

## Flightlab을 활용한 정밀 Lift-Cruise 동역학 모델 구현과 검증

# Implementation and Verification of Precise Lift-Cruise Dynamics Model Using Flightlab

노치성 · 김다니엘\*

대한항공 소프트웨어 개발센터

Chi-sung Roh · Daniel Kim\*

Software Development Center, Koreanair, Korea

### [요 약]

본 논문은 도심항공교통(UAM; urban air mobility) 시뮬레이션 제작을 위해 회전익 모델링과 성능 분석에 특화된 프로그램인 flightlab을 활용하여 정밀 동역학 모델을 구축하였다. flightlab은 저고도 및 도심풍에 의해 로터의 상세 공력 특성이 요구되는 UAM 상세 모델링에 적합하다. 따라서, 본 연구에서는 flightlab을 활용하여 UAM 기체 형상으로 주목받고있는 분산추진방식의 lift-cruise UAM 모델을 UAM 모델 구현 및 성능 분석을 수행하였다. lift-cruise 형상의 UAM 모델은 수직 이착륙과 고정익 비행 을 각각 담당하는 모터들로 구성된 비행체이다. 현 시점에서는, UAM 모델링에 대한 flightlab 활용 사례가 부족하며, 기존의 고정익이나 드론 모델로는 충분한 평가를 수행하기에는 어렵다. 이에 따라, 본 연구에서는 동일한 lift-cruise 형상의 모델을 matlab을 이용해 구현하고 성능을 확인한 후, flightlab에서의 결과와 비교하여 모델링의 타당성을 심층적으로 검토하였다. 이 과정을 통해 flightlab을 활용한 UAM 상세 모델링의 가능성을 탐구하고, 미래 교통사업 기술적 진보에 이바지하고자 한다.

### [Abstract]

This paper constructs a precise dynamics model using flightlab, a specialized program for rotor modeling and performance analysis, to simulate urban air mobility (UAM). flightlab is well-suited for detailed modeling of UAM, particularly requiring detailed aerodynamic characteristics under high-altitude and urban wind conditions. The study focuses on implementing and analyzing a lift-cruise UAM model with distributed propulsion using flightlab. The lift-cruise model integrates motors for vertical take-off and fixed-wing flight. Given the limited specific examples of such UAM models in flightlab and challenges in evaluating with conventional fixed-wing or drone models, this research implements and verifies the lift-cruise model using matlab, comparing its performance against flightlab results to validate the modeling approach. This research aims to explore the potential of flightlab for detailed UAM modeling and contribute to technological advancements in future urban transportation.

**Key word** : Flightlab, Urban air mobility (UAM), Flight simulation system, Nonlinear 6 DOF modeling.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2024.28.4.386>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 7 July 2024; Revised 27 August 2024

Accepted (Publication) 29 August 2024 (30 August 2024)

\*Corresponding Author; Daniel Kim

Tel: +82-42-868-6047

E-mail: [danielkim@koreanair.com](mailto:danielkim@koreanair.com)

## I. 서론

UAM (urban air mobility) 시장은 확산을 넘어 각종 행사 및 컨퍼런스 등에 빠지지 않고 등장하며, 비행 시장에 큰 촉을 차지하게 되었다. 이와 함께 현재 진행형으로 여러 UAM 관련 연구 및 개발이 진행되고 있으며, 그중 UAM 시뮬레이터 개발은 한국 제조업혁신 3.0에 따른 13개 산업 엔진 프로젝트 중 고속·수직 이착륙 무인항공기, 미래형 가상 훈련시스템 항목에 포함될 만큼 국내 사업에서 가장 주목받는 사업 아이템 중 하나로 거론된다.

