

# 박스윙 AAM 항공기의 축소모델 개발 및 비행시험

## Development and Flight Experiments of Scaled-model AAM Aircraft With Boxed-wing

양예찬<sup>1</sup>, 박성현<sup>1</sup>, 박준혁<sup>1</sup>, 서빈<sup>1</sup>, 김나경<sup>1</sup>, 정희조<sup>1</sup>, 석진영<sup>1\*</sup>, 김승균<sup>1</sup>

(Yechan Yang<sup>1</sup>, Seonghyeon Park<sup>1</sup>, Joonhyuk Park<sup>1</sup>, Bin Seo<sup>1</sup>, Nakyung Kim<sup>2</sup>, Hoiho Jeong<sup>1</sup>, Jinyoung Suk<sup>1\*</sup>, and Seungkeun Kim<sup>1</sup>)

<sup>1</sup>Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University

<sup>2</sup>Interdisciplinary Program in Intelligent Aerospace System, Seoul National University

**Abstract:** Advanced air mobility (AAM) is being developed to address complex transportation challenges in urban environments. In this study, a scaled model of a boxed-wing tiltrotor AAM has been designed and implemented through simulation and flight testing, establishing a foundation for the future commercialization of AAM. All structural and aerodynamic factors involved in the design of the Boxed-wing were considered during the initial stage of development, and its aerodynamic performance was analyzed. A software-in-the-loop simulation was conducted by integrating the Gazebo simulator and PX4 to verify the performance of the simulation model. The model successfully followed the predefined waypoints during the simulation, and the control parameters derived from the simulation were then applied to the flight test. The key parameters among them were validated through the flight test, confirming their effectiveness in ensuring a stable flight.

**Keywords:** advanced air mobility, boxed-wing tiltrotor, development process, software in the loop simulation, flight test

### I. 서론

최근 도시화로 인한 지상 교통이 점점 더 혼잡해지면서 첨단 항공 모빌리티(AAM: Advanced Air Mobility: 이하 AAM)에 대한 관심이 전 세계적으로 증가하고 있다. AAM은 전기 동력을 기반으로 한 공중 교통체계로, 활주로 없이도 수직 이착륙이 가능하여 도시 내 효율적인 이동을 지원한다. 이러한 기술은 교통 체증을 해결하고, 이동 시간을 단축시키기 위한 대안으로 각광받고 있다. 현재 AAM의 대표적인 형식인 eVTOL (electric Vertical Take Off/Landing)은 전기 동력 항공기로, 해당 기체에 대한 다양한 설계와 기술이 연구되고 있다. 예를 들어 tilt ducted fan 방식의 eVTOL 항공기에 대한 초기 사이징 연구가 진행되었으며, 이 연구에서는 Bell Textron사의 Nexus 6HX 모델을 기반으로 이착륙 및 순항 중 발생하는 성능과 효율성을 분석하였다[1]. 또한, 특정 기체 구성을 따르지 않는 eVTOL의 초기 사이징 및 성능 산정 방법론을 통해 다양한 기체 형식의 성능을 평가할 수 있는 연구도 진행되고

있다[2]. 이외에도 eVTOL 형태의 UAV (Unmanned Aerial Vehicle)의 설계연구를 통해 기체의 초기 사이징 및 제조정에 중요한 기초 설계 방법론을 제공하고 있다[3]. 추가적으로 eVTOL 항공기의 모터 장착 각도에 따른 요추 제어 성능 분석을 통해 요추 제어의 효율성에 대한 연구도 활발히 이루어지고 있다 [4]. 이처럼 다양한 연구 개발이 진행되고 있는 eVTOL 항공기는 추진 방식에 따라 크게 세 가지로 분류된다. 첫째, Multi-rotor 방식은 무인 멀티콥터에서 착안한 형상이다. 모두 고정형 로터로 구성되어 있어 기술적 난이도가 낮아 제작이 상대적으로 간단하며 안정적인 특징을 가진다. 둘째, Lift & Cruise 방식은 이착륙을 위한 로터와 순항용 추진 장치가 분리된 형태로, 이착륙과 순항 시 각기 다른 장치가 추력 기능을 담당하여 효율적인 비행을 가능하게 한다. 이 방식은 Multi-rotor 방식보다 에너지 효율이 높으며, 위 특징을 바탕으로 Lift & Cruise 형상 UAM 축소기의 개발 및 비행시험을 통해 천이 및 역천이 과정에서의 에너지 소모와 비행 안정성

\* Corresponding Author

Manuscript received September 12, 2024; revised September 25, 2024; accepted October 16, 2024

양예찬: 충남대학교 항공우주공학과 석사과정(diddpcks12@cnu.ac.kr, ORCID<sup>®</sup> 0009-0004-8996-0725)

박성현: 충남대학교 항공우주공학과 석사과정(neonstars@o.cnu.ac.kr, ORCID<sup>®</sup> 0009-0003-5687-4508)

박준혁: 충남대학교 항공우주공학과 석사과정(aimhighsteve@o.cnu.ac.kr, ORCID<sup>®</sup> 0009-0006-5562-690X)

서빈: 충남대학교 항공우주공학과 석사과정(beanjoo@o.cnu.ac.kr, ORCID<sup>®</sup> 0009-0000-1878-6126)

김나경: 서울대학교 지능형우주항공시스템 석사과정(nakyungkim@snu.ac.kr, ORCID<sup>®</sup> 0009-0000-1886-1747)

정희조: 충남대학교 항공우주공학과 박사과정(jeaonghoijo@cnu.ac.kr, ORCID<sup>®</sup> 0000-0001-7034-2901)

석진영: 충남대학교 항공우주공학과 교수(jsuk@cnu.ac.kr, ORCID<sup>®</sup> 0000-0002-6886-9808)

김승균: 충남대학교 항공우주공학과 교수(skim78@cnu.ac.kr, ORCID<sup>®</sup> 0000-0001-6163-622X)

※ 본 논문은 정부(산업통상자원부)의 재원으로 한국산업기술평가관리원의 지원을 받아 수행된 연구임(No.20016463).

※ 본 논문은 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2021R1A5A1031868).

※ 본 논문은 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2021R1A2C2013363).

※ 이 논문은 2024 제39회 제어·로봇·시스템학회 학술대회에 초안이 발표되었음.

을 분석한 연구가 보고된 바 있다[5]. 마지막으로, Vecteded thrust 방식은 전기 추진 장치의 추력 방향을 변화시켜 수직 이착륙과 순항을 모두 수행하며, 이 방식은 다시 두 카테고리 나뉘게 된다. 로터가 회전하여 전진방향의 추력을 담당하는 Tilt-rotor 방식과 로터가 부착되어 있는 날개 전체가 회전하여 전진 추력을 발생시키는 Tilt-wing 방식이 있다. 이는 고도의 제어 기술이 요구되며 다양한 비행 상황에서 높은 유연성을 제공한다. 특히 Tilt-wing은 호버(정지 비행)에서 순항으로의 전환 시 매우 복잡한 제어 기술을 요구하며, 이러한 과정에서 자세 및 순항 제어를 최적화하는 연구가 활발히 이루어지고 있다[6,7].

