

쿼드 틸트 로터 UAM 실시간 비행 시뮬레이션을 위한 비행역학 수학적 모델링

강현서^{1,†} · 노나현¹ · 김도영¹ · 박민준¹¹한화시스템

Flight Dynamics Mathematical Modeling of Quad Tilt Rotor UAM for Real-Time Simulation

Hyunseo Kang^{1,†}, Nahyeon Roh¹, Do-young Kim¹ and Min-jun Park¹¹Hanwha Systems

Abstract

This paper describes the results of a study on Generic Quad Tilt Rotor UAM aircraft, focusing on nonlinear mathematical modeling and the development of real-time simulation software. In this research, we designed a configuration for a Generic Quad Tilt Rotor eVTOL UAM aircraft based on NASA's UAM mission requirements. We modeled the aerodynamics using a database, the prop-rotor dynamics with a thrust database, and included a ground reaction and atmospheric model in the flight model. We defined the control concept for various modes(helicopter mode, transition mode, and airplane mode), derived tilt angle corridors, and formulated flight control requirements. The resultant real-time flight simulation software not only performs trim analysis for Tilt Rotor UAM aircraft but also predicts handling qualities, optimizes tilt angle scheduling based on dynamic characteristics, designs and validates flight control laws for helicopter, transition, and airplane modes, and facilitates flight training through simulator integration.

초 록

본 논문은 Generic 쿼드 틸트 로터 UAM 항공기 비행 동역학 기반 비선형 수학적 모델링 및 실시간 시뮬레이션 소프트웨어 개발에 관한 연구 결과를 기술한다. 본 연구에서는 NASA의 UAM 임무 형상 및 요구도를 참고하여 Generic 쿼드 틸트 로터 eVTOL UAM 항공기 형상을 설계하고, 공력 데이터베이스 기반 공기역학, 추력 데이터베이스 기반 프로펠러역학, 항공기의 지면반력, 대기환경을 운동모델로 모델링하였다. 또한 회전익 모드, 천이 모드 및 고정익 모드 별 조종방법을 정의, 나셀 틸트각 Corridor 설정 후 실시간 비행 시뮬레이션 소프트웨어에 구현 후 수평비행 트림 해석을 수행하였다. 본 실시간 비행 시뮬레이션 소프트웨어를 통해 쿼드 틸트 로터 UAM 항공기의 트림 해석뿐 아니라 조종성(Handling Qualities) 예측, 동특성을 고려한 나셀 틸트각 스케줄러 최적화와 회전익, 고정익 및 천이 모드 별 비행 제어법칙 설계/검증 및 비행 시뮬레이터 탑재를 통한 비행 훈련 등 쿼드 틸트 로터 UAM 분야에서 다양한 목적으로 활용 가능할 것으로 예상된다.

Key Words : UAM(도심항공모빌리티), TiltRotor(틸트로터), Nonlinear 6 DOF Modeling(비선형 6 자유도 모델링), Trim Analysis(트림 분석), Flight Simulation(비행 시뮬레이션)

1. 서 론

전 세계적 메가시티의 증가로 수평적 도시를 수직화

전환을 통한 교통체증 해소를 위해 공중 공간을 활용하기 위한 UAM(Urban Air Mobility)에 관한 관심이 증가하고 있으며, 도심에서의 운용을 위해 전기 추진 시스템을 탑재하고 좁은 지역에서 이·착륙 가능한 eVTOL(Electric Vertical Take-Off and Landing) UAM 기체 개발이 전 세계적으로 활발히 진행되고 있다[1,2]. 이를 위해 틸트로터 항공기 비행동역학 기반

Received: Apr. 05, 2024 Revised: Jun. 28, 2024 Accepted: Jul. 11, 2024

† Corresponding Author

Tel: ***-****-**** E-mail: hyunseo.kang@hanwha.com

© The Society for Aerospace System Engineering

모델링 및 시뮬레이션을 통해 항공기 동특성을 확인하고 제어기를 설계하는 연구 또한 지속되고 있다[3].

본 연구에서는 네 개의 프로펠터를 장착하고 나셀을 회전시킬 수 있는 일반형 쿼드 틸트 로터(Generic Quad Tilt Rotor) UAM 항공기의 항공기 비행 시뮬레이션을 위해 비행 동역학 기반 수학적 모델링을 통해 동특성 예측, 제어기 개발 및 조종특성 예측이 가능한 시뮬레이션 소프트웨어를 개발하였으며, 항공기 동특성을 고려한 모델링 및 트림 해석 시뮬레이션 결과를 제시한다.

2. 비행운동 모델 및 시뮬레이션 SW

2.1 모델링 대상 기체

모델링 대상 항공기를 설정하기 위해 Uber와 NASA의 UAM 임무 형상 및 요구도를 참고하여 자체적인 UAM 임무 및 기체 요구도를 정의하고 쿼드 틸트 로터 eVTOL UAM 기체 형상을 Fig.1과 같이 도출하였으며, 그 형상제원은 Table 1과 같다.