UAM 연구 개발에서 시뮬레이터 기술 개발이 중요한 요소로 자리 잡게 된 이유는 항공기 개발 과정 내 초기 설계 과정부터 개발 및 검증단계에까지 제어시스템의 성능과 비행 안정성 등의 평가에 필수적으로 사용되는 요소이기도 하며, UAM은 다양한 비행 시나리오를 많이 테스트해 봐야 하는데, 현재 기술로는 짧은 비행거리와 낮은 배터리 효율로 인해 실제 테스트가 부적합하다는 문제도 거론되기 때문이다. 그뿐만 아니라 도심 환경 검증과 같이 실제 환경에서 테스트 위험성이 높은 경우는 소프트웨어로 구성된 환경과 실제 하드웨어를 장착한 시뮬레이터로 실시간 시뮬레이션으로 대체하여 테스트 및 검증하는 방안이 대체 불가하여 UAM 시뮬레이터 기술 개발은 UAM 연구 개발에서 중요한 요소 중 하나이다.

이에 따라 대한항공에서는 자체적으로 개발 진행 중인 시뮬레이터에 대하여 보다 높은 성능을 가지는 비행체 모델링 프로그램을 사용하여 시뮬레이터와 연동 및 개발을 진행하고 있다. 이때 사용하는 비행체 모델링 프로그램은 회전익 모델링 & 성능 분석에 특화된 Flightlab을 사용하고 있다.

Flightlab을 활용하여 시뮬레이터에 연동 및 적용 사례가 다양하다. 참고문헌[1]의 경우 TM(transport model)을 구현하여 외부 시뮬레이터에 연동 및 테스트하였으며, 참고문헌[2] 역시 한국항공우주산업에서 보유한 기존 시뮬레이터와 Flightlab을 활용한 헬리콥터 모델의 연동인터페이스 개발 내용을 다루고 있다. 참고문헌[3]에서도 소형 무인항공기 개발을 위해 Flightlab을 사용하였다.

위와 같이 대부분의 Flightlab 활용 방안은 헬기형 회전익 모델링에 국한되어 있으며, tilt-rotor, Lift-cruise와 같은 UAM 모델을 구현 및 활용한 사례는 없다고 확인된다. 따라서 본 논문에서는 Flightlab을 활용하여 Lift-cruise 모델을 구현하고, matlab과 같은 타 프로그램을 활용한 모델과 비교하여 구현 성능이 부족하지 않다는 것을 검증하여 마지막으로 시뮬레이터와 연동을 목표로 연구를 수행한다.

## II. 동역학 시뮬레이션 및 성능 분석

### 2-1 UAM model



그림 1. AAI 팀 개발 에어소드

Fig. 1. Aerosonde

표 1. 모델 적용 매개변수

Table 1. Model parameters

mass	13.5kg	wing area	0.55m <sup>2</sup>
vertical height	0.35m	wing span	2.89m
horizontal tail area	0.135m <sup>2</sup>		
vertical tail area	0.105m <sup>2</sup>		
horizontal tail volume ratio	0.6		
vertical tail volume ratio	0.05		

본 연구에서 구현하고자 하는 UAM 모델은 Lift-cruise 모델이다. Lift-cruise 모델은 실제로 UAM 기체 개발업체인 Joby나 Archer사 등에서도 주 모델로 제작할 정도로 대표적인 UAM 모델 중 하나이다. Lift-cruise 모델의 운용 방식은 수직 방향을 향하는 전기 모터를 통해 수직 비행, 후면에 부착된 전기 모터를 통해 전진 비행을 수행하며, 비행방식은 상기 2가지 방식과 2가지 방식을 전환하는 중간단계인 천이 단계로 구성된다.

본 연구에서 실제 UAM 모델 재원을 확보하지 못하여 아래 그림 1과 같은 aerobonde 기체를 사용하여 모델링을 수행하고자 한다. aerobonde의 재원은 상위 표 1과 같다.

### 2-2 Modeling program

Flightlab라는 동역학 모델링 프로그램은 다물체 동역학 (multi-body dynamics)을 기반으로 구성되는 항공기 모델링 및 시뮬레이션 해석 도구로써 항공기 각 요소의 데이터를 기반으로 모델링을 수행한다. Flightlab은 다른 동역학 모델링 프로그램에 비해 회전익 해석 및 모델링에 특화되어있다고 널리 알려져 있으며, 모델링은 Flightlab프로그램 내에서 FLME(Flightlab model Editor)와 CSGE(control system graphical editor)를 사용하여 각각 .def, .fwm파일과 .prolog, .exc, .epilog, .configure파일을 생성하여 xanalysis 해석 툴을 통해 비행 시나리오를 적용한다.