현재 AAM 상용화를 위해서도 제어, 항법, 구조 등 다양한 항공 분야에서 연구가 진행 중이다. 예를 들어, 저고도에서 고밀도의 도심지 환경에서 AAM이 운용되기 위해 효율적이고 최적화된 경로 계획이 필수적이다. 이를 위해 모델 기반의 예측 제어 기법을 활용하여 실시간 궤적 추종 및 예상하지 못한 장애물에 대응하기 위한 연구가 이루어졌다[8]. 더 나아가, 도심 기류와 같은 환경적 요소를 고려한 A\* 알고리즘 기반의 비행 경로 계획 기법이 제안되었으며, 이를 통해 도심 내 풍속이 큰 위험 지역을 회피하는 방법이 연구되고 있다[9]. 또한, AAM의 상용화를 위해 필요한 기반시설인 버티포트 개발 역시 중요한 연구 분야로, 국내외에서는 이를 위한 다양한 기술적 접근이 시도되고 있다[10]. 이처럼, 다양한 분야에서 eVTOL과 AAM의 실현을 위한 연구가 진행되고 있으나, 축소 모델 기반의 Boxed-wing 형상 AAM 항공기에 대한 연구는 아직 미흡하다. Boxed-wing 형상은 Wolkovitch (1986)가 제안한 이래로 공력 효율성과 구조적 강성이 뛰어나며, 상부와 하부 날개의 연결을 통해 짧은 날개 길이로도 높은 양력 효율을 확보할 수 있다[11]. 그러나 기존 Boxed-wing 항공기는 고속 비행 시 발생하는 길항 항력(interference drag)으로 인해 효율성이 저하될 수 있으며, 구조적 복잡성으로 인한 제작 비용과 무게 증가의 문제가 존재한다. 본 연구는 이러한 단점을 극복하기 위해 제작 시 무게 경량화와 적절한 제원 선정을 통해 Boxed-wing 형상의 AAM 항공기 적합성을 검토하고자 하였다.

또한, eVTOL 항공기의 특성 상, MC (Multi Copter) 모드와 FW(Fixed Wing) 모드 간의 유기적인 모드 전환이 필수적이다. 이를 위해 전방 모터에 틸팅(tilting) 기술을 적용하여 모드 전환 시 항공기의 공중 기동성과 에너지 효율성을 향상시켰다. 이러한 설계 및 기술 개발 과정은 그림 1에 도식화 되어 있으며, 이는 실제 크기의 항공기를 개발하기 전에 기체의 전반적인 특성을 확인하고 검증할 수 있는 축소 모델 설계 및 제작에 적용된다.

실제 비행 시험에 앞서, 시뮬레이션 환경을 통해 주요 파라미터를 검증하는 것은 필수적이다. 현재 항공기를 비롯한 다양한 플랫폼에서 Gazebo Simulator를 활용한 시뮬레이션 연구가 활발히 진행되고 있다[12,13]. 또한, UAV 연구에서도 시뮬레이션과 실제 비행시험을 연계하여 성능을 검증하는 연구가 진행되어 왔다[14,15]. 본 연구에서도 Gazebo Simulator를 활용하여 초도 비행 시험 시, 안정적으로 임무를 수행할 수 있도록 시스템을 구축하였다. 시뮬레이션 과정을 수행하고

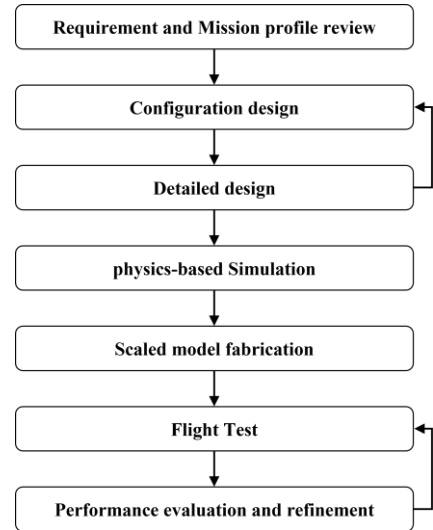


그림 1. 축소기 개발 프로세스.  
Fig. 1. Development process of the scaled-model.

비행시험을 수행하기 위해 비행제어 컴퓨터(FCC: Flight Control Computer: 이하 FCC)를 활용하여 비행 중 발생할 수 있는 다양한 상황에 신속하게 대응할 수 있는 제어 시스템을 구축하였다. 이와 유사하게, Lift & Cruise형 VTOL UAV의 비행 제어 알고리즘도 PX4 오픈 소스 시스템을 기반으로 개발되었으며, 실제 비행 시험을 통해 안정적이고 효율적인 비행 성능이 검증되었다[16]. 이를 바탕으로 실제 비행시험에 적용하여, 일정 수준의 제어 강건성을 유지하며 AAM 임무 프로파일을 성공적으로 수행하였다. 이에 본 논문에서는 운용 목적에 적합한 Boxed-wing 형상의 AAM 축소기를 설계하고, 그 성능을 확인하기 위한 시뮬레이션 및 비행 시험 연구를 수행한다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서 축소기 개발을, 3장에서 비행 시뮬레이션 환경과 결과에 대해 기술한다. 4장에서는 AAM 임무 프로파일을 만족하는 비행 시험과 그 결과를 다루며, 5장에서는 본 논문의 결론을 기술한다.

## II. 축소기 개발

본 연구에서는 4인승 항공기를 목표로, 기하학적 상사성을 중심으로 실 기체의 1/7 비율로 기체를 축소하였다. 또한, 실 기체와 축소기 간의 구조 및 재료 차이를 반영하여 축소기의 크기를 기반으로 구체적인 형상과 목표 중량을 추정하였다. 이를 통해 공기역학적 동등성을 확보하고자 하였으며, 현실적인 제한과 기술적 한계를 고려하여 축소기 개발의 실험적 목표를 효과적으로 달성할 수 있도록 설계를 진행하였다[17].

### 1. 임무 프로파일에 최적화된 형상 설계

AAM 항공기는 도심 속에서 승객이 탑승한 채 그림 2의 임무 프로파일을 수행하게 된다. 먼저, 버티포트에서 VTOL 방식으로 고도를 상승한다. 적정 비행 고도에 도달했을 때, 천이 과정을 수행하며 목표 지점까지 순항하며 비행한다. 이후, 역 천이 과정을 통해 다시 VTOL 방식으로 수직 하강하며 목적지에 착륙하게 된다. 따라서, 본 연구에서는 틸팅 추진

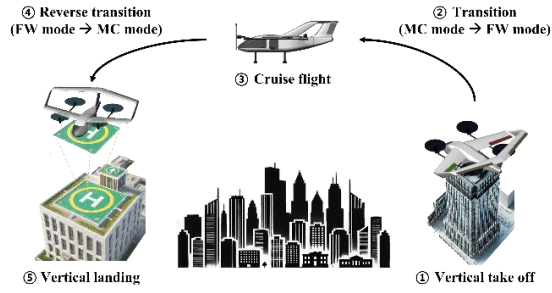


그림 2. AAM 임무 프로파일.

Fig. 2. AAM mission profile.

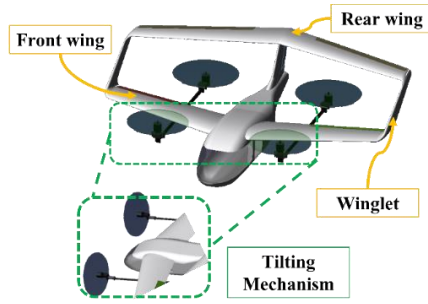


그림 3. 최종 설계 형상.