2.2 실시간 시뮬레이션 프로그램

설계된 틸트로터 UAM 항공기의 비행 특성을 반영한 실시간 비행 시뮬레이션을 위해 중량 및 무게중심,

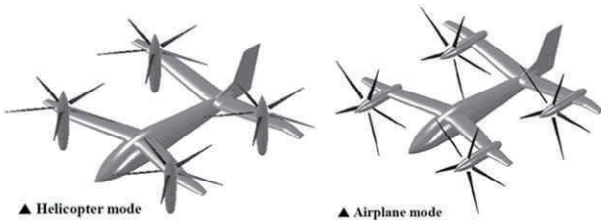


Fig. 1 Generic Quad-Tilt Rotor UAM Configuration

Table 1 Specification for the Quad-Tilt Rotor UAM

Category	Data	Category	Data
Gross Weight	7,000 lb	No. of Rotor	4
Overall Length	34.83 ft	No. of Blade	5
Front Wing Span	38.33 ft	Blade Radius	10.00 ft
Rear Wing Span	40.21 ft	Hover Tip Velocity	534 ft/s
Vertical Wing Span	8.24 ft	Cruise Tip Velocity	190 ft/s

동체 및 날개 공기역학, 프로펠터(Prop-Rotor) 역학, 지면반력 및 운동방정식 등으로 구성된 운동모델 모듈로 운동모델을 구성하였다. 그리고 RPM 및 항공기 자세 제어를 위한 비행제어 모듈과 분산전기추진 모델 모듈을 구성하였으며, 인셉터 및 교관석 등 외부 장비와 연동을 위한 연동 모듈로 구성하였다. 모든 모듈은 실시간 작업 스케줄러를 통해 60 Hz 주기의 반복률(Iteration Rate)로 계산을 수행한다[4,5].

시뮬레이션을 통제하기 위해 초기화 모드, 일시정지 모드 및 시뮬레이션 모드 총 3가지의 최상위 통제 모드를 구성하였다. 초기화 모드는 시뮬레이션을 위해 교관석으로부터 설정된 초기 대기속도, 초기 해발고도, 초기 위치, 초기 방위각 및 조종석의 스위치 등의 상태를 입력받아 항공기 초기화를 수행한다. 초기화 시 설정된 초기 조건에서 항공기 트림(Trim) 반복 계산을 수행하며, 트림 반복 계산 시간 단축을 위해 초기화 시에만 60 Hz 이상의 반복률로 시뮬레이션이 작동하도록 하였다. 초기화가 완료된 시뮬레이션 모델은 일시정지모드로 자동 진입하여 대기한다. 그 후 교관석의 시뮬레이션 시작 명령이 수신되면 실시간 시뮬레이션이 실행되도록 구성하였다.

스케줄러는 실시간 관리 스케줄러와 모듈별 스케줄러 두 개의 Thread로 구성하여 컴퓨터의 계산 부하를 경감시켰다. 실시간 관리 스케줄러는 Wall Clock 시간과 시뮬레이션 시간을 동기화하며 정해진 주기로 시스템을 업데이트한다. 주요한 역할은 초기화, 정지 등 시뮬레이션 명령 신호를 수신하여 시뮬레이션을 관리하며, 모듈별 스케줄러는 실시간 관리 스케줄러의 명령에 따라 모듈별 함수를 호출한다.

비행 시뮬레이션은 실시간 작업을 위해 사용자의 스케줄러가 시스템 OS 작업보다 높은 우선순위를 가져야 한다. 이 때문에 Linux OS를 사용하였으며 SW의 확장성 및 이식성을 고려하여 C언어를 사용하여 프로그램을 개발하였다. 시뮬레이션 결과는 MATLAB을 통해 분석하였다.

2.3 운동모델링

틸트 로터 eVTOL UAM 항공기는 고정익과 회전익의 특성을 모두 가지고 있기 때문에 각 특성을 고려하여 항공기 모델링을 해야 한다[6,7].

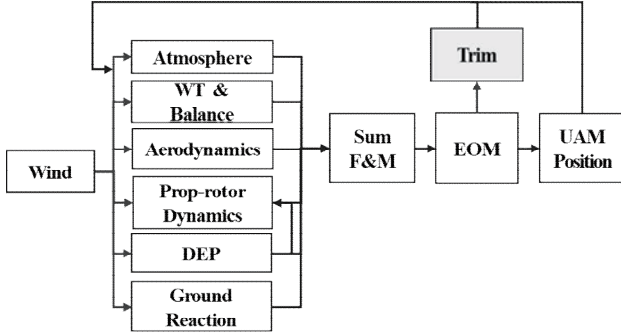


Fig. 2 Generic Quad Tilt Rotor UAM Flight Dynamics Block Diagram

항공기 비행운동 수학적 모델링을 위한 모듈별 구성 및 관계도는 Fig. 2와 같다. 조종입력 혹은 자동비행입력을 입력받고 이를 액추에이터 모델을 통해 콜렉티브 피치각, 조종면 및 나셀 틸트각을 계산하여 쿼드 틸트 로터 UAM 항공기 운동모델로 전달된다.

2.3.1 중량 및 평형

항공기 총중량은 시뮬레이션 초기 설정한 탑승객 수와 항공기 자체중량으로 이루어진다. eVTOL UAM의 중량 변화에 관한 특징은 비행 중 연료 소모에 의한 자체중량의 변화는 없지만 나셀 틸트각(Nacelle Tilt Angle) 변화에 따라 항공기 형상이 변경되고 이는 무게중심 및 관성모멘트의 변화로 이어진다. 나셀각이 기체와 수직회전의 모드에서 기체와 수평각도가 되는 고정익 모드로 변경되며 무게중심 또한 전방으로 이동하게 된다.

이러한 무게중심의 변화를 반영하기 위해 회전의 모드에서의 무게중심점과 고정익 모드에서의 무게중심점을 선형보간법을 이용하여 나셀 각도에 따라 변경되도록 하였다. 중량 및 평형 모듈에서는 이 같은 형상 변화에 따른 무게중심의 변화를 반영하여 총 중량, 관성 모멘트 및 무게중심 위치를 실시간으로 계산한다.