앞서 언급한 바와 같이 본 연구에서는 Flightlab을 통해 Lift-cruise 모델을 구현하고자 한다. 다만 Flightlab에서 기본적

으로 제공하는 비행체 형상 모델 중 Lift-cruise 모델은 존재하지 않기에 multi-copter 모델에 aero-surface 모델을 접목하는 방식으로 모델을 구성한다. 이때 비행 환경변수와 같은 중복되는 정보는 배제하도록 설정한다.

**2-3 Rotor model design**

본 연구에서 사용하는 로터는 크게 수직이착륙용 로터와 전방 추력용 로터로 나누어 구현한다. 각각의 로터는 Flightlab 상에서 블레이드 요소로 정의되는데, 블레이드 요소에서 블레이드의 개수, 위치, 각도, 반경, 위상 각도 등을 정의하고, 하위 항목으로 블레이드 구조, 공기 부하, 유도 속도를 추가로 설정한다. 블레이드 구조 같은 경우 블레이드의 속성을 tab 파일로 설정하여 모델에 적용한다. tab 파일에 작성 필요한 변수 목록은 아래 표 2와 같다.

공기 부하는 준 안정적 흐름 조건으로 한 블레이드 단면 table 정보를 입력하고, segment 정보를 통해 segment 별 flow 측정 및 힘과 모멘트를 계산한다.

마지막으로 유도 속도는 유한상태 흐름 모델(peters-he finite state inflow)을 사용하여 모델에 적용하였다. 흐름 모델에 대한 그림은 아래 그림 2과 수식(1)과 같이 설명된다.

**2-4 Airframe design**

**1) Fuselage design**

동체 모델링을 하기 위해 Flightlab의 비선형 6DOF 강체 모델을 사용한다. 이때 필요한 정보는 기체의 무게중심 위치, 중량, 관성 모멘트(MOI; moment of inertia), 등이 있으며, 강체 모

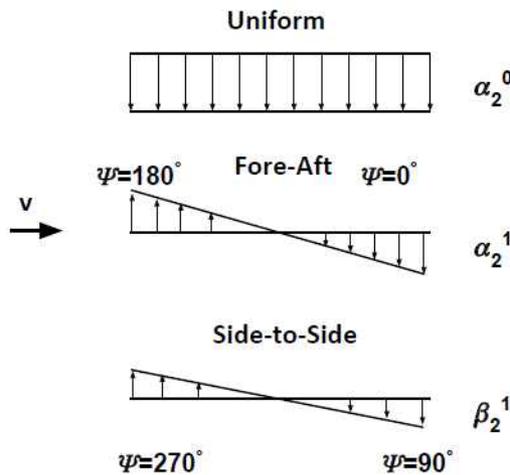


그림 2. 피터스-허 유한상태 흐름 모델  
Fig. 2. Peters-he finite state inflow.

$$V_i = \phi^{m_n}(r)[\alpha^{m_n} \cos(m\psi) + \beta^{m_n}(t) \sin(m\psi)] \quad (1)$$

표 2. 날개 특성

Table 2. Blade property.

BRX	non-dimensional rotor station
BCHORD	blade chord [ft]
BTW	blade Twist [deg]
BCGOFF	Chordwise C.G offset [ft]
BSEGIXX~ZZ	blade inertia distribution [slug-ft]
BMPL	blade mass distribution [slug/ft]
BSEGEO	blade mid chord offset from ref [ft]
BSWEEP	blade tip sweep [deg]
BDROOP	blade tip droop [deg]

델 정보에 경험적 공력 데이터를 추가하여 형상 및 공력 정보를 모델에 반영한다. 이때 본 모델은 1개의 메인 동체와 2개의 boom으로 이루어져 있으므로 2개의 추가 body를 배치하였다. 새로운 동체 할당을 위해 임의의 강제 정보를 추가하였을 때 생기는 MOI를 상쇄시키도록 데이터를 입력하여 모델에 반영되도록 조치하였다.

