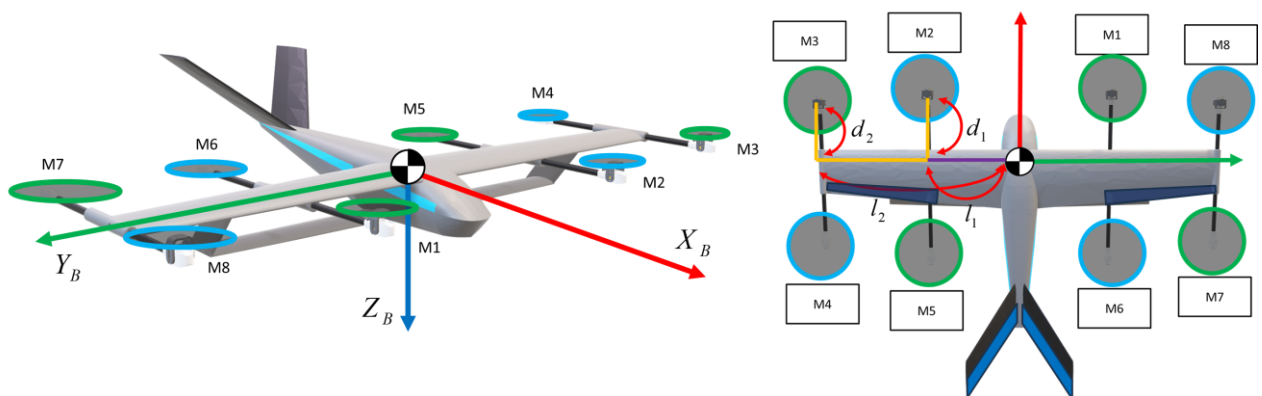


Fig. 2. UAM Testbed configuration

본 연구에서는 CMG 기반 자세 안정화 시스템의 성능 검증을 위한 UAM 테스트베드 플랫폼을 이용한

다. 실제 UAM 운용 환경에서 발생하는 다양한 비행 조건과 외란 상황을 재현하기 위해, 기존 상용 UAM 들을 기반으로 실험용 기체로 개발된 테스트베드는 틸트로터 메커니즘과 고정익 구조를 결합한 하이브리드 형태를 가진다. 총 8개의 전기 추진 유닛이 주익에 분산 배치되어 있고 이 중 전방 4개의 프로펠러는 틸팅 기능을 갖추어 수직 이착륙 모드와 순항 모드 간 천이 비행 시험이 가능하도록 구성하였다. 테스트베드는 고중량의 실험 장비와 CMG 시스템 탑재를 고려하여 복엽(biplane) 구조를 가진다. 고중량의 실험 장비를 탑재하면서도 안정적인 비행을 위한 구조이며 복엽 구조는 동일 익면적 대비 높은 양력계수를 제공하여 고중량의 페이로드 운송에 적합할 뿐만 아니라, 실험 안전성과 데이터 수집의 정밀도를 위해 상대적으로 낮은 속도에서도 안정적인 고정익 비행을 가능하게 한다.

2.1 좌표계 개요 및 쿼터니언 정의

UAM의 동적 거동을 기술하기 위해서는 관성 좌표계(Navigation Frame)와 기체 좌표계(Body Frame)에 대한 기준 프레임 설정이 필수적이다. 기체 좌표계는 관측자 또는 항공기에 고정되어 있으며, 관성 좌표계는 뉴턴의 제1 법칙에 기반하여 정의된다. 관성 좌표계는 지구 중심을 기준으로 설정되며, 관성 프레임의 요소를 위치 $\mathbf{P} = [x, y, z]^T$, 기체 프레임 속도를 $\mathbf{V} = [u, v, w]^T$, 각속도를 $\boldsymbol{\omega} = [p, q, r]^T$ 로 정의한다. 자세는 쿼터니언 $\mathbf{q} = [q_w, q_x, q_y, q_z]^T$ 로 표현한다. 오일러 각은 직관적인 해석이 가능하지만 김벌락(gimbal lock)현상으로 인한 자유도 손실 위험이 있다. 이러한 문제를 회피하기 위해 쿼터니언을 사용한다. 쿼터니언은 오일러 정리에 기반하여 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} q_x &= p_1 \sin(\alpha / 2) \\ q_y &= p_2 \sin(\alpha / 2) \\ q_z &= p_3 \sin(\alpha / 2) \\ q_w &= \cos(\alpha / 2) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 α 는 단위 벡터 $\mathbf{p} = [p_1, p_2, p_3]^T$ 에 대한 회전 각도를 나타낸다. 쿼터니언은 다음 제약 조건을 만족해야 한다.

$$q_x^2 + q_y^2 + q_z^2 + q_w^2 = 1 \quad (2)$$

기체 좌표계 B 에서 관성 좌표계 N 으로의 방향 코사인 행렬은 다음과 같이 정의된다.

$$R_B^N = \begin{bmatrix} q_w^2 + q_x^2 - q_y^2 - q_z^2 & 2(q_x q_y - q_w q_z) & 2(q_x q_z + q_w q_y) \\ 2(q_x q_y + q_w q_z) & q_w^2 - q_x^2 + q_y^2 - q_z^2 & 2(q_y q_z - q_w q_x) \\ 2(q_x q_z - q_w q_y) & 2(q_y q_z + q_w q_x) & q_w^2 - q_x^2 - q_y^2 + q_z^2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

쿼터니언의 시간 변화율은 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}_R(\boldsymbol{\omega}) \mathbf{q} \quad (4)$$

위 식에서 사용된 각 행렬의 정의는 아래와 같이 나타낼 수 있다. 아래 첨자 X 는 skew-symmetric

matrix 행렬이며 벡터의 외적에서 사용된다.

$$\mathbf{\Omega}_R = \begin{bmatrix} 0 & -\omega \\ -\omega^T & -\omega_\times \end{bmatrix}, \quad \omega_\times = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

2.2 힘과 토크

각 로터에서 생성되는 추력은 양력 계수와 로터의 각속도에 의해 결정되며, UAM의 총 추력은 8개 로터에서 발생하는 추력의 합으로 계산된다.

$$T_i = k\omega_i^2, \quad (i = 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8) \quad (6)$$

$$\mathbf{F}_{motors} = \sum_{i=1}^8 \mathbf{T}_i = k \sum_{i=1}^8 \omega_i^2, \quad \mathbf{F}_{motors}^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F \end{bmatrix} \quad (7)$$

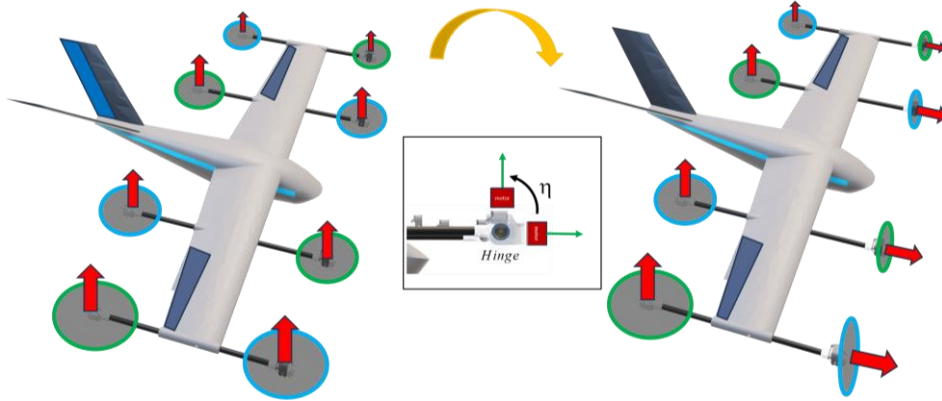


Fig. 3. Tilting layout

전방 4개의 추력기는 전방의 서보모터를 이용하여 틸트되고 그 각도는 η 로 나타낼 수 있다. 모터의 틸트 효과를 고려한 제어행렬은 식8과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{B}_{motors} = \begin{bmatrix} \sin \eta_R & \sin \eta_L & \sin \eta_L & 0 & 0 & 0 & 0 & \sin \eta_R \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\cos \eta_R & -\cos \eta_L & -\cos \eta_L & -1 & -1 & -1 & -1 & -\cos \eta_R \\ -l_1 \cos \eta_R + b_q \sin \eta_R & l_1 \cos \eta_L - b_q \sin \eta_L & l_2 \cos \eta_L + b_q \sin \eta_L & l_2 & l_1 & -l_1 & -l_2 & -l_2 \cos \eta_R - b_q \sin \eta_R \\ d_1 \cos \eta_R & d_1 \cos \eta_L & d_1 \cos \eta_L & -d_2 & -d_2 & -d_2 & -d_2 & d_1 \cos \eta_R \\ b_q \cos \eta_R - l_1 \sin \eta_R & -b_q \cos \eta_L + l_1 \sin \eta_L & b_q \cos \eta_L + l_2 \sin \eta_L & -b_q & b_q & -b_q & b_q & -b_q \cos \eta_R - l_2 \sin \eta_R \end{bmatrix} \quad (8)$$

회전하는 모터를 전이를 위해 서보모터로 틸트를 진행하게 되면 자이로스코픽 세차 토크 효과를 발생

시킨다 효과는 식 9와 같이 모델링할 수 있다.

$$\mathbf{M}_{gy} = \sum_{i=1,2,3,8}^4 \omega_{NB}^B \times J_{ri} R_{ti}^B \omega_i \quad (9)$$

여기서 J_{ri} 는 추진 그룹의 축에 대한 관성 모멘트이고 ω_i 는 기체 좌표계 B 에서 로터의 회전 각속도 벡터이다.