2.3.2 공기역학

공기역학 모듈은 조종입력에 따른 제어면 변위와 항공기의 비행상태에 따른 항공기의 공기역학적 힘과 모멘트를 계산한다[8,9]. 기본 날개와 조종면 작동 형상에 대한 신속한 공력계수 DB 구축을 위해 AVL(Athena Vortex Lattice)을 활용하였다. 동체와 나셀 등 AVL의 사용이 적합하지 않은

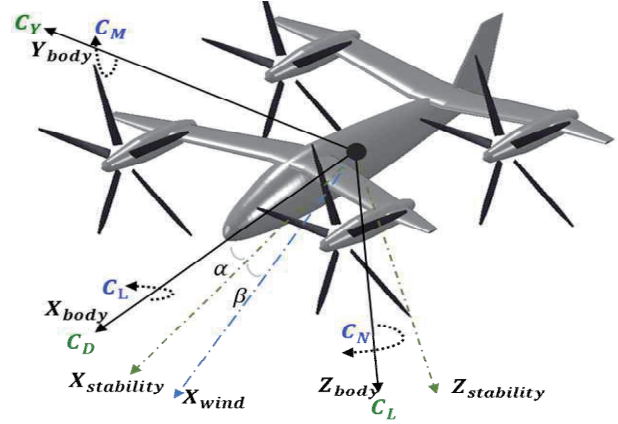


Fig. 3 Wind, Stability, and Body Axis

형상에 대한 공력계수 획득에는 실험에 기반한 경험식을 적용하였다. 본 연구에서는 동체축 좌표계를 기준으로 공력 데이터베이스를 구축하여 공기역학적 힘과 모멘트를 계산하였다.

공기역학적 힘과 모멘트는 항공기의 주요 구성요소별로 분리하여 각각 계산하도록 구성하였다. 항공기 동체, 날개, 나셀 등 조종면을 제외한 모든 부분을 베이스라인 형상으로 설정하였으며 전방, 후방 수평 날개 및 수직 꼬리 날개의 플래퍼론(Flaperon), 엘레본(Elevon) 및 러더(Rudder) 조종면에 대한 공력계수 데이터베이스를 각각 구축하였다. 베이스라인 공력계수(C_{bs})는 받음각(α), 옆 미끄럼각(β) 및 레이놀즈 수(Re)를 입력변수로 하며, 선형보간법을 통해 공력을 계산한다. 대상 항공기는 틸트로터 항공기로 비행속도에 따라 나셀 각도가 스케줄링되어 변경되게 된다. 나셀각 변경에 따른 공력 특성은 베이스라인 공력 데이터베이스에 포함시켜 공력 해석을 수행하였다.

제어면 변위에 따른 공력계수(C_{cs})를 계산하기 위해 각 조종면의 받음각, 옆 미끄럼각, 레이놀즈 수 및 조종면 변위(δ_{cs})를 입력변수로 하여 공력 데이터베이스 테이블 Look-up을 수행한다. 최종적으로 항공기에 작용하는 공기역학적 힘과 조종면 작동에 의한 공기역학적 힘을 합하여 최종 X, Y, Z 축 힘(F_{aero})과 Roll, Pitch 및 Yaw 모멘트(M_{aero})를 계산한다

$$F_{aero} = (C_{bs} q S) + (C_{cs} q S) \quad (\text{Eq. 1})$$

$$M_{aero_{L,N}} = C(C_L, C_N) q S b \quad (\text{Eq. 2})$$

$$M_{aero_M} = C_M q S c \quad (\text{Eq. 3})$$

여기에서 q 는 동압이며, S 는 날개 면적, b 는 날개 시위길이, c 는 Chord 길이이다.

2.3.3 프롭로터

프롭로터 모듈은 비행제어 시스템으로부터 계산된 나셀 틸트각, 콜렉티브 피치각 및 사이클릭 피치각을 입력받고, RPM 제어기로부터 회전익 모드, 천이 모드 및 고정익 모드에 따라 설정된 프롭로터 RPM을 입력 받는다. 입력된 정보를 통해 Eq. 4, 5와 같이 프롭로터 허브축 기준 프롭로터 추력과 토크를 계산한다. 이 과정에서 프롭로터 데이터베이스를 테이블 Look-Up하여 선형보간법을 통해 현재 상태의 추력 계수를 도출한다[10].

$$F_{prop_{hub}} = C_{F_{prop}} \rho V_{tip}^2 S \quad (Eq. 4)$$

$$M_{prop_{hub}} = C_{M_{prop}} \rho V_{tip}^2 S R \quad (Eq. 5)$$

프롭로터의 추력계수 계산 시 항공기 받음각과 나셀 틸트각을 합한 값을 프롭로터 받음각으로 정의하여 틸트로터 항공기 특성을 반영하였다. 이 결과를 로터 중심과 항공기 무게중심까지의 거리를 고려하여 항공기 동체축 기준 최종 프롭로터 힘과 모멘트를 계산한다. 틸트로터 항공기 특성상 무게중심점에서부터 프롭로터 허브축까지의 길이는 나셀 틸트각에 따라 다를 수 있다. 나셀 틸트각에 따른 거리 계산 오류를 제거하기 위해 나셀 틸트에 따라 변하지 않는 틸트로터 중심점에서 프롭로터 중심점 거리만큼 Off-set 거리를 적용하여 계산해야한다.