Fig. 3. Configuration of the final design.

방식을 채택하여 전이와 역전이 과정에서 공중 기동성과 에너지 효율성을 높이고, 운용 범위 확장이 가능하도록 하였다. VTOL 방식은 MC 모드에서 작동하며 4개의 로터를 통해 호버링과 상승, 하강 비행을 수행할 수 있다. 순항을 위해 FW 모드로 전환할 시에는 전방의 두 개 로터가 틸팅되어 전진 추력을 서서히 발생시키고, 완전 틸팅 시에는 후방 로터는 정지, 전방 로터만 작동한 채 전진비행을 수행한다.

본 연구에서는 구조-공기역학적 측면에서 다양한 설계 주안점을 반영하여 성능을 향상시켰다. 먼저, 전체적인 형상으로 box 형태의 날개 구조를 채택하여, 전통적인 날개 형상보다 짧은 날개 길이로도 충분한 날개 면적을 확보하였다. 이를 통해, 동체 내부의 효율적인 공간활용이 가능하며, 날개 구조물이 동체 내부의 무게중심 위치에 배치되지 않아 승객 탑승 공간을 극대화하고 탑승 시 안정감도 확보할 수 있었다. 전방 및 후방 날개는 winglet으로 결합되어 downwash flow를 줄임으로써 유도 항력을 감소시키는 동시에, 구조적 강성도 강화하였다. 꼬리 날개 구조에는 t-tail과 dorsal fin 방식을 적용하여 방향 안정성을 확보하고, 주익의 downwash로 인한 후류 간섭 영향을 최소화하였다. 또한, 후방 날개의 지지 구조를 통해 추가적인 구조적 강성도 확보하였다. 더불어, 비행 중 시야확보 및 로터 회전을 고려하여 탑승 동선과 출입문 위치를 설계함으로써 일반 승객들의 탑승 시 심리적 불안감을 최소화할 수 있도록 하였다. 최종 설계 형상은 그림 3과 같다.

## 2. 중량 추정 및 공력 해석

최대 이륙 총 중량(MTOW: Maximum Take Off Landing: 이하 MTOW)은 임무를 수행하기 위한 항공기의 전체 이륙 중량으로서 항공기의 전체 크기를 결정하는 설계 변수이다. 본

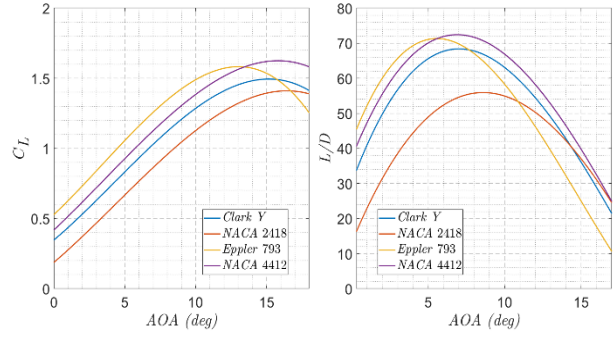


그림 4. 에어포일 공력해석.

Fig. 4. Aerodynamic analysis of the airfoils.

연구에서 항공기 중량은 설계 요구 조건에 따라 축소된 기체의 최대 이륙 총 중량을 추정하였으며, 식 (1)을 따른다[1].

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty} \quad (1)$$

AAM의 목적에 따라  $W_{crew}$ 는 승객 4명이 기준,  $W_{payload}$ 는 수하물의 중량을 나타낸다.  $W_{fuel}$ 는 각 임무를 수행하는 데 필요한 임무 연료 중량이며 본 연구에서는 전기추진 시스템의 추진 방식이므로 배터리의 중량으로 계산하였다.  $W_{empty}$ 는 동체, 엔진, 착륙장치, 항전 장비등의 중량을 의미하며,  $W_0$ 를 나타내는 MTOW는 7.6 kg을 목표로 설계하였다. 축소기 전방 및 후방 날개에 적용할 익형을 선정하기 위해, 공력 특성이 우수하고 제작이 용이한 4가지 익형을 먼저 선정하였다. 이후, ANSYS Fluent 2D CFD 프로그램을 활용하여 축소기 비행 환경에 적합한 저 레이놀즈 수 영역에서 공력해석을 수행하였으며, 받음각에 따른 양력계수와 양항비의 경향성을 비교 분석하였다. 해당 내용은 그림 4에서 확인할 수 있다.

2차원 에어포일 해석 결과, 전반적으로 NACA 4412의 공력 특성이 우수한 것을 알 수 있었다. 따라서 전방과 후방 날개에 해당 에어포일을 적용하였고, 목표 최대 이륙 총 중량은 7.6 kg, 목표 실속 속도는 12.5 m/s를 기준으로 날개 면적을 산출하였다. 이때, 식 (2)의 Prandtl's lifting line theory를 통해 2차원 날개의 최대 양력계수는 3차원 날개의 최대 양력계수로 변환하여 필요한 날개 면적을 산출하였다.

표 1. 축소기 설계 요구조건.

Table 1. Design requirements for the scaled-model.

Parameter	Scaled-model
Propulsion method	Electric propulsion (battery)
Wing area	0.641 m <sup>2</sup>
Wing span	1.58 m
M.A.C	0.263 m
Aspect ratio	6
MTOW	7.6 kg
Airfoil (front/rear)	NACA 4412
Cruise speed	22 m/s
Stall speed	12.5 m/s

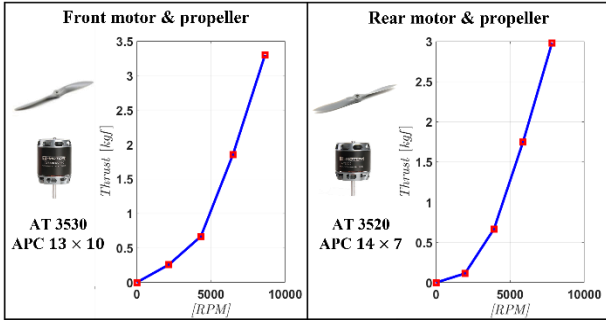


그림 5. 모터 추력테스트 결과.

Fig. 5. Motor thrust test results.

$$C_{L,max@3D} = \frac{C_{L,max@2D}}{1 + \frac{C_{L,max@2D}}{\pi A R e}} \quad (2)$$

$$S = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 C_{L,max@3D}} \quad (3)$$

이때, 날개의 종횡비 (AR: Aspect Ratio)는 실 기체의 날개 길이와 평균 시위 길이의 값을 바탕으로 얻어낸 값을 사용하였다. 이후, 목표 중량 및 실속 속도에 따른 필요한 날개면적을 산출하기 위해 식 (3)을 사용하였다[18]. 설계된 내용을 바탕으로 요구조건을 만족하는 설계 파라미터는 표 1과 같다.