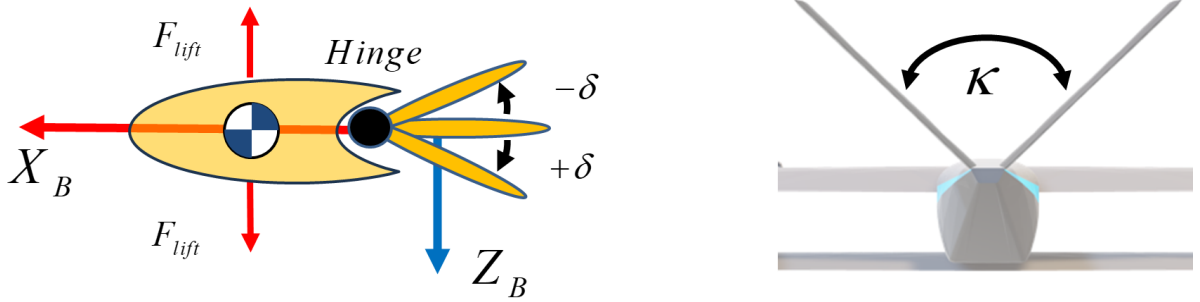


Fig. 4. Control Surface design

고정익 형태의 비행을 위해 롤 제어를 위한 에일러론, V-tail의 레이아웃을 fig.4와 같이 설정하였으며 조종면의 제어 효과는 식(10)과 같이 모델링할 수 있다. Q 는 동압이고 S 는 조종면의 넓이 b_a, b_c, \bar{c} 는 조종면의 작용점에서 각 축간 거리이다.

$$\begin{aligned} L_a &= QSbC_l \\ M_a &= QS\bar{c}C_m \\ N_a &= QSbC_n \end{aligned} \quad (10)$$

이러한 제어 효과는 식 11와 같이 선형화가 가능하다.

$$\begin{aligned} C_l &= C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{pb}{2V} + C_{l_r} \frac{rb}{2V} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \\ C_m &= C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{q\bar{c}}{2V} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \\ C_n &= C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{pb}{2V} + C_{n_r} \frac{rb}{2V} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \end{aligned} \quad (11)$$

이에 대해 제어 행렬은 식 12과 같이 표현할 수 있다.

$$\mathbf{B}_{surfaces} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -Y_v \sin \kappa & Y_v \sin \kappa \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -L_a & L_a & 0 & 0 \\ 0 & 0 & M_v \cos \kappa & M_v \cos \kappa \\ -N_a & N_a & -N_v \sin \kappa & N_v \sin \kappa \end{bmatrix} \quad (12)$$

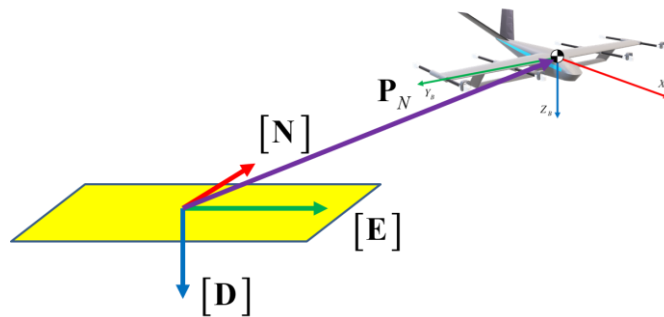


Fig. 5. Frame layout

좌표 관계를 fig.5와 같이 나타내었을 때 CMG를 제외한 UAM의 운동학과 동역학은 식 14와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{P}}_N &= R_B^N \mathbf{V}_B \\ \dot{\mathbf{V}}_B &= \frac{1}{m} (R_N^B \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_u) - \boldsymbol{\omega}_{NB}^B \times \mathbf{V}_B \\ \dot{\mathbf{q}} &= \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}_R (\boldsymbol{\omega}_{NB}^B) \mathbf{q} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{NB}^B &= J^{-1} (\mathbf{M}_{cmd} + \mathbf{M}_{gy} - \boldsymbol{\omega}_{NB}^B \times J \boldsymbol{\omega}_{NB}^B) \end{aligned} \quad (13)$$

III. CMG를 이용한 UAM 모델링

제어 모멘트 자이로(Control Moment Gyro, CMG)는 각운동량 교환 장치로서, 고속으로 회전하는 플라이휠과 이를 지지하는 김벌 구조로 구성된다. CMG의 핵심 작동 원리는 자이로스코프 효과를 활용하는 것으로, 일정한 속도로 회전하는 플라이휠의 회전축 방향을 김벌을 통해 변경할 때 자이로스코픽 토크가 발생한다. 이 토크는 각운동량 보존 법칙에 따라 플라이휠 회전축과 김벌 회전축에 수직인 방향으로 생성된다. CMG의 주요 장점은 토크 증폭 효과(torque amplification)이다. 작은 김벌 모터 토크로 김벌을 회전시켜 매우 큰 출력 토크를 생성할 수 있으며, 이는 기존 반작용 휠(reaction wheel)과 비교하여 단

위 중량당 더 높은 토크를 제공한다. 이러한 특성으로 인해 CMG는 우주선의 정밀 자세 제어에 광범위하게 사용되어 왔으며, 최근에는 항공 분야로 응용이 확대되고 있다. CMG는 플라이휠 속도 제어 방식에 따라 두 가지 주요 유형으로 분류할 수 있다. 첫 번째는 가변속도 CMG(VSCMG)로 휠의 회전 속도와 김벌 각도를 모두 제어하며, 두 번째는 정속도 CMG(CSCMG)로 일정한 회전 속도를 유지하면서 김벌 각도만 조절한다. 또한 CMG는 김벌 축과 배치에 따라 구분할 수 있다. TPCMG(Two Parallel CMG)는 김벌 축이 서로 평행하게 배치되는 형태며 본 연구에서는 자세 제어를 위해 두 개의 TPCMG의 형태로 CSCMG를 사용하였다.

3.1 CMG 시스템 모델링

시스템은 단위 벡터 $[a, b, c]$ 를 가진 김벌 프레임과 기체 프레임으로 정의된다. 여기서 a 는 김벌 축을 따른 단위 벡터, b 는 휠의 회전 축을 따른 단위 벡터, c 는 토크 축을 따른 단위 벡터를 나타낸다.

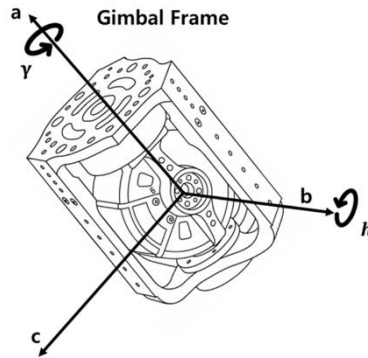


Fig. 6. CMG axis configuration

김벌 프레임 단위 벡터의 구성요소는 UAM 기체 프레임과 정렬되도록 배치한다. TPCMG의 형태로 CMG를 배치할 경우 특이점의 형태를 단순화할 수 있다. 이에 따라 본 연구에서는 Fig.7과 같이 두 개의 CMG를 기체 프레임의 X_B 축을 따라 나란히 장착하였다. 이 구성은 피치와 요 동작 제어에 기여하지만 롤 동작에는 영향을 주지 않는다. 이러한 선택의 근거는 UAM 테스트베드의 형상에 기인한다. X_B 축 방향 관성 모멘트가 다른 축보다 크고 다수의 로터가 배치되어 있어 외란 처리에 좀 더 효과적인 대처를 진행할 수 있다. 따라서 피치와 요 동작의 안정화에 집중하는 구성을 선택하였다.