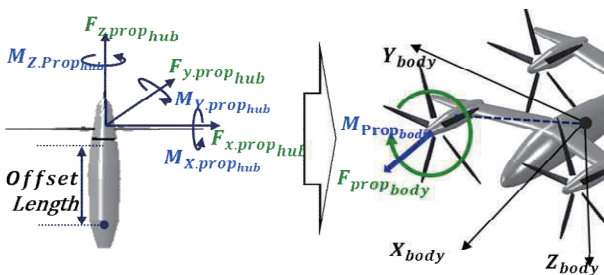


Fig. 4 Prop-rotor Hub Axis and Body Axis

2.3.4 지면반력 모델링

지면반력 모듈은 항공기가 지상에서 지면과 착륙장치

간 상호작용을 모의하여 착륙장치의 힘과 모멘트를 계산한다[11]. 전륜과 주륜 착륙장치의 형상 설계 결과에 따라 각 착륙장치의 설치 위치를 반영하여 모델링한다. 모델링 대상 항공기의 착륙장치는 전방 주륜 1개와 후방 2개의 착륙장치로 구성되어 있으며, 각각 바퀴는 일반적인 회전익 항공기의 착륙장치 시스템인 캐스터링 시스템이다. 그리고 전자식 브레이크 시스템을 모의하여 지상 이동 및 정지를 모의한다. 지면반력 모듈은 쿼드로터 UAM 항공기 운용개념 및 특성상 지상에서 로터를 이용한 자력이동을 모의하는 목적보다는 착륙 시 항공기의 지상 이동과 브레이크 특성 확인에 있다. 또한 해당 모듈에서 항공기의 접지신호(WOW, Wheels On Weight)를 계산한다. 타이어의 접지상태 확인을 위해 Eq. 6과 같이 타이어 중심점에서 지면까지의 법선길이(D)를 계속 계산 및 확인하며, 법선길이가 타이어 반지름(R_{tire})보다 짧으면 지표면에 접촉한 것으로 보고 접지신호를 생성한다. 여기에서 γ_{LG} 는 타이어와 연직 아랫방향에 이루는 각이다.

$$\delta_{tire} = (R_{tire} + D/\cos(\gamma_{LG})) \geq 0 \quad (Eq. 6)$$

항공기의 지상 이동 모의를 위해 Eq. 7, Eq. 8과 같이 착륙장치를 운동방정식으로 모델링한다.

$$m_a \ddot{x}_a + C_s(\dot{x}_a - \dot{x}_w) + K_s(x_a - X_W) = -m_a g \quad (Eq. 7)$$

$$m_w \ddot{x}_w + C_s(\dot{x}_w - \dot{x}_a) + k_s(x_w - x_a) + k_t(x_w - x_g) = -m_w g \quad (Eq. 8)$$

여기에서 m_a , m_w 는 각각 항공기 중량, 착륙장치의 중량이며, x_w 는 착륙장치의 변위이다. x_a 는 항공기 무게중심점이며, x_g 는 접지면(Ground Plane)이다.

위 방정식을 통해 항공기가 접지 시 스트럿의 작동을 모의하고, 지상 이동 시 조종석의 브레이크 명령과 조향 명령을 수신하여 가로축과 세로축의 스트럿 속도와 가속도를 계산하여 접지 및 지상에서의 운동을 모의한다.

2.3.5 운동방정식

공기역학, 프롭로터 및 지면반력 모델에서 계산된

동체축 기준 항공기 힘과 모멘트를 합산하고 병진 및 회전 운동방정식을 유도한다. 적분 계산을 위해 Corrected Euler Integration Method를 적용하여 동체 축 병진 및 회전 가속도, 속도를 계산하고 외부 바람 속도 성분을 반영한다.

$$F_{total} = F_{weight} + F_{aero} + F_{rotor} + F_{ground} \quad (\text{Eq. 9})$$

$$M_{total} = M_{aero} + M_{rotor} + M_{ground} \quad (\text{Eq. 10})$$

$$\vec{F} = m \times \frac{d\vec{V}}{dt} + m\vec{\omega} \times \vec{V} \quad (\text{Eq. 11})$$

$$\vec{M} = \frac{dh}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{h} \quad (\text{Eq. 12})$$

Eq. 11에서 \vec{F} 는 항공기 무게중심점에 작용하는 힘이며, \vec{V} 는 선형 속도, $\vec{\omega}$ 는 각 속도이다. Eq. 12에서 \vec{M} 은 무게중심점에 작용하는 모멘트이며, \vec{h} 는 Angular Momentum이다. 운동방정식을 통해 진대기속도, 등가대기속도, 수정대기속도 및 지시대기속도 계산하고, 운동방정식에서 계산된 지구축 기준 항공기 속도 성분을 이용하여 설정된 초기 위치에서 ECEF(Earth Centered Earth Fixed) 좌표계 기준 항공기 위도, 경도 및 고도를 계산하며, WMM(World Magnetic Model)을 통해 자기편차를 계산 및 적용하여 시뮬레이션의 충실도를 높였다.

2.3.6 대기 모델링

다양한 고도에서 항공기 성능확인을 위해 표준대기 일에 대한 ISA(International Standard Atmosphere) 정적 대기 모델을 모델링하여 대기압, 대기온도 및 밀도를 계산한다. 이 모델은 습도 영향을 고려하지 않으며, Hot day 및 Cold Day 비표준일 모의를 위해 지정된 온도 차이를 고도의 표준 온도에 오프셋 하여 모델링하였다[12].

항공기의 조종성 확인을 위하여 교관석에서 외부 바람성분이 항공기 운동모델에 계산될 수 있도록 구성하였으며, MIL-F-8785C를 참고하여 난류 모델을 구성하였다.

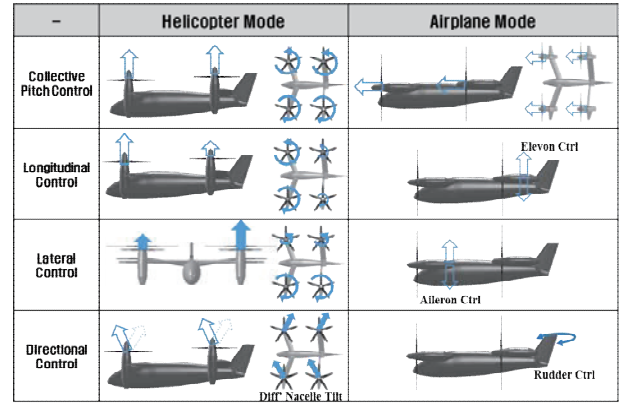


Fig. 5 Quad Tilt Rotor UAM Control Concept

2.4 비행제어시스템

2.4.1 조종개념

설계된 항공기의 자세 제어를 위해 항공기 특성과 조종 편의성을 위한 SVO(Simplified Vehicle Operation) 개념 적용을 고려하여 Fig. 5와 같이 비행 제어방법을 설정하였다[13,14].