또한 각 동체에 경험적 공력 데이터 파일(.tab)을 구성하는 변수 목록은 아래 표 3과 같다.

**2) Aerodynamic surface design**

날개 모델링을 위해 Flightlab에서 aerodynamic surface 항목을 설정한다. 설정하는 값으로는 익형, 치수, 각도(붙임각, 상반각, twist), 등이 있으며 각각 airfoil과 surface 정보가 기록된 데이터 파일(.tab)을 입력한다.

본 연구에서는 위 그림과 달리 꼬리날개의 성능을 구분하기 위해 horizontal tail 형상으로 수정하였으며, 날개는 총 주익, 수평 미익, 2개의 수직미익으로 구성하였다. 따라서 4개의 aerodynamic surface가 구성되며 순항 비행 시 비행 제어를 위해 사용되는 control surface에 대한 데이터가 정의되어야 한다. 아래 표 4에서 모델링 구현을 위해 control surface 연동을 위한 데이터 경로 정의를 나타낸다.

표 3. 동체 항공역학 특성

Table 3. Fuselage aero property.

FAOAARG	array of angle of attack points [deg]
FBETAARG	array of sideslip angle points [deg]
FCFX~ZTAB	force coef table in body axis
FCMX~ZTAB	moment coef table in body axis

표 4. Control surface CSGE 데이터 경로

Table 4. Control surface CSGE data address.

motor speed	world_data_RTRSPD
control surface	world_model_airframe_aesurf_eirtail_u
control stick	world_model_control_data_x
control trim	world_model_control_data_xtrm

3) Sensor design

Flightlab에서는 특이하게 비행 데이터 정보를 얻기 위해 모델링에 데이터수집을 위한 센서 모듈을 설정하여야 한다. 이는 센서의 위치에 대해 공력 데이터가 반영되어 측정되는 값이 다르게 나타내도록 프로그래밍 되어있기 때문이다. 본 연구에서 SAS 구현을 위해 비행 데이터를 측정해야 하여 항공기 속도 센서, 기체 가속계, 슬립 볼을 장착하였다. 이때 측정되는 데이터의 경로는 아래 표 5와 같이 정의된다.

2-5 CSGE design

비행체의 제어모델 및 형상 모델과 데이터 연동을 위해 아래와 같이 CSGE를 구축하고 인터페이스 데이터를 정의한다. CSGE 파일은 각각의 제어 방식을 비행 속도와 고도를 반영하여 선택할 수 있도록 작성하였다. 제어 방식은 수직이착륙 회전익 제어, 천이 제어, 고정익 비행 제어 방식으로 나누어지며 아래와 같다.

고정익 제어 방식은 SAS(stability augmentation system)이 추가된 방식으로 비행 명령 및 비행 상태 데이터를 입력받아 에일러론, 승강타, 러더, 모터에 각각 roll, pitch, yaw, thrust 명령을 넣어주는 방식으로 구성되어 있다. CSGE의 구성은 아래와 그림 3과 같이 나타내어진다.

표 5. 센서, 조종국 CSGE 데이터 경로

Table 5. Sensor, pilot station CSGE data address.

flight speed	world_data_VGND
height	world_data_AGL
angle	world_model_control_data_phi~psi
angular rate	world_model_control_data_sensor

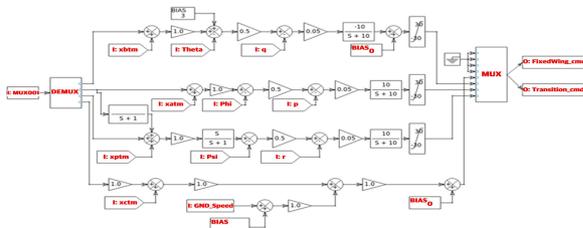


그림 3. 고정익 CSGE 구성  
Fig. 3. Fixed wing CSGE.