### 3. 동력부 선정

eVTOL 프로펠러 항공기는 일반적으로 이착륙 시 가장 높은 추력이 요구된다. 따라서, 이륙 및 착륙 시 필요한 추력을 4개의 모터가 균등하게 분담하도록 설계하였다. 여유 추력을 확보하기 위해 기체의 총 추정 중량에 1.2배의 안전 계수를 적용하여 각 모터에 필요한 적정 추력을 산출하였다. 틸트형 항공기는 기체 특성상 리프트 모터가 고정익 모터의 역할도 함께 수행하므로, collective pitch가 없는 상황에서는 두 가지 역할을 모두 수행할 수 있는 적합한 프로펠러를 선정하는 것이 매우 중요하다. 따라서, 전방과 후방의 동력부 사양을 상이하게 설계하였으며, VTOL 임무 시 발생할 수 있는 추력 차이에 따른 모멘트 변화를 고려하여, 모멘트암의 길이를 조정함으로써 추력 균형을 확보하였다. 이러한 설계 요구 사항을 반영하여 모터와 프로펠러를 선택할 때, 상용 제품을 대상으로 다양한 조합을 비교 분석하였으며, 각 조합에 대해 추력 테스트를 수행하여 데이터를 확인하였다. 최종적으로 최적의 모터 및 프로펠러 조합을 도출하였으며, 그림 5는 선정된 모터 및 프로펠러 조합의 RPM (Revolutions Per Minute) 대비 추력 그래프를 나타낸다.

### 4. 축소기 제작

앞서 확보한 설계 파라미터와 제원을 바탕으로, 그림 6에서 볼 수 있듯이 총 3대의 축소기를 제작하였다. Version 1은 초도 비행에서 발생할 수 있는 다양한 문제점을 사전에 파악하고 전반적인 시스템을 검증하기 위해 제작되었다. 이에 따라, 설계된 외형과 동일한 형상을 유지하면서도, 동체 및 날개 구조물 등 주요 파트를 foam core 구조로 제작하여 형상 수리의 용이성을 높였다. Version 2는 비행 성능 검증과 제어 파라미터를 최적화를 목적으로 제작되었으며, 동체와 윙렛은 CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic) 방식을, 날개 구조물은 foam core와 항공 합판을 혼합하여 경량성과 강성을 모두



그림 6. 축소기 제작 형상.

Fig. 6. Configuration of the scaled-model.

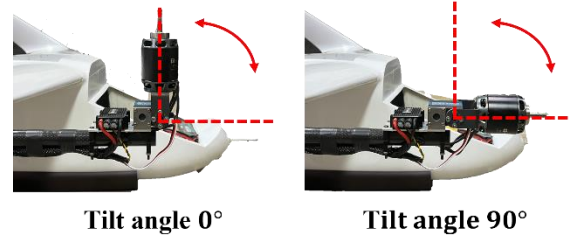


그림 7. 틸트 추진 방식 구조.

Fig. 7. Structure of the tilt propulsion system.

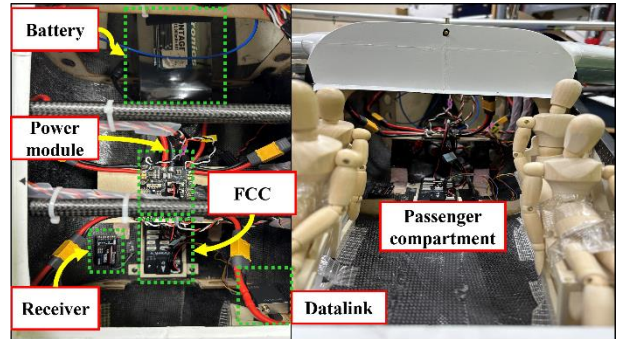


그림 8. 축소기 내부 시스템 및 승객 탑승 공간 구성.

Fig. 8. Layout of internal systems and passenger compartment in the scaled-model.

확보하였다. 마지막으로 Version 3는 AAM 임무 프로파일을 수행하기 위한 최종 목적으로 제작되었으며, 제작 방식은 Version 2와 동일하나, 더 가벼운 foam core 재료를 사용함으로써 경량화하였다. 추진 시스템 측면에서, 틸트 추진 방식은 그림 7과 같이 모터와 기체 접합부에 T자형 플레이트를 결합하여, 추력벡터가 0°에서 90°로 변화할 수 있도록 설계되었다. 이를 통해 MC 모드와 FW 모드 간의 전환이 원활하게 이루어질 수 있도록 하였다. 그림 8은 제작한 축소기의 장비 배치와 승객 탑승 공간 구성을 보여준다.

## III. 비행 시뮬레이션

### 1. SILS 환경 구축

실제 비행 시험 전에 시뮬레이션 단계에서 축소기의 특성 및 성능을 확인하기 위해 SILS 환경을 구축하였다. 해당 환경은 Linux Ubuntu OS를 사용하였으며, 자세한 프로그램은 표 2에 나타내었다. 이 프로그램들은 그림 9의 구성처럼 상호 연동되어 SILS가 실행된다. 먼저, PX4 toolchain은 PX4 비행 제어 소프트웨어를 개발하고 관리하는 도구로, Gazebo Simulator와 연동하여 SILS를 수행한다. Gazebo Simulator는 실제 환경

표 2. SILS 구성 프로그램.

Table 2. SILS configuration programs.

SILS components	Programs and Tools
GCS	Qgroundcontrol
Simulator	Gazebo 9
Communication Protocol	MAVLink
Simulation Builder	PX4 toolchain

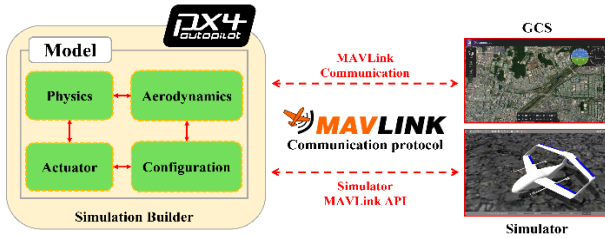


그림 9. SILS 구성 다이어그램[19].

Fig. 9. SILS configuration diagram [19].

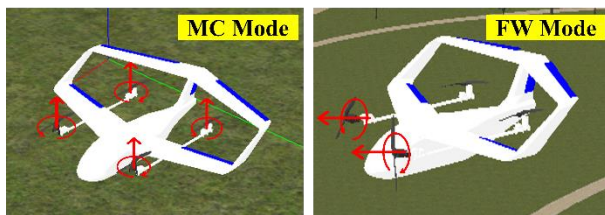


그림 10. Gazebo Simulator에서 축소기 형상.

Fig. 10. Scaled-model configuration of Gazebo Simulator.

을 모사하기에 적합한 프로그램으로써 현실 세계의 물리 법칙을 쉽게 구현할 수 있고, 다양한 플러그인으로 기체의 동특성을 확인하고 명령 할당이 용이하다. Gazebo Simulator에서 실행되는 모델은 XML (eXtensible Markup Language) 기반의 SDFFormat (Simulation Description Format) 파일로 정의되며, 가상 환경에서 기체의 물리적 특성, 공력 특성, 구동부 시스템 등을 정의할 수 있다. 이를 통해, 정의된 시스템 환경에서 시뮬레이션을 수행하며 실제 비행과 동일한 방식으로 파라미터와 제어 이득 등을 효과적으로 조정할 수 있다. 구현된 SILS는 GCS (Ground Control System)와 MAVLink 프로토콜을 이용하여 통신하며, 이를, 천이, 착륙 등의 임무를 명령하고, 실시간으로 기체의 상태를 모니터링할 수 있다. 그림 10은 Gazebo Simulator에서 최종적으로 구현된 AAM 축소기의 형상이다.