회전의 모드에서는 4개의 프로펠러의 콜렉티브 피치각 제어를 통해 고도를 제어하며, 좌/우 및 앞/뒤 프로펠러의 차등 추력을 통해 롤 및 피치 제어를 제어한다. 기수방향은 나셀 틸트각 변경을 통해 제어한다. 고정익 모드에서는 4개의 프로펠러의 콜렉티브 피치각을 통해 추력을 제어하며 플래퍼론, 엘레본 및 러더를 통해 자세를 제어한다. 천이 모드에서는 나셀 틸트 각도에 따라 회전의 모드와 고정익 모드의 조종방법을 조합하고 제어력을 분배하여 추력 및 자세를 제어한다. 나셀 틸트각은 비행속도 별 나셀각 변경 프로파일을 사전에 정의하여 비행속도에 감응하여 자동으로 작동하도록 한다.

2.4.3 나셀 틸트각 변경 프로파일

나셀 틸트각 변경 경로는 비행 시뮬레이션 및 실 비행시험을 통해 최적화 될 수 있다. 이러한 케이스 스터디를 위해 나셀 경로각의 한계범위인 Corridor를 정의하였다. 나셀 틸트각 Corridor는 Fig. 6와 같이 천이 구간에서의 나셀 및 비행속도 별 프로펠러의 요구 파워와 천이구간에서 등속 수평비행 시 나셀 틸트각에 따른 항공기 자세각을 복합적으로 고려하여 설정하였다.

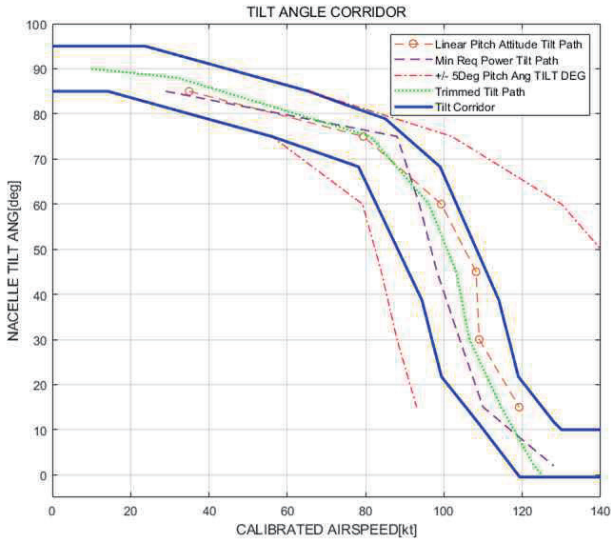


Fig. 6 Quad Tilt Rotor Nacelle Tilt Angle Corridor

Quad Tilt-Rotor UAM 항공기의 주요 설계 요소인 나셀 경로각 설정을 위하여 트림해석 및 여러 조건의 시뮬레이션을 통하여 나셀 틸트각 작동 제한범위를 설정하고 기준 나셀각 변경경로를 도출하여 나셀 틸트각 Corridor를 설정하고 비행속도에 따른 기본 나셀변경각($\delta_{tilt,base}$)을 설정하였다.[15].

나셀 틸트각이 변경되는 천이구간 혹은 역천이구간에서 나셀 각도가 변경되며 피칭 모멘트가 크게 변화한다.

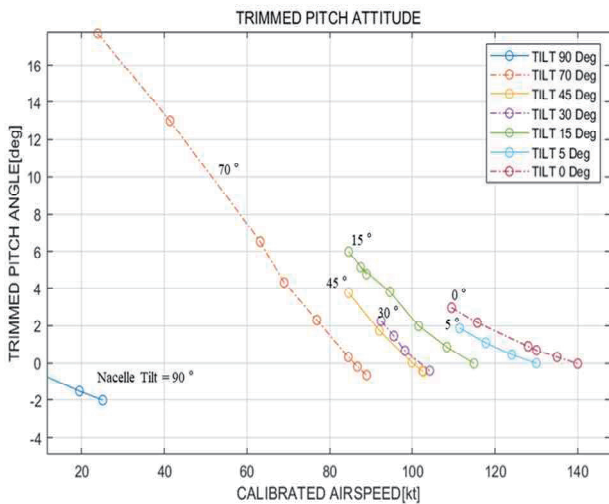


Fig. 7 Level Flight Pitch Attitude According to Nacelle Tilt Angle

답승감을 고려하여 천이구간에서 피칭 모멘트 및 피치 자세각을 완만하게 하기 위해서는 비행속도에 따른 나셀 경로각 설정이 중요하다. 이를 위해 속도 별로 나셀 틸트각을 고정 후 수평비행 시 피치 자세각을 확인하기 위한 시뮬레이션을 수행하였다. 그 결과 Fig. 7과 같이 비행속도 별 나셀 틸트각에 따른 항공기 피치 자세각에 대한 트림 결과를 확인 할 수 있다.

회전의 모드에서 수평비행 시 피치 자세각은 음의 각도를 가지며, 고정익 모드에서 수평비행 피치 자세각은 양의 각도를 가진다. 본 연구에서는 피치 자세각의 변화를 줄이기 위하여 천이가 시작되는 시점의 피치 자세각과 천이가 완료되는 속도에서의 피치 자세각이 선형적으로 변경되도록 나셀 틸트각 경로를 설정했다.