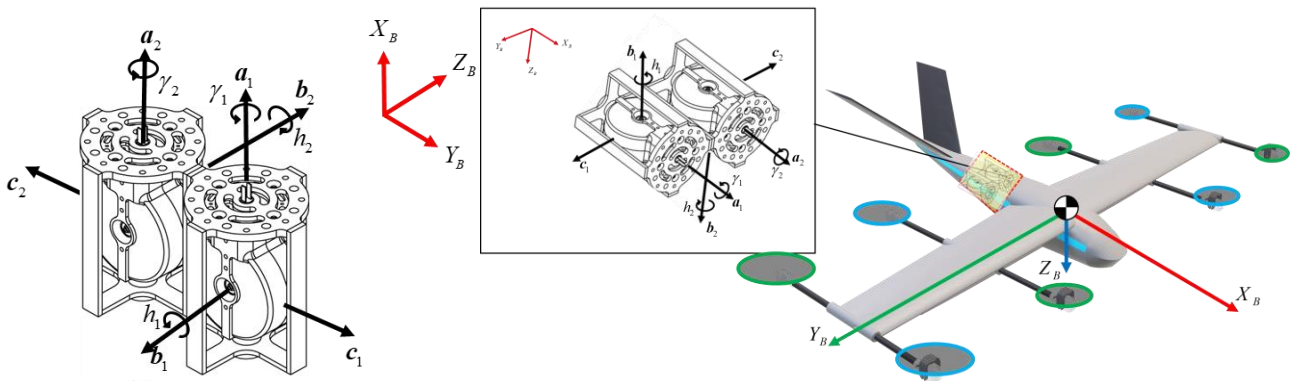


Fig. 7. TPCMG equipped configuration

Fig.7과 같이 와 같이 2개의 등속 제어 모멘트 자이로(CSCMG)를 김벌 회전축 벡터 a 가 기체의 벡터 X_B 와 나란하도록 장착된 구성에서 CMG 시스템에 의해 생성되는 총 각운동량 벡터 \mathbf{h}_{cmg} 는 각 CMG 휠의 각운동량 벡터의 합으로 표현된다.

$$\mathbf{h}_{cmg} = \sum_{i=1}^2 h_i \mathbf{b}_i \quad (14)$$

여기서 h_i 는 i 번째 CMG 휠의 각운동량 크기이며, \mathbf{b}_i 는 휠의 회전축 방향을 나타내는 단위 벡터이다. 물리 법칙에 따라 CMG가 기체에 가하는 제어 토크 \mathbf{u}_{cmd} 는 총 각운동량 벡터의 시간 변화율과 같다.

$$\mathbf{u}_{cmg} = \frac{d\mathbf{h}_{cmg}}{dt} = \sum_{i=1}^2 \frac{d(h_i \mathbf{b}_i)}{dt} \quad (15)$$

곱의 미분 법칙을 적용하면 위 식은 다음과 같이 전개된다.

$$\mathbf{u}_{cmg} = \sum_{i=1}^2 (\dot{h}_i \mathbf{b}_i + h_i \dot{\mathbf{b}}_i) \quad (16)$$

본 연구에서는 휠의 회전 속도가 일정한 CSCMG를 사용하므로, 각운동량의 크기는 변하지 않는다. 따라서 첫 번째 항은 소거된다. 한편, 김벌이 각속도 $\dot{\gamma}_i$ 로 회전할 때 휠 회전축 벡터의 변화율 $\dot{\mathbf{b}}_i$ 는 $\dot{\mathbf{b}}_i = \dot{\gamma}_i \mathbf{c}_i$ 로 표현된다. 여기서 \mathbf{c}_i 는 토크가 출력되는 방향의 단위 벡터이다. 이를 식(13)에 대입하면 제어 토크는 다음과 같이 정리된다.

$$\mathbf{u}_{cmg} = \sum_{i=1}^2 h_i \dot{\gamma}_i \mathbf{c}_i \quad (17)$$

$$\mathbf{u}_{cmg} = \begin{bmatrix} h_1 \mathbf{c}_1 & h_2 \mathbf{c}_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\gamma}_1 \\ \dot{\gamma}_2 \end{bmatrix} = \mathbf{A}(\gamma) \dot{\gamma} \quad (18)$$

여기서 $\mathbf{A}(\gamma)$ 는 김벌 각도 γ 의 함수인 자코비안 행렬(Jacobian Matrix)이다. 이 행렬을 구하기 위해, 김벌 회전축 벡터 a 가 동체 좌표계의 X_B 축과 일치하는 현재 구성에서 토크 출력 벡터 \mathbf{c}_i 를 유도해야 한다. 김벌 각도 $\gamma_i = 0$ 일 때 휠 회전축 \mathbf{b}_i 가 Y_B 축과 나란하다고 가정하면, \mathbf{c}_i 는 Z_B 축과 나란하게 된다. 이 상태에서 김벌이 X_B 축을 중심으로 γ_i 만큼 회전할 때의 \mathbf{c}_i 벡터는 다음과 같다.

$$\mathbf{c}_i(\gamma_i) = \begin{bmatrix} 0 \\ -\sin \gamma_i \\ \cos \gamma_i \end{bmatrix} \quad (19)$$

따라서, 최종적으로 Pitch 및 Yaw 제어를 위한 자코비안 행렬 $\mathbf{A}(\gamma)$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\mathbf{A}(\gamma) = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -h_1 \sin \gamma_1 & -h_2 \sin \gamma_2 \\ h_1 \cos \gamma_1 & h_2 \cos \gamma_2 \end{bmatrix} \quad (20)$$

식(17)에서 첫 번째 행의 모든 요소가 0이므로, 이 CMG 구성은 Roll 축(X_B)에 대한 토크를 생성하지 않으며, 오직 Pitch(Y_B)와 Yaw(Z_B) 축에 대한 토크만을 생성함을 알 수 있다. 이는 본 연구의 제어 목적과 정확히 일치한다.

3.2 CMG 장착 기체의 회전 동역학 모델링

앞선 3.1절에서는 CMG 시스템이 김벌 구동을 통해 제어 토크를 생성하는 내부 메커니즘을 모델링하였다. 본 절에서는 이 CMG 모델을 II장에서 유도한 UAM의 전체 운동방정식과 통합하여, 모든 동적 요소를 포함하는 완전한 시스템 모델을 구축한다. II장에서 기술된 CMG를 제외한 기체의 회전 운동방정식을 재정리하면 기체에 작용하는 총 모멘트에 대한 식으로 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{NB}^B + \boldsymbol{\omega}_{NB}^B \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{NB}^B = \mathbf{M}_u + \mathbf{M}_{gy} \quad (21)$$

여기서 \mathbf{M}_u 는 8개의 주 추진 유닛과 공력 조종면(에일러론, V-tail)에 의해 발생하는 제어 모멘트의 총합이며, \mathbf{M}_{gy} 는 천이 비행 시 전방 프로펠러 틸팅으로 인해 발생하는 자이로스코픽 세차 토크(gyroscopic precession torque)를 의미한다. 이제 이 동역학계에 CMG 시스템을 추가 장착함에 따라 발생하는 모멘트 항들을 고려해야 한다. CMG 시스템이 기체에 가하는 총체적인 모멘트 \mathbf{M}_{cmg} 는 두 가지 주요 성분으로 구성된다. 첫째는 3.1절에서 유도한, 김벌을 직접 구동하여 의도적으로 발생시키는 CMG 제어 토크 \mathbf{u}_{cmg} 이며, 둘째는 기체 자체가 회전할 때 CMG의 내부 각운동량 벡터 \mathbf{h}_{cmg} 가 함께 회전하면서 발생하는 자이로스코픽 토크로 구성된다.

$$\mathbf{M}_{cmg} = -\mathbf{A}(\gamma)\dot{\boldsymbol{\gamma}} - \boldsymbol{\omega}_{NB}^B \times \mathbf{h}_{cmg} \quad (22)$$

식(18),(19)를 재구성하여 아래 식(20)과 같이 나타내어 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned}
\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{NB}^B &= -\boldsymbol{\omega}_{NB}^B \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{NB}^B - \boldsymbol{\omega}_{NB}^B \times \mathbf{h}_{cmg} - \mathbf{A}(\gamma)\dot{\boldsymbol{\gamma}} + \mathbf{M}_{cmd} + \mathbf{M}_{gy} + \mathbf{d}_\tau \\
\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{NB}^B &= -\boldsymbol{\omega}_{NB}^B \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{NB}^B + \mathbf{h}_{cmg}) + \mathbf{M}_u + \mathbf{d}_\tau \\
\dot{\boldsymbol{\omega}}_{NB}^B &= \mathbf{J}^{-1} \left(\mathbf{M}_u + \mathbf{d}_\tau - \boldsymbol{\omega}_{NB}^B \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{NB}^B + \mathbf{h}_{cmg}) \right)
\end{aligned} \tag{23}$$