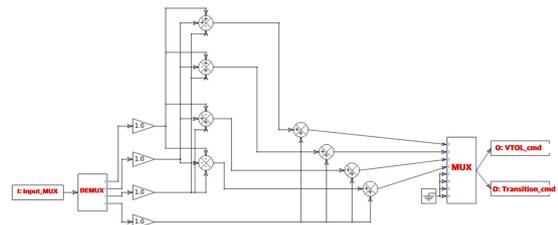


그림 4. 수직이착륙 회전익 CSGE 구성  
Fig. 4. Vertical take-off CSGE.

수직이착륙 회전익 제어 방식은 일반적인 드론 제어 방식과 같게 구성되도록 하였다. 상하 명령은 수직 방향으로 배치한 4개의 모터의 추력 제어, 전후좌우 제어는 쌍으로 RPM 제어, yaw는 RPM을 활용한 토크 제어를 활용하여 제어를 그림 4와 같이 구축하였다.

천이 제어 방식은 기체의 (현재 속도)/(순항 속도) 비율을 가중치로 하여 고정익과 회전익 제어를 융합하는 방식으로 구축하였다. 이에 따라 그려지는 CSGE 형상은 그림 5와 같다.

앞서 구축한 CSGE 파일을 그림 6과 같이 통합하여 통합 CSGE를 구축하고, 앞서 언급한 데이터 경로를 인터페이스 데이터로 연동하여 형상 모델링에 반영한다.

2-6 FLMV & output scope

앞서 구축한 모델들을 바탕으로 최종 모델을 아래 그림 7이 그림 8과 같이 출력된다. 그림 7은 FLMV 형상으로 reference surface 및 블레이드 노드가 포함되어 있는 형상이다. 푸른색 상자는 강체 모델의 중심점으로 정의된 질량과 MOI가 탑재되어 있다. 그림 9는 FLMV2 형상으로 FLMV와 다르게 reference surface가 포함되어 있지 않지만, 우측에서 확인할 수 있는 모델 노드가 더 자세하게 표현되어 있다.

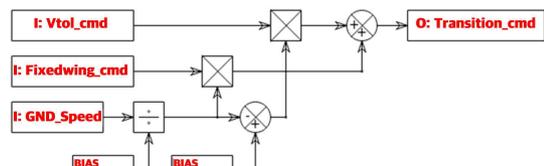


그림 5. 천이 제어 회전익 CSGE 구성  
Fig. 5. Transition CSGE.

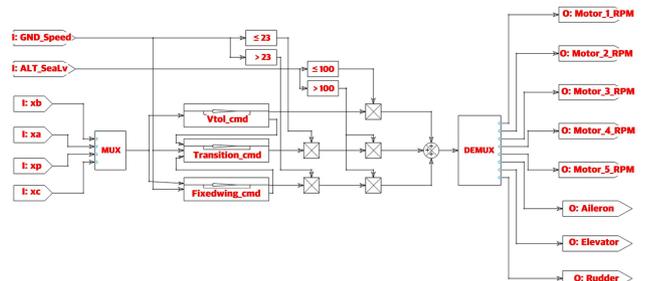


그림 6. 통합 제어 CSGE 구성  
Fig. 6. Total CSGE.

구축한 모델은 아래 그림 9와 같이 비행 시나리오 테스트 환경을 통해서 비행체의 trim state를 출력하고 시험할 수 있다. 아래 표 6과 표 7은 각각 비행방식에 대한 trim state를 나타낸다.

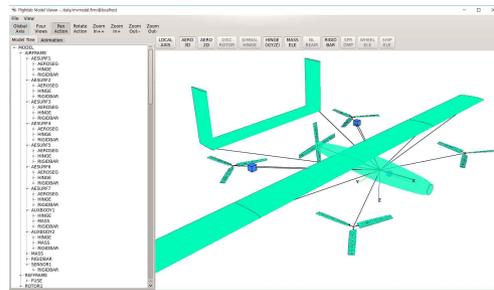


그림 7. FLMV 형상 출력 화면  
Fig. 7. FLMV model plot.