3. 트림 해석

3.1 트림 계산

트림 계산을 위한 상태변수는 나셀틸트 각도(θ_{tilt}), 블레이드 콜렉티브 피치각(θ_c), Roll 자세각(ϕ) 및 Pitch 자세각(θ)으로 설정하였고, 종축 조종입력(δ_{lat}), 횡축 조종입력(δ_{lon}), 방향축 조종입력(δ_{dir}) 및 콜렉티브 피치각 조종입력(δ_c)을 제어변수설정하고 트림계산을 수행하였다[16,17]. 이때 나셀 틸트각은 비행 속도에 따라 사전 스케줄링된 각도로 변경된다. 트림상태 계산을 위하여 회전익, 고정익 및 천이 각 모드에서 Table 2와 같이 6 분력 가속도 및 각가속도 별 트림 계산 로직을 정의하였다. 회전익 모드와 고정익 모드는 각 축 별 제어변수를 고정 후 트림계산이 가능하다. 하지만 천이 모드에서 X, Y 및 Z 축 가속도($\dot{u}_b, \dot{v}_b, \dot{w}_b$) 및 각가속도($\dot{p}_b, \dot{q}_b, \dot{r}_b$)는 비행속도에 따라 나셀 틸트각을 결정하는 나셀 틸트 게인(G_{tilt}) 변화에 따른 회전익 및 고정익 모드의 제어방법 조합으로 정의된다.

$$G_{tilt} = \cos(\theta_{tilt,base}) \tag{Eq. 13}$$

그 후 Newton-Raphson Method 수치해석방법을 통해 모든 축의 힘과 모멘트가 0이 되는 조건을 반복 계산하여 트림 결과를 얻었다.