이 최종 방정식은 기체의 각속도가 기체 자체의 관성 효과, 주 추진기와 조종면의 제어 입력, 로터 킬링 효과, 기체와 CMG 간의 동적 결합 효과, CMG의 직접적인 제어 입력 그리고 외부 외란에 의해 어떻게 결정되는지를 종합적으로 설명한다.

$$\begin{aligned}
\dot{\mathbf{P}}_N &= R_B^N \mathbf{V}_B \\
\dot{\mathbf{V}}_B &= \frac{1}{m} \left(R_N^B \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_u + \mathbf{d}_f \right) - \boldsymbol{\omega}_{NB}^B \times \mathbf{V}_B \\
\dot{\mathbf{q}} &= \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}_R(\boldsymbol{\omega}_{NB}^B) \mathbf{q} \\
\dot{\boldsymbol{\omega}}_{NB}^B &= \mathbf{J}^{-1} \left(\mathbf{M}_u + \mathbf{d}_\tau - \boldsymbol{\omega}_{NB}^B \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_{NB}^B + \mathbf{h}_{cmg}) \right)
\end{aligned} \tag{24}$$

IV. 제어기 설계 및 MMPI 제어

본 장에서는 CMG를 활용한 UAM의 안정적인 자세 제어를 위해 CMG 시스템의 고질적인 문제인 특이점(Singularity)을 정의하고, 이를 효과적으로 회피하기 위한 조종 법칙(Steering Law)을 소개한다. 최종적으로는 시스템의 비선형성과 외부 외란을 모두 고려하여 최적의 제어 입력을 실시간으로 생성할 수 있는 모델 예측 경로 적분(MMPI) 제어기의 설계 과정을 상세히 기술한다.

4.1 CMG의 특이점

CMG의 특이점은 특정 김벌 각도(Gimbal Angle) 조합에서 CMG가 특정 방향으로 제어 토크를 생성할 수 없게 되는 상태를 의미한다. 이는 식 (18)에서 정의한 자코비안 행렬 $\mathbf{A}(\gamma)$ 의 랭크(rank)가 감소하여 발생하는 문제로, 수학적으로는 $\det(\mathbf{A}(\gamma)\mathbf{A}(\gamma)^T) = 0$ 이 되는 조건에 해당한다. 특이점 상태에 진입하면 김벌 각속도가 무한대로 발산하여 시스템이 제어 불능 상태에 빠질 수 있으므로 이를 사전에 예측하고 회피하는 것이 CMG 제어의 핵심기술이다. 본 연구에서 채택한 TPCMG(Two Parallel CMG) 구성에서는 특이점이 두 가지 형태로 명확하게 나타난다. 두 CMG의 각운동량 벡터가 서로 반대 방향을 향해 총 각운동량이 0이 되는 상태일 때 나타나는 내부 특이점에서는 두 김벌 각의 차이가 180도일 때, 즉 $\gamma_1 = \gamma_2 \pm \pi$ 일 때 발생하며 두 CMG의 각운동량 벡터가 동일한 방향을 향해 각운동량 공간(Momentum Envelope)의 경계에 도달한 상태인 외부 특이점은 $\gamma_1 = \gamma_2$ 일 때 발생한다. 이러한 특이점들은 UAM의 기동을 심각하게 제한하며 제어기는 김벌 각도가 특이점 조건에 도달하지 않도록 경로를 계획해야 한다.

4.2 특이점 회피 기법

전통적인 의사 역행렬(Pseudo-inverse) 기반의 조종 법칙은 특이점을 직접적으로 고려하지 않아 실제 비행 환경에서 안정성을 보장하기 어렵다. 이러한 문제를 효과적으로 풀어내기 위해

참고문헌[2]에서 제안된 외란 강인 조종 법칙(Disturbance Robust Drive Law, DRDL)을 확인할 수 있다. 이 논문의 핵심 아이디어인 '각운동량 벡터 회복' 개념은 연속적인 기동 임무 수행 중 김벌 각도가 특정 위치에 머물러 특이점에 가까워지는 것을 방지하고, 항상 최적의 기동 성능을 발휘할 수 있도록 보장한다.

이 기법의 핵심은 기체의 자세 오차가 충분히 작아져 안정적인 상태에 있을 때, 영공간(null-space) 운동을 활용하여 김벌 각도를 특이점으로부터 안전한 초기 구성으로 점진적으로 복원시키는 것이다. 이는 연속적인 기동 임무 수행 중 김벌 각도가 특정 위치에 머물러 특이점에 가까워지는 것을 방지하고, 항상 최적의 기동 성능을 발휘할 수 있도록 보장한다.

각운동량 회복을 위한 최적해는 다음과 같은 구동 법칙으로 표현될 수 있다.

$$\dot{\gamma} = \mathbf{A}^\dagger \mathbf{u}_c + \mathbf{n} \quad (25)$$

여기서 \mathbf{n} 는 의사 역행렬 $\mathbf{A}^T(\mathbf{A}\mathbf{A}^T)^{-1}$ 을 의미하며, \mathbf{u}_c 는 요구되는 제어 토크이다. 두 번째 항인 \mathbf{n} 은 영공간 벡터로, 요구 토크 \mathbf{u}_c 생성에 영향을 주지 않으면서 김벌 각도를 목표 각도 γ_d 로 유도하는 역할을 한다.

$$\mathbf{n} = (\mathbf{A}^\dagger \mathbf{A} - \mathbf{I}) \zeta (\gamma - \gamma_d) \quad (26)$$

가중치 ζ 는 기체의 자세 오차 $\|e\|$ 와 각속도 $\|\omega\|$ 가 특정 임계값보다 작을 때만 활성화되어, 기동 중에는 영향을 미치지 않고 안정 상태에서만 김벌 각도를 회복시킨다. 이와 같은 조종 법칙을 통해 UAM은 예측 불가능한 외란 속에서도 특이점 문제를 효과적으로 회피하며 안정적인 비행을 유지할 수 있다.

4.3 mppi (모델 예측 경로 적분) 제어기 설계

MPPI는 시스템의 비선형 동역학 모델을 기반으로 수천 개의 무작위 제어 시퀀스를 샘플링하고, 각 시퀀스에 대한 미래 상태 궤적을 예측하여 비용 함수(Cost Function)를 최소화하는 최적의 제어 입력을 찾는 기법이다. 본 연구에서는 식 (23)에서 유도된 UAM의 회전 동역학 모델을 MPPI의 예측 모델로 사용한다. MPPI 제어기의 성능은 비용 함수의 설계에 크게 좌우된다. 본 연구의 제어 목표인 '정확한 자세 추종', '에너지 효율성', '특이점 회피'를 달성하기 위해 비용 함수 $J(U)$ 를 다음과 같이 설계하였다.

$$J(U) = \sum_{t=0}^{H-1} \left(\mathbf{e}_{att,t}^T \mathbf{Q} \mathbf{e}_{att,t} + \dot{\gamma}_t^T \mathbf{R} \dot{\gamma}_t + \mathbf{S} \cdot w(\gamma_t) \right) \quad (27)$$

$$w(\gamma) = \frac{1}{\sqrt{\det(\mathbf{A}(\gamma)\mathbf{A}(\gamma)^T) + \delta}} \quad (28)$$

비용함수에서 $\mathbf{e}_{att,t}^T \mathbf{Q} \mathbf{e}_{att,t}$ 항은 시간 t 에서의 자세 오차 비용이다. 가중치 행렬 \mathbf{Q} 는 TPCMG가 직접 제어하는 Pitch 및 Yaw 축의 오차에 높은 페널티를 부과한다. $\dot{\gamma}_t^T \mathbf{R} \dot{\gamma}_t$ 는 김벌 각속도의 크기에 대한 비용이다. 가중치 행렬 \mathbf{R} 은 과도한 김벌 구동을 억제하고 에너지 소비를 최소화한다. $\mathbf{S} \cdot w(\gamma_t)$ 항은 특이점 회피 비용이다. \mathbf{S} 는 특이점과 관련된 가중치이며, 특이점 지표 $w(\gamma_t)$ 는 식 28과 같이 정의된다. 이 항은 김벌 각도가 특이점에 가까워질수록 비용을 기하급수적으로 증가시켜 해당 경로를 회피하도록 유도한다.