## 2. 비행 제어 파라미터 선정

SILS 환경에서 획득한 비행 로그는 실제 비행 로그와 동일한 정보를 획득할 수 있다. 따라서, 해당 로그 분석을 바탕으로 임무를 안정적으로 수행할 수 있도록 내부 파라미터를 수정하였다. 수직 방향 이륙 및 착륙은 MC 모드로 진행하며, 명령이 주어지면 mixer를 거쳐 각 모터의 정규화된 스로틀(throttle) 입력으로 추력을 결정하게 된다. 반면에 순항 비행은 FW 모드로 진행하며, TECS (Total Energy Control System)를 통해 속도와 고도를 관리하며, 동일하게 mixer를 통해 추력

을 결정한다. 그러므로 천이 비행에서 서로 다른 추력 기법의 두 비행 모드를 전환하는 파라미터를 최적화하는 것이 중요하다. 특히, Tilt-rotor 방식의 기체는 추력 방향과 양력 발생 방식의 변화로 인해 불안정해질 수 있다. PX4의 천이 비행 과정에서는 AAM 속도가 사전에 정의된  $V_{Blend}$ 에 도달하면,  $v_{MC}$ 와  $v_{FW}$ 에 해당하는 명령 입력이 그림 11처럼 가중치가 교차되기 시작한다.  $V_{Blend}$ 는 MC 모드에서 FW 모드로 전환되는 임계 속도로, MC 모드의 명령 가중치가 점차 감소하고 FW 모드의 명령 가중치가 증가하는 속도 지점이다. 이 속도에 도달하면 전진 추력에 의해 AAM 속도가 점차 증가하고,  $V_{Trans}$ 를 통과하면 오직  $v_{FW}$  명령 입력만으로 제어가 이루어진다. 이 과정에서 틸트 각도( $\theta_{MC}$ ,  $\theta_{trans}$ ,  $\theta_{FW}$ )는 MC 모드에서 천이를 거쳐 FW 모드로 안정적으로 전환될 수 있도록 중요한 역할을 한다. 예를 들어,  $V_{Trans}$ 가 지나치게 크면, 천이 과정에서 FW 모드로 전환될 때, 매우 높은 속도가 요구되며, 해당 속도를 충분히 확보하지 못하면 FW 모드로 전환이 이루어지지 않을 수 있다. 또한,  $\theta_{trans}$ 의 각도가 너무 작거나 크면 충분한 속도를 내지 못하거나 과속할 가능성이 있다. 이는 앞서 언급한  $V_{Trans}$ 와  $V_{Blend}$ 에도 영향을 미치므로, 이러한 파라미터들의 적절한 조정이 필수적이다. 따라서 속도에 따라 명령 입력의 가중치가 달라지며, 각 단계에서 모터의 틸트 각과 속도의 변화를 분석하여 반복적인 SILS 과정을 통해 안정적인 천이 임무를 수행할 수 있었다. 시뮬레이션에서 소개한 천이 제어 파라미터 및 FW 모드의 파라미터는 순차적으로 조정되었으며, 최종 결정된 천이 제어 파라미터는 표 3에 나타났다.

그림 12는 반복적인 파라미터 수정을 통해 최종적으로 구현된 waypoint 비행 경로와 이때의 종축 및 횡축에 대한 제어 반응을 나타낸다. SILS 환경에서 AAM 임무 프로파일을 기반으로 비행 경로를 설정하였으며, 해당 경로를 기체가 적절히 추적하는 모습을 확인하였다. 이 과정에서 종축과 횡축의 오일러 각에 대한 RMSE (Root Mean Squared Error)는 각각 1.7118, 0.61352로 나타났으며, 각속도의 RMSE는 6.6125, 3.0827의 값으로 측정되었다. 일반적으로 항공기의 자세 오차는  $\pm 2$ 도 이내가 바람직하며, 본 연구에서는 이를 기준으로

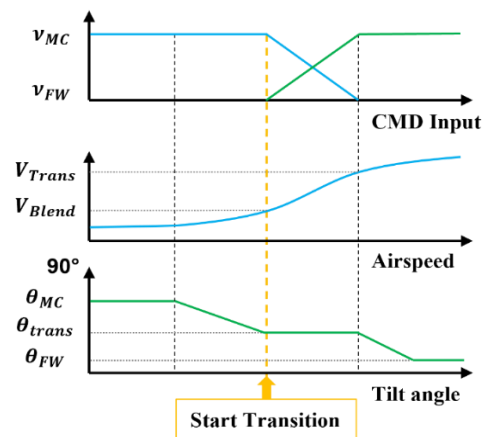


그림 11. PX4 천이 제어 파라미터.

Fig. 11. PX4 transition control parameter.

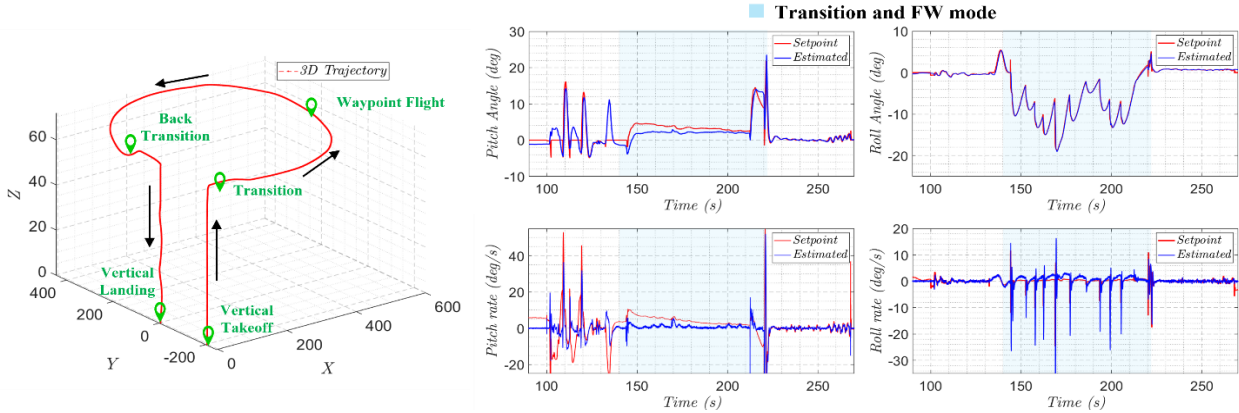


그림 12. 시뮬레이션 결과(Round-trip 비행, 자세).  
 Fig. 12. Simulation results (Round-trip flight, attitude).

표 3. SILS 최종 천이 제어 파라미터.

Table 3. SILS final transition control parameter.

Description	Parameter	Value
Airspeed to blend MC and FW controls	$V_{Blend}$	8 m/s
Airspeed for transition to FW mode	$V_{Trans}$	18 m/s
Tilt angle during transition	$\theta_{trans}$	0.6 (36 deg)
Tilt angle in FW mode	$\theta_{FW}$	1 (0 deg)
Tilt angle in MC mode	$\theta_{MC}$	0 (90 deg)

표 4. SILS 모델의 자세 오차(RMSE).

Table 4. SILS model attitude error (RMSE).