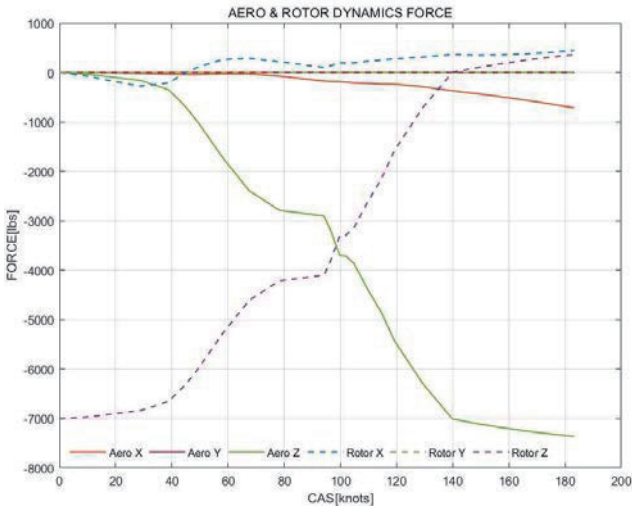


Fig. 8 Trim Analysis - Aero & Rotor dynamics Force

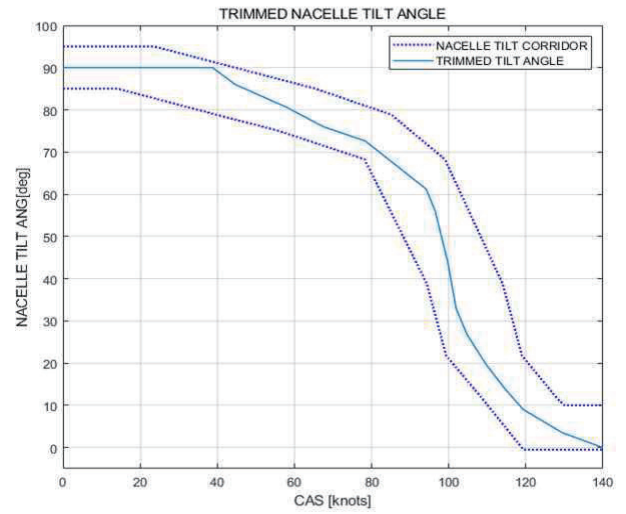


Fig. 11 Trim Analysis - Nacelle Tilt Angle

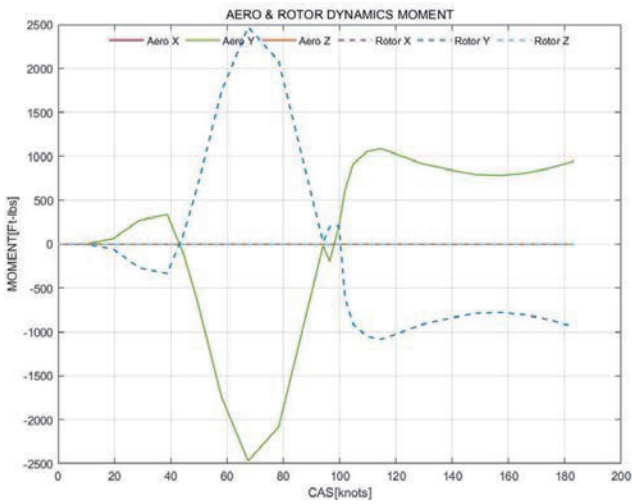


Fig. 9 Trim Analysis - Aero & Rotor dynamics Moment

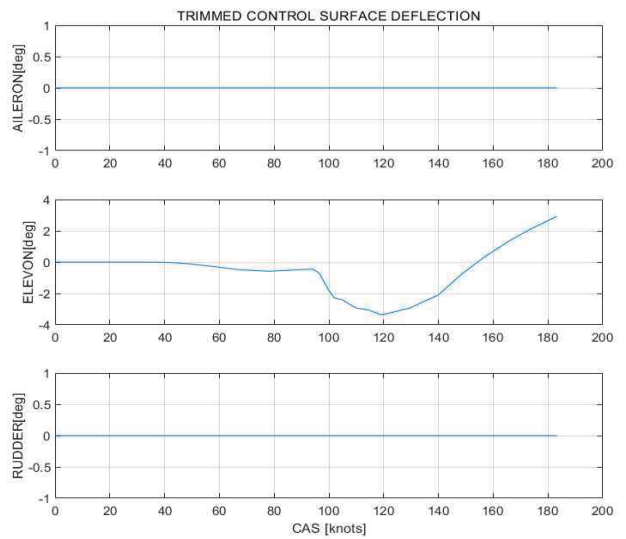


Fig. 12 Trim Analysis - Control Surface Deflection

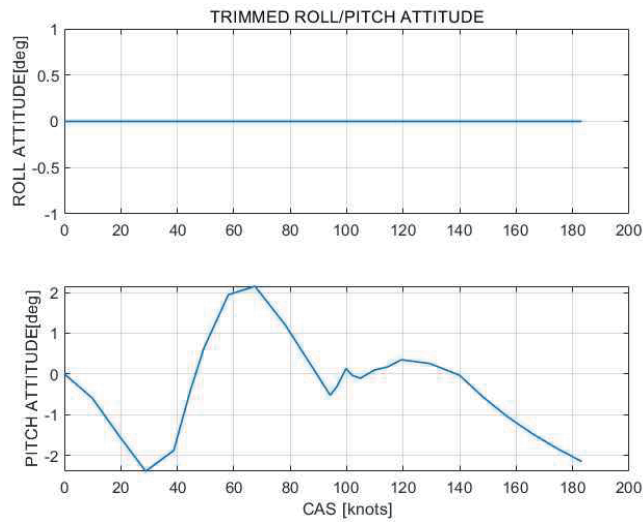


Fig. 10 Trim Analysis - Trimmed Roll/Pitch Attitude

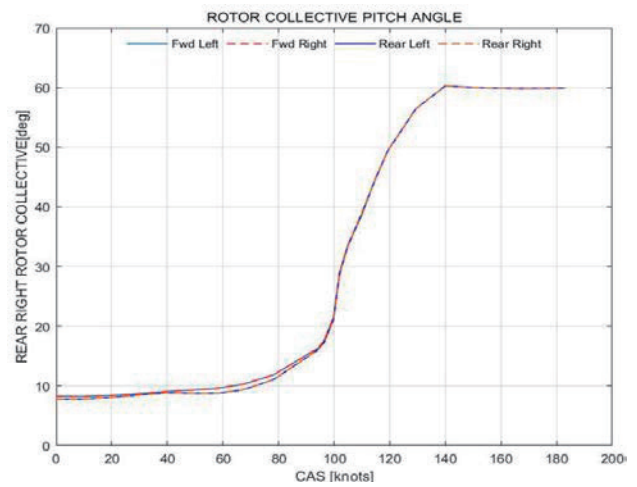


Fig. 13 Trim Analysis - Prop-Rotor Collective Angle

Table 4 Trim Calculation Logic by Axis and Mode

Type	Helicopter Mode	Transition Mode	Airplane Mode
\dot{u}_b	θ	$\dot{u}_b(1 - G_{tilt}) + \dot{w}_b G_{tilt}$	θ_0
\dot{v}_b	ϕ	ϕ	ϕ
\dot{w}_b	θ_0	$\dot{w}_b(1 - G_{tilt}) + \dot{u}_b G_{tilt}$	θ
\dot{p}_b	<i>Left/Right Diff Collective</i>	$(Diff' Collective) * (1 - G_{tilt}) + \delta_{flaperon} G_{tilt}$	$\delta_{flaperon}$
\dot{q}_b	<i>Fwd/Rear Diff Collective</i>	$(Diff' Collective) * (1 - G_{tilt}) + \delta_{elev} G_{tilt}$	δ_{elev}
\dot{r}_b	<i>Diff Nacelle Tilt</i>	$(Diff' Nacelle Tilt) * (1 - G_{tilt}) + \delta_{rudder} G_{tilt}$	δ_{rudder}

3.2 트림 해석 결과

퀴드 틸트 로터 UAM 항공기 비선형 운동모델 기반 시뮬레이션 프로그램을 통해 수평비행 트림해석을 수행하였다. 지상 및 2,000 ft 고도에서 각 속도 별 트림 해석을 통해 고정익, 회전익 및 천이 모드에서의 항공기 수평비행 동특성을 확인하였으며, 그 대표적 결과는 Table 3과 같고, 운용속도 범위 내의 힘과 모멘트 변화는 Fig. 6, 7과 같으며, 항공기의 자세각 변화는 Fig. 8 그리고 나셀 틸트각 및 조종면의 변위는 Fig. 9, 10, 11과 같다.

Table 5 Level Flight Trim Result

Pressure Altitude: 2,000 ft

	I.C	State Value				Control Value			
		V_{cas} (kt)	θ_{tilt} (deg)	$\theta_{c,avg}$ (deg)	ϕ (deg)	θ (deg)	δ_c (%)	δ_{lat} (%)	δ_{lon} (%)
On-Ground	0	90	2.0	0.0	0.0	0.0	50.0	50.0	50.0
Helicopter Mode	0	90	7.9	0.0	0.0	10.2	50.0	51.4	50.0
	20	90	8.0	0.0	-0.6	10.4	50.0	50.9	50.0
Transition Mode	67	75	9.37	0.0	2.1	12.4	50.0	53.5	50.0
	99	45	21.1	0.0	0.1	24.8	50.0	54.1	50.0
	105	25	33.3	0.0	-0.1	40.1	50.0	54.5	50.0
Airplane Mode	165	0	59.8	0.0	-2.5	70.4	50.0	47.7	50.0

천이 모드 시, 나셀 회전에 따른 추력의 방향 변화로 인해 프로펠러 힘과 모멘트가 변경되고 이를 보완하기 위해 조종면 제어로 인해 공기역학적 힘과 모멘트가 변화하게 된다. 힘과 모멘트의 변화 크기는 속도에 따른 나셀 틸트각의 프로파일에 영향을 받는다. 특히 나셀 틸트각 프로파일은 퀴드 틸트 로터 항공기의 피치 자세각에 큰 영향을 미친다.