4.4 mppi (모델 예측 경로 적분) 알고리즘

MPPI 알고리즘은 매 제어 스텝마다 식29의 과정을 반복하여 최적의 제어 입력을 계산한다. 이 과정은 GPU의 병렬 처리 능력을 통해 실시간으로 수행된다.

$$\begin{aligned}
 V_k &= U_t + \delta U_k, \quad \text{where } \delta U_k \sim \mathcal{N}(0, \Sigma) \quad (k=1, \dots, N) \\
 U_t &= [\dot{\gamma}_t, \dots, \dot{\gamma}_{t+H-1}]^T \\
 \mathbf{x}_{t+\tau+1,k} &= f(\mathbf{x}_{t+\tau,k}, V_{k,\tau}), \quad \text{for } \tau=0, \dots, H-1 \\
 C_k &= \sum_{\tau=0}^{H-1} L(\mathbf{x}_{t+\tau,k}, V_{k,\tau}) \\
 L(\mathbf{x}, \mathbf{u}) &= \mathbf{e}_{att}^T \mathbf{Q} \mathbf{e}_{att} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u} + \mathbf{S} \cdot w(\gamma) \\
 \omega_k &= \frac{\exp(-\frac{1}{\lambda}(C_k - C_{min}))}{\sum_{j=1}^N \exp(-\frac{1}{\lambda}(C_j - C_{min}))} \\
 U_{t+1} &= U_t + \sum_{k=1}^N \omega_k \delta U_k
 \end{aligned} \tag{29}$$

이전 스텝에서 최적화된 제어 시퀀스 U_{t-1}^* 현재의 공칭 시퀀스 U_t 로 설정하고, 이를 중심으로 표준 정규 분포를 따르는 N 개의 무작위 잡음 시퀀스 δU_k 를 생성한다. 이를 통해 총 N 개의 후보 제어 시퀀스 V_k 를 생성한다. 생성된 N 개의 후보 제어 시퀀스 V_k 각각에 대해, 현재 상태 x_t 로부터 시작하여 예측 구간(horizon) H 동안의 미래 상태 궤적 x_k 를 계산한다. 이는 식 (24)의 이산 시간 동역학 모델 f 를 반복적으로 적용하여 수행한다. 여기서 x_t 는 현재 기체의 상태(자세, 각속도 등)이고, $V_{k,\tau}$ 는 시퀀스 V_k 의 τ 번째 제어 입력이다. 예측된 각 궤적 x_k 와 해당 제어 시퀀스 V_k 에 대해 4.3절에서 정의한 비용 함수를 사용하여 총비용 C_k 를 계산한다. 총비용은 예측 구간 동안의 단계별 비용(stage cost) L 의 총합으로 정의된다. 여기서 L 은 식 30과 같이 나타낼 수 있다.

$$L(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \mathbf{e}_{att}^T \mathbf{Q} \mathbf{e}_{att} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u} + \mathbf{S} \cdot w(\gamma) \tag{30}$$

계산된 비용 C_k 를 기반으로 각 샘플에 대한 가중치 ω_k 를 계산한다. 가중치는 비용이 낮을수록 높은 값을 갖도록 깁스 분포(Gibbs distribution)를 이용하여 계산된다. λ 는 온도 파라미터로, 가중치 분

포의 형태를 조절하며 C_{min} 은 계산된 비용 중 최솟값이다. 계산된 가중치 ω_k 를 사용하여 모든 잡음 시퀀스 δU_k 의 가중 평균을 구하고, 이를 현재의 공칭 제어 시퀀스 U_t 에 더하여 다음 스텝의 공칭 시퀀스 U_{t+1} 을 업데이트한다. 최종적으로, 업데이트된 시퀀스의 첫 번째 제어 입력 $\dot{\gamma}_t$ 이 현재 시점에서 시스템에 인가될 최적의 제어 명령으로 결정된다. 이 과정은 높은 계산량을 요구하지만, 본 연구에서는 GPU 병렬 컴퓨팅을 활용하여 매 제어 스텝마다 실시간으로 최적해를 도출한다.

V. 시뮬레이션

본 장에서는 4장에서 설계한 GPU 기반 MPPI 제어기의 성능을 검증하기 위해 수행된 수치 시뮬레이션 결과를 제시한다. 시뮬레이션의 목적은 제안된 제어기가 CMG의 물리적 제약조건을 준수하면서도 요구되는 자세 명령을 정확히 추종하고, 특이점 영역을 효과적으로 회피하는지를 확인하는 것이다. 이를 위해 3장에서 모델링한 TPCMG 장착 VTOL UAV의 비선형 회전 동역학 모델을 기반으로 시뮬레이션을 구성하였다. 시뮬레이션은 MATLAB R2024b 환경에서 수행되었으며, MPPI 제어기의 대규모 병렬 연산을 실시간으로 처리하기 위해 NVIDIA GeForce RTX 3060 GPU를 활용하였다. 제어 주기는 100Hz(dt = 0.01s)로 설정하였다. 시뮬레이션에 사용된 기체 및 CMG, MPPI 제어기의 주요 파라미터는 [Table 2]와 같다. 특히 CMG 관련 파라미터는 상용 모델인 'mini_CMG_500'의 사양을 참조하여 설정하였다.



Fig. 8. Simulation model

기체의 관성은 Catia 를 이용하여 측정 후 동역학 시뮬레이션에 적용하였으며 실제 기체에서 구동될 Jetson Orin Nano에서도 동일한 알고리즘으로 시뮬레이션을 진행하였다.

Table 1. 시뮬레이션 주요 파라미터

구분	파라미터	값	단위	비고
기체 (Vehicle)	기체 관성 J_body	diag(3.431, 1.265, 4.494)	kg·m²	
CMG	CMG 개수	2	개	TPCMG 구성
	개별 CMG 최대 각운동량 h	0.25	Nms	mini_CMG_500 사양 (0.5 Nms / 2)
	최대 짐벌 각속도 max_gimbal_rate	2.0	rad/s	mini_CMG_500 사양
	최대 출력 토크 max_torque	1.0	Nm	mini_CMG_500 사양
MPPI	예측 구간 horizon	50	steps	0.5초

	샘플 개수 num_samples	4096	개	
	온도 파라미터 lambda	0.5	-	
	자세 오차 가중치 Q	diag(0, 1e5, 1e5)	-	Pitch, Yaw 오차에 높은 가중치
	제어 입력 가중치 R	diag(0.1, 0.1)	-	
	특이점 회피 가중치 S_weight	10.5	-	

Table 2. 시뮬레이션 주요 파라미터

	NVIDIA Jetson ORIN™ Nano Dev – kit		
AI Performance	40 TOPS		
GPU	1024-core NVIDIA Ampere architecture GPU with 32 Tensor Cores		
GPU Max Frequency	625 MHz		
CPU	6-core Arm® Cortex®-A78AE v8.2 64-bit CPU		
	1.5MB L2 + 4MB L3		
CPU Max Frequency	1.5 GHz		
Memory	8GB 128-bit LPDDR5		
	68 GB/s		
Storage			
	(SD Card Slot & external NVMe via M.2 Key M)		
Video Encode	1080p30 supported by 1-2 CPU cores		
Video Decode	1x 4K60 (H.265) 2x 4K30 (H.265) 5x 1080p60 (H.265) 11x 1080p30 (H.265)		
CSI Camera	2x MIPI CSI-2 22-pin Camera Connectors		
PCIe	M.2 Key M slot with x4 PCIe Gen3 M.2 Key M slot with x2 PCIe Gen3 M.2 Key E slot		
USB	USB Type-A Connector: 4x USB 3.2 Gen2 USB Type-C Connector for UFP		
Networking	1GbE Connector		
Display	1x DisplayPort 1.2 (+MST) connector		
Other I/O	40-Pin Expansion Header(UART, SPI, I2S, I2C, GPIO)		
	12-pin button header 4-pin fan header microSD Slot DC power jack		
Power	7W - 15W		
Mechanical	100 mm x 79 mmx 21 mm (Height includes feet, carrier board, module, and thermal solution)		

위 이를 위해 3장에서 모델링한 TPCMG 장착 VTOL UAV의 비선형 회전 동역학 모델을 기반으로 시뮬레이션을 구성하였다. 시뮬레이션은 MATLAB R2024b 환경에서 수행되었으며, MPPI 제어기의 대규모 병렬 연산을 실시간으로 처리하기 위해 NVIDIA GeForce RTX 3060 GPU를 활용하였다. 제어 주기는 100Hz(dt = 0.01s)

5.2 시뮬레이션 시나리오

제어기의 자세 추종 성능을 검증하기 위해 다음과 같은 시나리오를 설정하였다. 기체는 초기 자세 [Roll, Pitch, Yaw] = [0, 0, 0] deg에서 안정한 상태로 비행을 시작한다. 시뮬레이션 시작 후 10초가 되는 시점에 목표 자세를 [0, 20, -30] deg로 변경하는 계단 입력(Step Input)을 인가한다. 시뮬레이션은 총 20초 동안 수행되며, 제어기는 이 과정에서 외부 외란 없이 목표 자세를 추종하는 임무를 수행한다.