RMSE	Angle	Angular rate
Pitch	1.7118	6.6125
Roll	0.61352	3.0827

시뮬레이션 상에서 안정적인 제어 성능을 확인하였다. 이러한 시뮬레이션 결과는 비행 시험에서도 유사한 제어 성능을 기대할 수 있음을 보여주며, 이를 바탕으로 실제 비행 시험을 통해 성능을 검증할 수 있는 기반을 마련하였다.

#### IV. 비행시험

##### 1. 비행 시험 환경 구축

본 연구에서는 Boxed-wing 형태의 AAM 축소기 3대를 제작하였으며, 비행 시험을 위한 환경 구축은 다음과 같이 진행되었다. 주요 장비의 세팅은 그림 13에 나타나 있으며, 비행 제어는 PX4 오픈소스 비행제어 컴퓨터를 통해 이루어졌다. GCS와 FCC간의 통신은 2.4GHz 주파수 대역의 datalink를 사용하였으며, airspeed sensor를 활용하여 축소기의 비행 속도를 실시간으로 추정하였다. 또한, 모터와 서보를 비롯한 전력 소비 장비는 power module을 통해 안정적으로 전력을 공급받았다.

##### 2. 비행 시험

축소 모델의 비행 시험은 설계 및 시뮬레이션을 통해 확보된 데이터를 검증하기 위해 [지상 시험 - 안전줄 비행 시험 - 비행 시험]의 순서로 단계별 시험 절차를 진행하였다. 먼저,

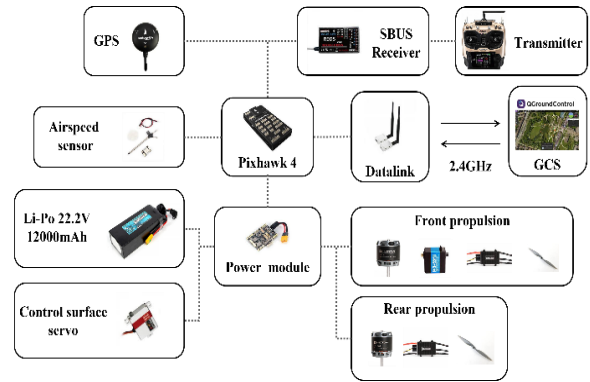


그림 13. 비행 시험 하드웨어 구성.

Fig. 13. Flight test hardware configuration.

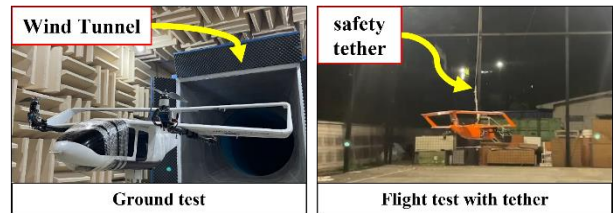


그림 14. 축소기의 지상 시험 및 안전줄 시험.

Fig. 14. Ground test and tethered test of the scaled-model.

중형 아음속 풍동을 활용하여 비행 환경을 모사한 지상 시험을 실시하였으며, 이를 통해 FW 모드에서 기체의 비행 특성 및 자세 회복 능력을 포함한 비행 안정성을 확인하였다. 이후, 안전줄을 사용하여 MC 모드에서의 비행 시험을 수행하였다. 초도 안전줄 비행 시험에서는 시뮬레이션을 통해 얻은 MC 모드의 파라미터를 적용하였으며, 비행 시험을 통해 더욱 강건한 제어 파라미터를 확보하였다. 그림 14는 축소기의 지상 시험 및 안전줄 시험 과정을 보여준다.

MC 모드에서의 반복적인 비행시험을 통해 안정적인 제어 파라미터를 확보한 후, 천이 및 FW 모드 비행 시험을 수행하였다. 초기 천이 과정에서는 기체의 고도가 다소 급격히 하강하는 문제가 있었으나, 이를 해결하기 위해 주요 파라미터인 틸트 각도와 천이 속도를 조정하였다. 구체적으로, 틸트 각도는 초기 36도에서 45도로 조정하여 수직 방향의 추력을

증가시켜 고도 강하를 줄였다. 또한, 천이 속도는 18 m/s에서 16 m/s로 줄임으로써 천이 시간을 단축하고, 기체가 더욱 빠르게 고정익 모드로 진입할 수 있도록 설계하였다. 이는 천이 시간이 길어질수록 수직 추력이 감소하여 고도 강하가 커질 위험이 있다고 판단하였고, 이에 따라 천이 시간을 줄이는 것이 고도 변화를 최소화하는 데 효과적일 것으로 보았다. 따라서, 표 5와 같이 주요 파라미터를 조정한 결과, 천이 비행 중 고도 강하가 완화되었음을 그림 15를 통해 확인할 수 있다. 그림 16은 천이 과정에서 속도에 따라 변화하는 틸트 각도 변화를 시각적으로 보여준다. 천이 명령이 인가되면 기체는  $V_{Blend}$  속도에 도달할 때까지 틸트 각도가 점진적으로 줄어들며, 이 시점에서 천이 비행이 시작된다. 이후  $V_{Trans}$  속도에 이르면 틸트 각도는 완전히 수평에 가까운 상태로 전환되며,  $V_{Trans}$  를 지나면 기체는 고정익 모드로 전환된다. 이러한 속도 기반 틸트 로직을 통해 기체는 고정익 모드로의 전환을 안정적으로 수행하였다.

표 5. 비행 시험을 통한 주요 파라미터 조정.

Table 5. Key parameter adjustments through flight testing.

Parameter	Before	After
$\theta_{trans}$	0.6 (36 deg)	0.5 (45 deg)
$V_{Trans}$	18 m/s	16 m/s

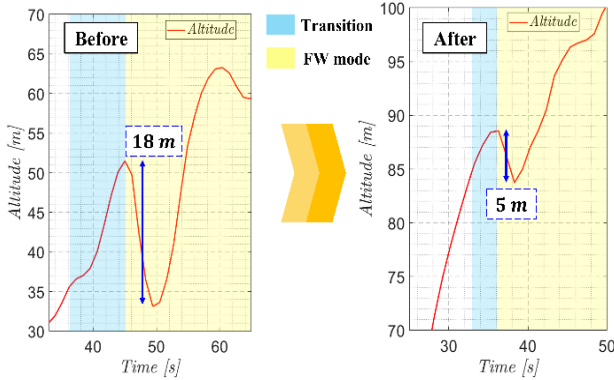


그림 15. 파라미터 조정을 통한 고도 강하 완화.  
Fig. 15. Reduction in altitude loss through parameter adjustment.

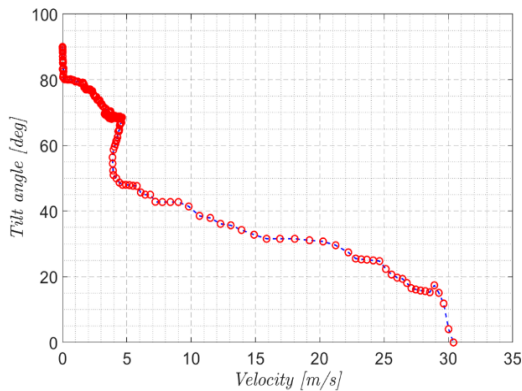


그림 16. 천이 과정 시, 속도에 따른 틸트 각도 변화.  
Fig. 16. Variation in tilt angle as a function of speed during the transition phase.