4. 결 론

퀴드 틸트 로터 UAM 항공기의 동특성 확인 및 실시간 시뮬레이션을 위하여 동역학기반 수학적 모델링 및 비선형 시뮬레이션 소프트웨어 개발을 수행하였다. 이를 위해 퀴드 틸트 로터 항공기 형상을 설계하고 공력 데이터베이스 기반 동체, 날개, 프로펠러, 착륙장치 및 구동기를 모델링하였다. 또한 퀴드 틸트 로터 UAM 항공기의 제어방법을 정의하고 이를 4축의 조종간에 할당되는 제어시스템을 설계하였으며, 동특성을 고려한 비행제어법칙 설계/구현 요구사항을 결정하였다. 그리고 틸트로터 항공기에서 매우 중요한 요소인 속도에 따른 나셀 틸트각 스케줄링을 위하여 모델링 대상 항공기의 동특성을 고려한 나셀 틸트 Corridor를 선정하였다. 그 후 모델링 및 제어 설계 결과를 C언어로 구현하여 실시간 시뮬레이션 소프트웨어를 통해 정적 트림계산 및 해석을 수행하였다.

구축한 실시간 비행 시뮬레이션 소프트웨어를 통해 동특성을 고려하여 나셀 틸트 스케줄러 최적화와 회전익, 고정익 및 천이 모드 별 비행제어법칙 설계, 검증이 가능하다. 또한 본 실시간 시뮬레이션 소프트웨어는 항공기 예비설계, 성능 예측, 비행제어법칙 설계, 조종성(Handling Qualities) 확인 및 비행 시뮬레이터를 통한 비행 훈련 등 다양한 목적으로 활용 가능할 것으로 예상된다.

후 기

본 연구는 국토교통부/국토교통과학기술진흥원의 지원으로 수행되었음 (과제번호 RS-2022-00143965)

References

- [1] A. Karem, and W. M. Waide, "eVTOL Aircraft using large variable speed tilt rotors," Karem Aircraft, Inc., US Patent Pub. No.US10351235 B2.
- [2] F. D. Harris, *Tiltrotor Conceptual Design, Technical Report NASA/CR-2017-219474*, Ames Research Center, National Aeronautics and Space Administration, USA, 2017.
- [3] S. W. Ferguson, *A mathematical model for real time flight simulation of a generic tilt-rotor aircraft, NASA A Contractor Report CR-166536*, National Aeronautics and Space Administration, USA, 1988.
- [4] G. Ferrarese, F. Giulietti and G. Avanzini, "Modeling and simulation of a quad-tilt rotor aircraft," *IFAC Proceedings*, Vol. 46 No. 30, pp. 64-70, 2013.
- [5] S. W. Ferguson, *Development And Validation Of A Simulation For A Generic Tilt-Rotor Aircraft, NASA Contract Report CR-166537*, Ames Research Center, National Aeronautics and Space Administration, USA, 1989.
- [6] U. Saetti, and B. Batin, "Tiltrotor Simulations with Coupled Flight Dynamics, State-Space Aeromechanics, and Aeroacoustics," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 69, No. 1, pp. 1~18, 2024.
- [7] O. Juhasz, R. Celi, and M. B. Tischler. "Flight dynamics simulation modeling of a large flexible tiltrotor aircraft," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 67, No. 2, pp. 1-16, 2022.
- [8] M. Miller, and J. Narkiewicz. "Tiltrotor modelling for simulation in various flight conditions," *Journal of theoretical and applied mechanics*, Vol. 44, No. 4 pp. 881-906, 2006.
- [9] B. W. McCormick, *Aerodynamics of V/STOL flight*, Courier Corporation, Dover Pubns., USA, 1999.
- [10] M. J. Silva, "The Role of Modeling & Simulation in the Mitigation of V-22 Tiltrotor Formation Flight Wake-Induced Roll-off," *72nd Annual Forum of the American Helicopter Society*, 2016.
- [11] N. S. Currey, *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*, AIAA, USA, 1988.
- [12] B. Davoudi, E. Taheri, K. Duraisamy, B. Jayaraman, and I. Kolmanovsky, "Quad-rotor flight simulation in realistic atmospheric conditions," *AIAA Journal*, Vol. 58, No. 5, pp. 1992~2004, 2020.
- [13] R. T. Rysdyk, and A. J. Calise, "Adaptive model inversion flight control for tilt-rotor aircraft." *Journal of guidance, control, and dynamics*, Vol. 22, No. 3, pp. 402~407, 1999.
- [14] T. Lombaerts, J. Kaneshige, and M. Feary, "Control concepts for simplified vehicle operations of a quadrotor eVTOL vehicle," *AIAA Aviation Conference, Virtual Event*, 2020.
- [15] M. D. Maisel, *The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight*, NASA Ames Research Center, National Aeronautics and Space Administration, USA, 2000.
- [16] J. S. G. McVicar, and R. Bradley, "Efficient and robust algorithms for trim and stability analysis of advanced rotorcraft simulations," *The Aeronautical Journal*, Vol. 101, No. 1008, pp. 375~387, 1997.
- [17] C. S. Yoo, H. S. Choi, B. J. Park, S. J. Ahn and Y. S. Kang, "Development of simulation program for tilt rotor aircraft," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol. 11, No. 3, pp. 193-199, 2005.