이 시나리오는 CMG가 상대적으로 큰 각도 변화를 위해 신속하고 정확한 토크를 생성해야 하는 상황을 모사하며, 이 과정에서 김벌 각속도 제한과 같은 물리적 제약을 준수하는지, GPU를 이용한 시뮬레이션에서도 동일한 값이 나오는지 평가하는 데 목적이 있다.

5.3 시뮬레이션 결과 및 분석

Fig.9는 시뮬레이션 시나리오에 따른 기체의 자세 추종 성능을 보여준다. TPCMG의 제어 대상이 아닌 Roll축을 제외한 Pitch와 Yaw 축은 10초 시점에 인가된 목표 자세 명령을 부드럽고 신속하게 추종하는 것을 확인할 수 있다. 정상상태 오차(Steady-state error) 없이 목표 값에 정확히 수렴하였으며, 이는 MPPI 제어기가 비선형 동역학 모델을 기반으로 효과적인 제어 입력을 생성하고 있음을 보여준다.

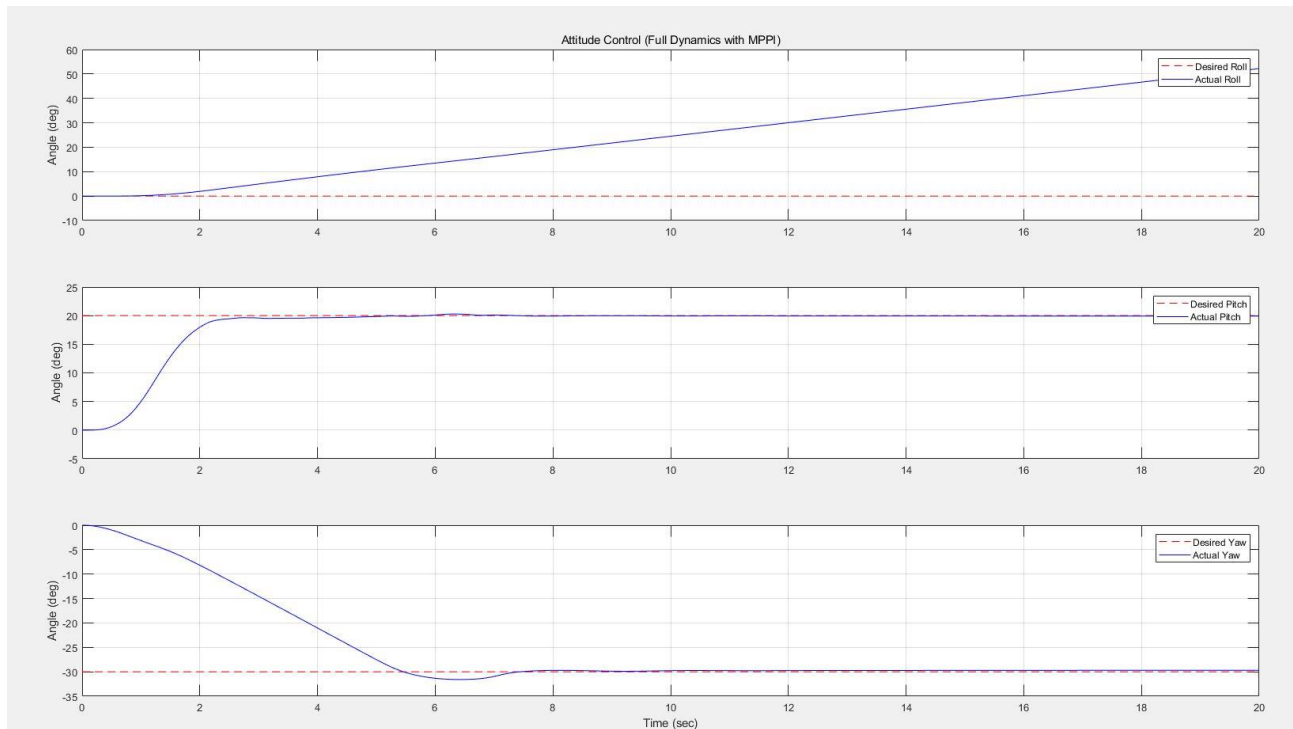


Fig. 9. 시스템 오일러 각 추종 그래프

Fig.10은 자세 기동을 위해 CMG 시스템이 어떻게 작동했는지를 보여준다. 상단 그래프는 두 CMG의 짐벌 각도(γ_1 , γ_2) 변화를 나타낸다. 초기 짐벌 각도는 $[0, 180]$ deg로, 이는 내부 특이점에 해당하는 구성이다. 제어기는 기동 명령이 없어도 특이점 회피 비용 항에 의해 즉시 김벌을 움직여 특이점 상태에서 벗어나는 것을 볼 수 있다.

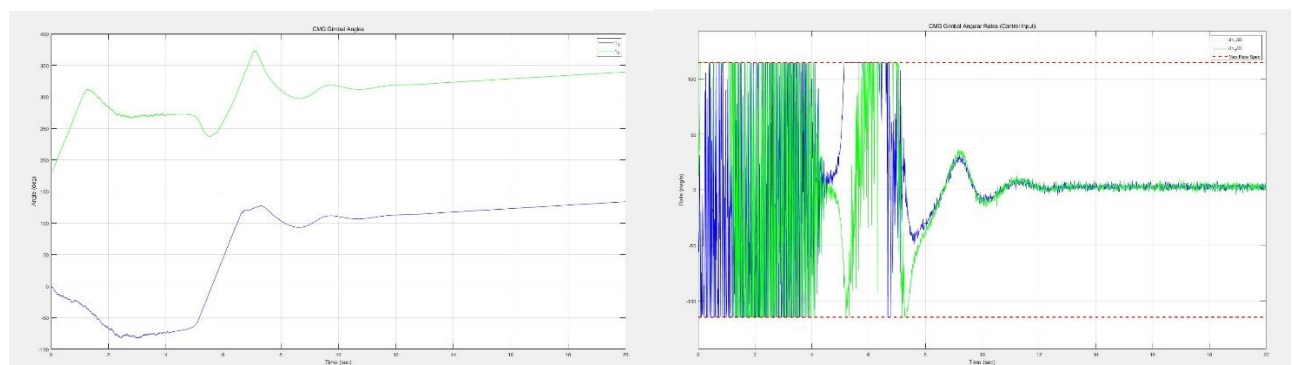


Fig. 10. TPCMG 김벌 각 변화

제어기는 목표 자세를 추종하기 위해 필요한 만큼 짐벌 각속도를 생성하지만, 모든 시간 영역에서 'mini_CMG_500'의 물리적 제약인 ± 2.0 rad/s (약 ± 114.6 deg/s)를 초과하지 않는 것을 명확히 확인할 수 있다. 이는 MPPI 제어기가 비용 함수와 예측 모델을 통해 시스템의 물리적 한계를 인지하고 그 범위 내에서 최적의 해를 성공적으로 탐색했음을 의미한다.