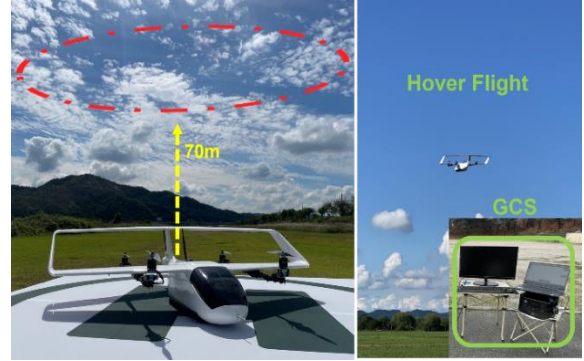


그림 17. 임무 프로파일 검증을 위한 비행 시험.  
Fig. 17. Flight tests for mission profile verification.

비행 시험의 마지막 단계에서는 천이가 완료된 후 FW 모드로 전환된 기체의 성능을 평가하였다. 그림 17은 임무 프로파일을 검증하기 위한 비행 시험 환경을 보여주며, 그림 18은 AAM 축소기가 임무 프로파일을 수행한 비행 데이터를 나타낸다. 이 과정에서 FW 모드에서 기체의 성능을 평가하기 위해 비행 속도, 고도, 피치 각도, 스로틀, 전력 소비 등의 주요 데이터를 분석하였다. 속도 데이터에서는 천이 구간을 거쳐 고정익 모드로 전환된 후 기체가 약 30 m/s 부근에서 속도를 일정하게 유지하는 모습을 보였다. 이는 고정익 모드로 진입한 기체가 안정적인 비행 상태에 도달했음을 의미한다. 다만, 설계된 순항 속도는 약 22 m/s로 설계하였으나, 실제 비행에서는 다소 높은 속도가 필요했던 것으로 나타났다. 이는 기체 설계와 비행 중 발생하는 양력 간의 미세한 차이에서 기인할 수 있으며, 부족한 양력을 보완하기 위해 기체의 속도를 증가시켜 비행 성능을 확보한 결과로 해석될 수 있다. 고도 데이터에서는 MC 모드에서 천이 구간을 거치며 고도가 지속적으로 상승하다가, 약 100 m 부근에서 고정익 비행을 수행하고, 역 천이 과정을 거쳐 다시 MC 모드로 서서히 하강하는 과정을 볼 수 있다. 이러한 고도 변화는 기체가 임무 프로파일에 따라 안정적으로 상승 및 하강을 수행했음을 알 수 있다. 고정익 비행 시 종축의 오일러 각인 피치 각도의 안정적인 제어는 비행 성능에 필수적인 요소로 작용한다. 본 연구의 비행 시험에서 종축 오일러 각의 RMSE가 4.9217로 높게 측정되었는데, 이는 고정익 모드에서 명령값과 추정값 간에 발생한 오프셋과 관련이 있다. 이 오프셋은 축소기의 높은 정적 안정성으로 인해 기체가 원래 자세로 복원하려는 피칭 모멘트를 지속적으로 생성하면서 명령된 피치 각도를 충분히 추종하지 못한 결과로 해석된다. 이러한 종축 제어력의 부족을 보완하기 위해서는 하드웨어적으로는 조종면의 면적을 확장하거나, 소프트웨어적으로는 고정익 모드에서 제어 이득을 추가 조정하여 안정적인 종축 제어력을 확보할 필요가 있다. 스로틀 입력의 경우, MC 모드에서 FW 모드로 전환되면서 점차 줄어드는 경향을 볼 수 있었는데, 이는 천이 과정을 거치며 요구되는 높은 추진력을 충족한 후, 고정익 모드에서 효율적인 추진력 제어가 이루어진 것으로 볼 수 있다. 마지막으로, 전력 소비 데이터는 스로틀의 정도에 따라 유사한 경향이 나타났으며, 고정익 모드로 전환된 이후 전력 소비가 안정화되었다. 전체적으로, Boxed-wing

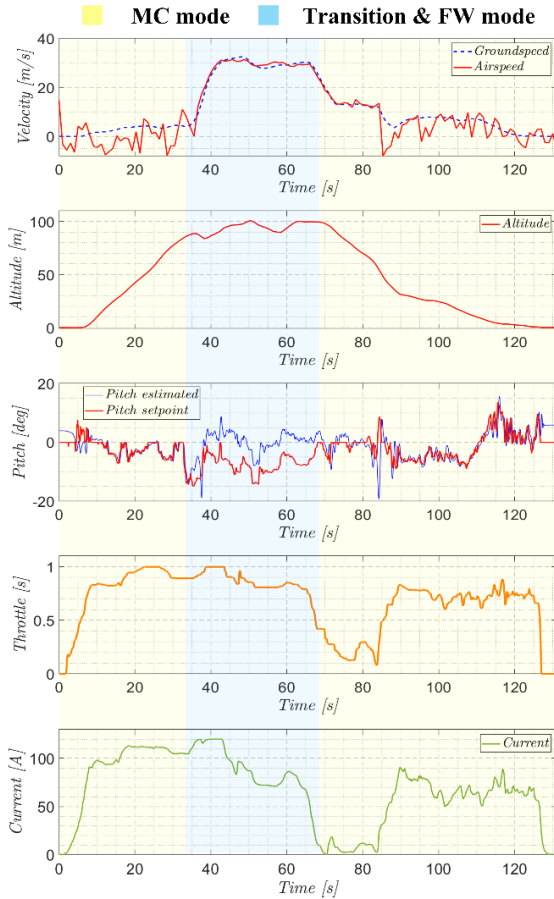


그림 18. 비행시험 데이터.

Fig. 18. Flight test data.

형태의 AAM 축소기는 임무 프로파일 및 비행 모드에 따른 제어가 안정적으로 유지되었으며, 이를 통해 기체가 다양한 비행 조건에서 임무를 성공적으로 수행할 수 있음을 확인하였다.

## V. 결론

본 연구에서는 Boxed-wing 형태의 AAM 축소기를 설계하고, 시뮬레이션 및 비행 시험을 통해 기체의 성능을 검증하였다. 초기 시뮬레이션을 통해 제어 파라미터를 사전에 검토했으나, 실제 비행에서는 반복적인 비행 시험을 통해 파라미터를 조정하여 더 정교한 제어 성능을 확보할 수 있었다. 특히, 천이 과정에서 고도 변동과 피치 각도 문제를 해결하며, 안정적인 비행 성능을 달성하였다. 결과적으로, 본 연구는 AAM 상용화를 위한 기초 기술 개발에 기여하며, 향후 기체 설계와 테스트의 중요한 기반을 제공할 것으로 기대된다.

## REFERENCES

[1] S. G. Lee, B. S. Ko, S. H. Ahn, and H. Y. Hwang, "Initial sizing of a tilt ducted fan type eVTOL for urban air mobility," *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, vol. 29, no. 3, pp.52-65, 2021.  
doi: <https://doi.org/10.12985/ksaa.2021.29.3.052>

[2] R. W. Hascaryo and J. M. Merret. "Configuration-independent initial sizing method for UAM/eVTOL vehicles," *American Institute of Aeronautics and Astronautics Aviation 2020 Forum*,

2020.