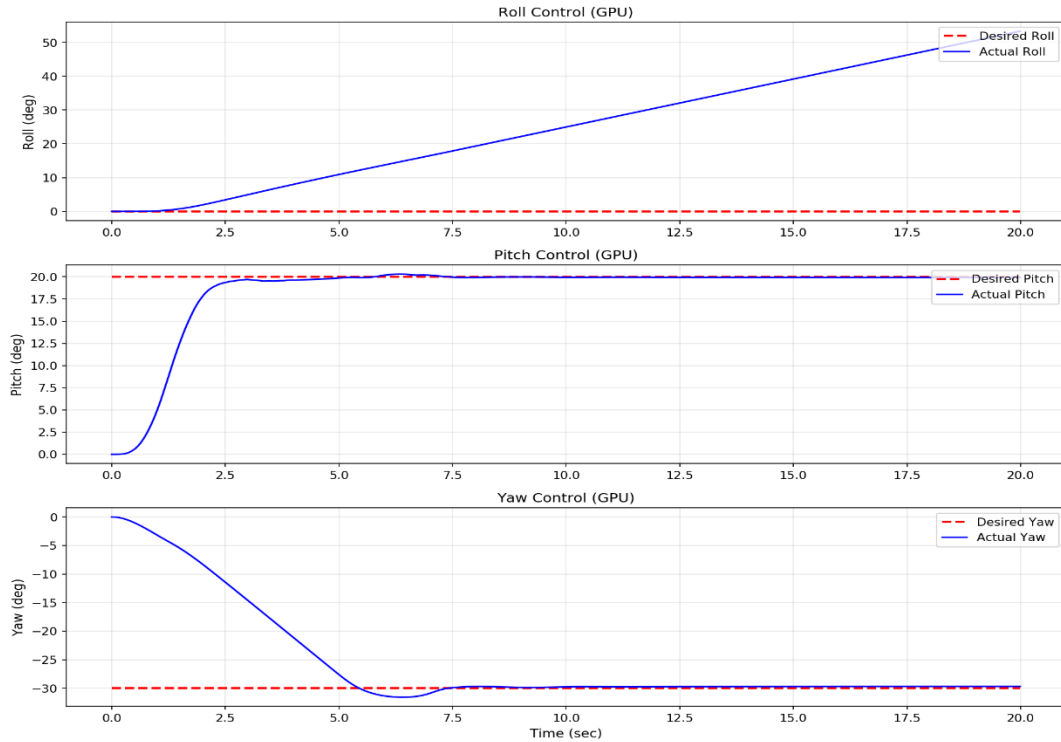


Fig. 11. Jetson Orin nano GPU 이용 최적화 결과 시스템 오일러 각 추종 그래프

Fig.11은 Jetson Orin nano GPU를 이용하여 시뮬레이션 시나리오에 따른 기체의 자세 추종 성능을 보여준다. TPCMG의 제어 대상이 아닌 Roll축을 제외한 Pitch와 Yaw 축은 10초 시점에 인가된 목표 자세 명령을 부드럽고 신속하게 추종하는 것을 확인할 수 있고 매트랩 결과와 마찬가지로 정상상태 오차(Steady-state error) 없이 목표 값에 정확히 수렴함을 확인할 수 있다. 이는 Jetson Orin nano GPU를 이용한 MPPI 제어기가 비선형 동역학 모델을 기반으로 설계대로 제어 입력을 생성하고 있음을 보여준다. Fig.12 또한 동일한 결과를 확인할 수 있다.

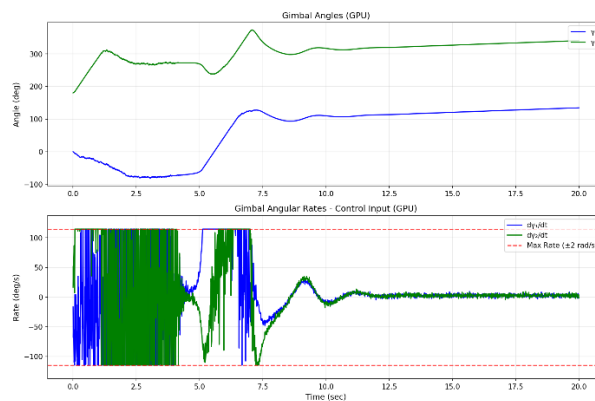


Fig. 12. Jetson Orin nano GPU 이용 최적화 결과 TPCMG 김벌 각 변화

2번째 시뮬레이션은 Jetson Orin nano GPU를 이용하여 MPPI 제어기를 사용하였을 때 추종 성능을 확인하기 위해 진행하였다. Fig.13은 Jetson Orin nano GPU를 이용하여 효과적인 자세제어를 신속하게 최적화를 하여 진행하는 모습을 확인할 수 있다. 50초 간격으로 각도의 변화를 주었을 때 효과적용 MPPI가 잘 추종한 것을 확인할 수 있다.

Table 3. 시뮬레이션 주요 파라미터

MPPI	예측 구간 horizon	100	steps	0.5초
	샘플 개수 num_samples	4096	개	
	온도 파라미터 lambda	0.5	-	
	자세 오차 가중치 Q	diag(0, 1e5, 1e5)	-	Pitch, Yaw 오차에 높은 가중치
	제어 입력 가중치 R	diag(0.1, 0.1)	-	
	특이점 회피 가중치 S_weight	5.5	-	

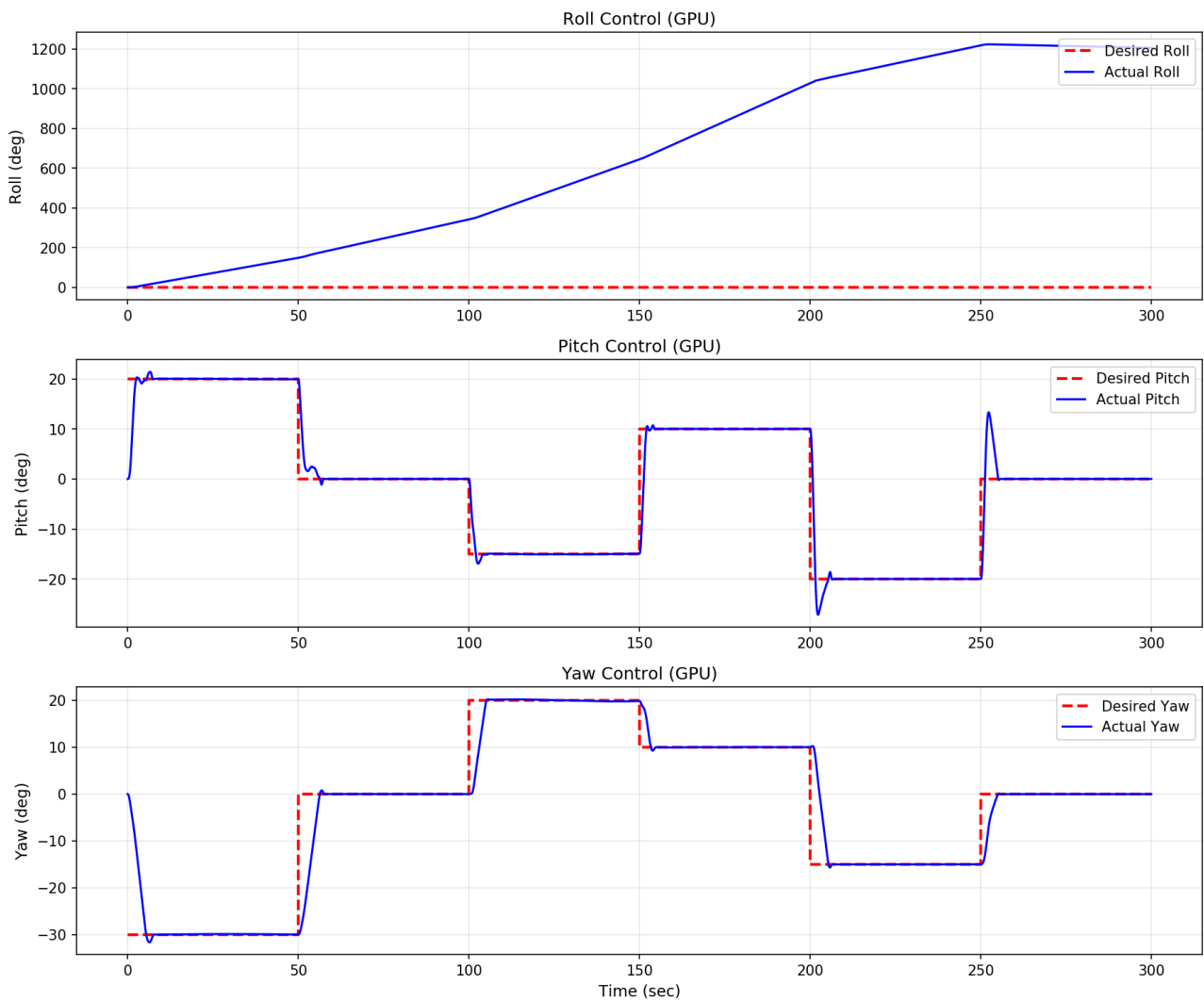


Fig. 13. 2차 시뮬레이션 자세 추종 결과

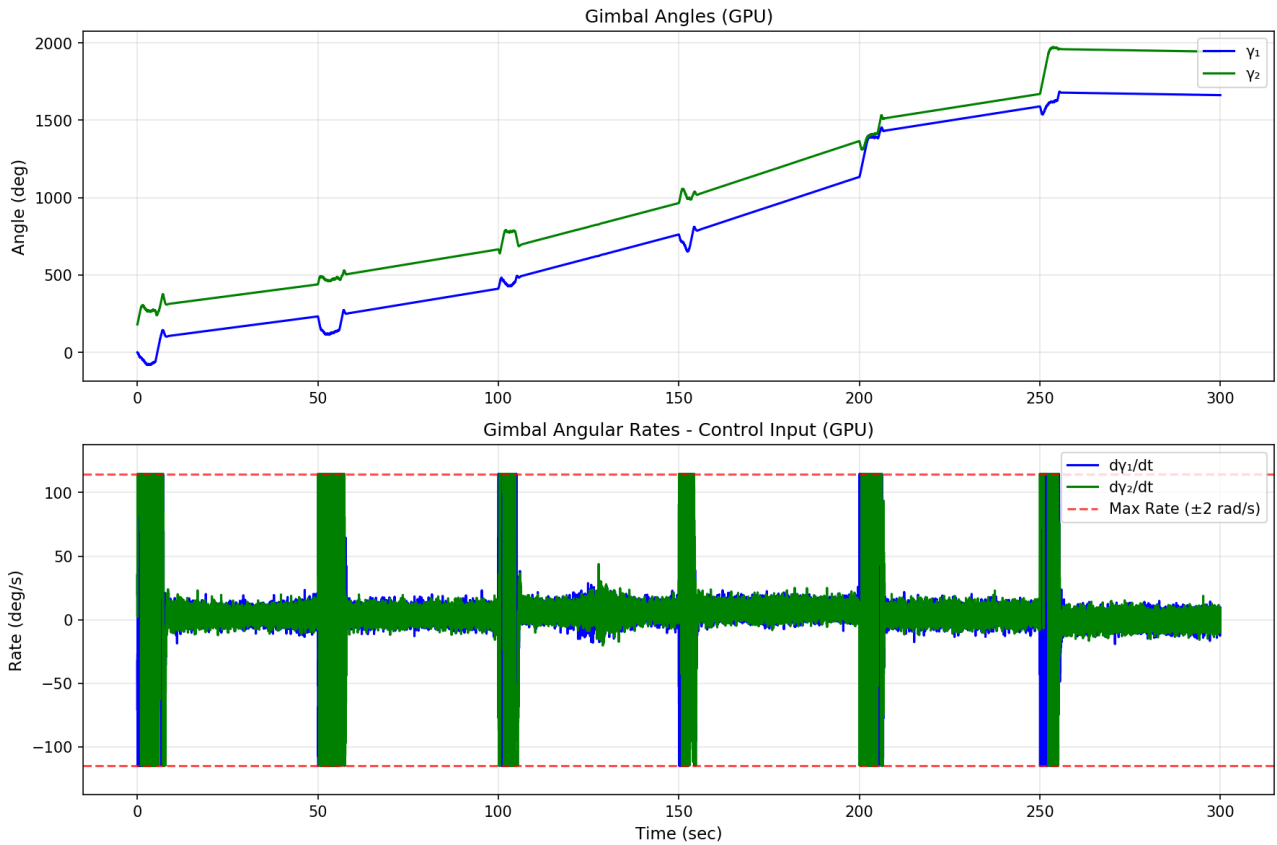


Fig. 14. 2차 시뮬레이션 TPCMG 김벌 각 변화

결론

본 연구에서는 도심 항공 모빌리티(UAM) 시대의 핵심 기술적 과제인 외란 강인성과 승객 편안함을 동시에 달성하기 위한 혁신적인 솔루션으로 CMG 기반 복엽 틸트로터 VTOL UAV의 종합적인 설계와 제어 전략을 제안하였다. CMG 시스템 통합 관점에서 TPCMG(Two Parallel CMG) 구성을 채택하여 피치와 요 축에 대한 강력한 외란 억제 토크를 제공하였다. 본 연구에서 도출한 비선형 동역학 모델은 CMG의 자이로스코픽 효과, 로터 틸팅에 따른 공력 변화, 무게중심 이동을 모두 포괄하며, 이를 통해 천이 비행 중 발생하는 복잡한 동적 상호작용을 정확히 예측할 수 있었다. 특히 기존 연구들이 간과했던 틸트 로터의 자이로스코픽 세차 토크 효과를 명시적으로 모델링하여 제어 정확도를 향상시켰다. 제어기 설계에서는 GPU 기반 MPPI 제어와 슬라이딩 모드 제어를 결합한 계층적 제어 아키텍처를 제안하였다. MPPI 제어기는 4,096개의 샘플을 병렬로 처리하여 실시간으로 최적 제어 입력을 생성하며, 특이점 회피 비용을 통해 CMG의 고질적인 특이점 문제를 선제적으로 회피한다. 시뮬레이션 결과, 제안된 제어기는 20도 피치와 -30도 요 명령을 2초 이내에 정착시키면서도 김벌 각속도 제한(± 2.0 rad/s)을 엄격히 준수함을 보였다. 추후 실제 기체에서의 CMG를 통한 비행 중 안정화 연구를 진행할 계획이다.

참고문헌

- [1] Lukas Preis, Mark T.Kotwicz, Brian J.German, “Assessing prominent eVTOLs based on vertiport throughput, noise, and speed using multi-dimensional pareto fronts” *Aerospace Science and Technology* 159, 2025
- [2] Youyoung Yang, Sungsu Kim, Kwanghyun Lee, and Henzeh Leeghim, “Disturbance Robust Attitude Stabilization of Multirotors with Control Moment Gyros,” *Sensors*, vol.24, no.8212, 2024.
- [3] Shigeto Ouchi, Nariyuki Kodani, Kento Inoue, Takeshi Inaba, Tomoyuki Miyashita, and Hiromi Noguchi, “Attitude control of a drone by a single CMG considering the translational system” *Transactions of the JSME (in Japanese)*, vol.87, no.895, 2021.
- [4] Zheng Qiao, Dong Wang, Jiahui Xu, Xinbiao Pei, Wei Su, and Dong Wang, “A Comprehensive Design and Experiment of a Biplane Quadrotor Tail-Sitter UAV,” *Drones*, vol.7, no.5, article 292, 2023.
- [5] Wei Wu, Xinyu Tan, Xing Liu, Angang Luo, and Lanjie Niu, “Aerodynamic Analysis of Rotor Spacing and Attitude Transition in Tilt-Powered Coaxial Rotor UAV,” *Sensors*, vol.24, no.22, 2024.
- [6] Zelong Yu, Jingjuan Zhang, and Xueyun Wang, “Study of Modeling and Optimal Take-Off Scheme for a Novel Tilt-Rotor UAV,” *Sensors*, vol.22, no.24, article 9736, 2022.
- [7] Siliang Du and Yi Zha, “Numerical simulation of the transition flight aerodynamics of cross-shaped quad-tiltrotor UAV,” *Scientific Reports*, vol.14, article 17878, 2024.
- [8] Spencer Folk, “Modeling, Planning, and Control for Hybrid UAV Transition Maneuvers,” arXiv preprint arXiv:2412.06197, 2024.
- [9] Javensius Sembiring, Rianto Adhy Sasongko, Eduardo I. Bastian, Bayu Aji Raditya, and R. E. Limansubroto, “A Deep Learning Approach for Trajectory Control of Tilt-Rotor UAV,” *Aerospace*, vol.11, no.1, article 96, 2024.
- [10] Kaixin Li, Ming Liu, Xinliang Li, Xianjin Yu, and Kun Liu, “Control Allocation Strategy Based on Min-Max Optimization and Simple Neural Network,” *Drones*, vol.9, no.5, article 372, 2025.
- [11] Bogdan Vlahov, Adrian Korytkin, Marijan Mirchevski, and Viktor Galych, “MPPI-Generic: GPU-Accelerated Model Predictive Path Integral Control,” Technical Report, 2024. Available at <https://github.com/CRLAB-VU/MPPI-Generic>.
- [12] Henzeh Leeghim, Chang-Yull Lee, and Donghoon Kim, “A Singularity-free Steering Law of Roof Array of Control Moment Gyros for Agile Spacecraft Maneuver” *International Journal of Control, Automation and System* 18(X) 1–12, 2020
- [13] Seok-ho Jang and Henzeh Leeghim, “Nonlinear Attitude Control of Drones Using Control Moment Gyros” *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 49(10), 821–828, 2021
- [14] Ludwik A. Sobiesiak, Hugo Fortier-Topping, David Beaudette, Francois Bolduc-Teasdale, Jean de Lafontaine, Amr Nagaty, David Neveu and David Rancourt, “Modelling and Control of Transition Flight of an eVTOL Tandem Tilt-Wing Aircraft” *EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND AEROSPACE SCIENCES (EUCASS)*, 2019