[3] M. Tyan, N. Van Nguyen, S. H. Kim, and J. W. Lee, "Comprehensive preliminary sizing/resizing method for a fixed wing-VTOL electric UAV," *Aerospace Science and Technology*, vol. 71, pp. 30-41, 2017.  
doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.09.008>

[4] D. W. Jeong, B. J. Kim, and J.-H. Moon, "Analysis of yaw-axis control performance according to motor canted angle of eVTOL aircraft," *International Journal of Control, Robotics and Systems*, vol. 30, no. 2, pp.109-115, 2024.  
doi: <https://doi.org/10.5302/J.ICROS.2024.23.0206>

[5] D.-H. Hwang, Y.-D. Yoo, and J.-H. Moon, "Development and flight test analysis of lift+cruise type scaled UAM," *International Journal of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 30, no. 2, pp.134-141, 2024.  
doi: <https://doi.org/10.5302/J.ICROS.2024.23.0205>

[6] D. Rohr, T. Stastny, S. Verling, and R. Siegwart, "Attitude and cruise control of a VTOL tiltwing UAV," *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol. 4, no. 3, pp.2683-2690, 2019.  
doi: <https://doi.org/10.1109/LRA.2019.2914340>

[7] A. Misra, S. Jayachandran, S. Kenche, A. Katoch, A.Suresh, E. Gundabattini, S. K. Selvaraj, and A. A. Legesse, "A review on vertical take-off and landing (VTOL) tilt-rotor and tilt wing unmanned aerial vehicles (UAVs)," *Journal of Engineering*, vol. 2022, no. 1, 2022.  
doi: <https://doi.org/10.1155/2022/1803638>

[8] N.-K. Kim, I.-R. Kim, S.-K. Kim, and J.-Y. Suk, "Corridor tracking using model predictive control for urban air mobility," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 30, no. 8, pp. 793-803, Aug. 2024.  
doi: <http://doi.org/10.5302/J.ICROS.2024.24.0113>

[9] M. C. Kim, G. E. Guerra-Padilla, and K. H. Yu, "Flight path planning method for UAM considering urban airflow based on A\* algorithm," *International Journal of Control, Robotics and Systems*, vol. 29, no. 11, pp.914-920, 2023.  
doi: <https://doi.org/10.5302/J.ICROS.2023.23.0066>

[10] S. W. Cho, J. H. Moon, S. H. Kim, D. K. IM, D. G. Lee, and H. K. Cho, "Research and development trend of the urban air mobility and vertiport system," *Journal of Institute of Control, Robotics, and Systems (in Korean)*, vol. 30, no. 1, pp.12-19, 2024.

[11] J. Wolkovitch, "The joined wing – An overview," *Journal of Aircraft*, vol. 23, no. 3, pp. 161-178, Jan. 1985.  
doi: <https://doi.org/10.2514/3.45285>

[12] H. J. Kim, S. M. Kang, and D. H. KIM, "Development of autonomous driving algorithm for robots in high-rise buildings using gazebo simulator," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 28, no. 8, pp.758-767, 2022.  
doi: <https://doi.org/10.5302/J.ICROS.2022.22.0093>

[13] D. H. Seo, J. H. Shin, and H. K. Yoon, "Linear system and integral error-based LQR controller design for path following of an unmanned surface vessel," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 28, no. 6, pp.551-557, 2022.  
doi: <https://doi.org/10.5302/J.ICROS.2022.22.0036>

[14] T. K. Kim, S. K. Kim, and J. Y. Suk, "Formation flight simulation and flight test of multiple ducted-fan UAV," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, vol.25, no. 5, pp.398-406, 2019.  
doi: <https://doi.org/10.5302/J.ICROS.2019.19.0047>

- [15] T. K. Kim, H. J. Jeong, S. Y. Kim, I. R. Kim, S. K. Kim, and J. Y. Suk, "Design and Flight Testing of the Ducted-fan UAV Flight Array System," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 107, no. 3, pp.32, 2023  
doi: <https://doi.org/10.1007/s10846-023-01821-6>
- [16] D. H. Ko, D. H. Won, D. Y. Kim, J. S. Jeong, J. W. Lee, D. J. Lee, and I. S. Hwang, "The development and verification of flight control algorithm for a lift + cruise type tandem-wing VTOL UAV using PX4," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 52, no. 6, pp.453-461, 2024.  
doi: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2024.52.6.453>
- [17] S. Bogos and I. Stroe, "Similarity criteria for "full" and "scale" aircraft on the lateral stability analysis," *UPB Scientific Bulletin, Series D*, vol. 74, no. 4, pp. 13-26, 2012.
- [18] A. M. Kamal and A. Ramirez-Serrano, "Design methodology for hybrid (VTOL + Fixed Wing) unmanned aerial vehicle," *Aeronautics and Aerospace Open Access Journal*, vol. 2, no. 3, pp.165-176, 2018.  
doi: <https://doi.org/10.15406/aaaj.2018.02.00047>
- [19] <https://docs.px4.io/main/>
- [20] Y. C. Yang, S. H. Park, J. H. Park, B. Seo, J. H. Min, N. K. Kim, S. K. Kim, and J. Y. Suk, "Development of a scale-model UAM aircraft through simulation and flight testing," *Proc. of 2024 39th ICROS Annual Conference (in Korean)*, Daejeon, Korea, pp.401-402, July, 2024.



**서 빈**

2024년 충남대 항공우주공학과(공학사), 2024년~현재 충남대 항공우주공학과 석사과정 재학 중. 관심분야는 회전익 항공기 제어기 설계.



**김 나 경**

2024년 충남대 항공우주공학과(공학사), 2024년~현재 서울대 협동과정 지능형 우주항공시스템전공 석사과정 재학 중. 관심분야는 재사용 우주비행체 설계 및 열공력 해석.



**정 희 조**

2017년 충남대 항공우주공학과 학사. 2019년 충남대 항공우주공학과 석사. 2019년~현재 충남대 항공우주공학과 박사과정 재학 중. 관심분야는 VTOL 천이 제어, 동축 반전 헬리콥터 자세 제어, 충돌 회피.



**양 예 찬**

2024년 충남대 항공우주공학과(공학사), 2024년~현재 충남대 항공우주공학과 석사과정 재학 중. 관심분야는 무인항공기 유도제어, 충돌회피, 체계종합 및 비행시험.



**석 진 영**

1992년 서울대 항공우주공학과 졸업. 1994년 동대학원 석사. 1998년 동 대학원 박사. 2001년~현재 충남대학교 항공우주 공학과 교수. 관심분야는 무인항공기 비행제어 및 응용.



**박 성 현**

2024년 충남대 항공우주공학과(공학사), 2024년~현재 충남대 항공우주공학과 석사과정 재학 중. 관심분야는 무인항공기 최적제어, 유도법칙, 체계종합 및 비행 시험.



**김 승 군**

2002년 서울대 기계항공공학부 석사. 2008년 서울대 기계항공공학부 박사. 2008년~12년 영국 Cranfield Univ 연구원 / 조교수. 2012년~ 현재 충남대학교 항공 우주공학과 교수. 관심분야는 소형비행체, 비선형/지능제어, 의사결정.



**박 준 혁**

2024년 충남대 항공우주공학과(공학사), 2024년~현재 충남대 항공우주공학과 석사과정 재학 중. 관심분야는 UAM 유도 및 제어.