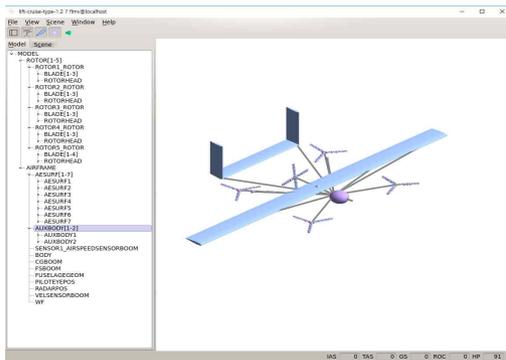


그림 8. FLMV2 형상 출력 화면  
Fig. 8. FLMV2 model plot.

ID	Test Type	AS KGS	HP FT	QAT Deg C	Wt LBS	WV LBS	FCO Inch	BLCC Inch	FCS Status	Options	Run	Recover Results	Close	Help
1	Hover	0	0	15	257.8	2320	37.4	0	0	Inputs	Results			
2	Critical Authority	20	0	15	257.8	2320	37.4	0	0	Inputs	Results			
3	Low Speed	0	0	15	257.8	2320	37.4	0	0	Inputs	Results			
4	Level Flight	40	0	15	257.8	2320	37.4	0	0	Inputs	Results			
5	Climb	60	0	15	257.8	2320	37.4	0	0	Inputs	Results			
6	Autobrotation	60	0	15	257.8	2320	37.4	0	0	Inputs	Results			
7	Coordination Turn	60	0	15	257.8	2320	37.4	0	0	Inputs	Results			
8	Long Stat Stability	60	0	15	257.8	2320	37.4	0	0	Inputs	Results			
9	Lateral Stat Stea	60	0	15	257.8	2320	37.4	0	0	Inputs	Results			
10	Maneuver (push/br)	60	0	15	257.8	2320	37.4	0	0	Inputs	Results			
11	Maneuver State (turn)	60	0	15	257.8	2320	37.4	0	0	Inputs	Results			
12	Control Response	0	0	15	257.8	2320	37.4	0	0	Inputs	Results			
13	Controllability	0	0	15	257.8	2320	37.4	0	0	Inputs	Results			

그림 9. 시나리오 테스트  
Fig. 9. scenario table.

표 6. Flightlab thrust 방식 트림 상태  
Table 6. Flightlab thrust trim.

	T1	T2	T3	T4	T5
hover	3953	3953	3953	3953	0
transition	2617	2617	2617	2617	2738
cruise	0	0	0	0	4257

표 7. Flightlab control surface 방식 트림 상태  
Table 7. Flightlab control surface trim.

	aileron	elevator	rudder
hover	0	0	0
transition	0	2.2	0
cruise	0	3	0

2-7 Matlab model simulation design

Flightlab의 성능을 검증하기 위해 Matlab 환경에서 아래 수식 (2)와 같이 6 자유도 방정식을 정의하여 힘과 모멘트를 매 루프 업데이트시키는 방식으로 시뮬레이션 환경을 구축하였다. Flightlab 모델을 구축하기 위해 사용한 비행 데이터와 동일한 비행 데이터를 적용하였을 때, 시뮬레이션 테스트 결과 아래 표 8이 표 9와 같이 트림 상태를 출력할 수 있었다.

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw - g \sin \theta + F_x/m \\ \dot{v} &= pw - ru + g \sin \phi \cos \theta + F_y/m \\ \dot{w} &= qu - pv + g \cos \phi \cos \theta + F_z/m \\ \dot{p} &= M_x + qr I_{yy} - I_{zz}/I_{xx} \\ \dot{q} &= M_y + pr I_{zz} - I_{xx}/I_{yy} \\ \dot{r} &= M_z + pq I_{xx} - I_{yy}/I_{zz} \end{aligned} \quad (2)$$

표 8. Matlab thrust 방식 트림 상태  
Table 8. Matlab thrust trim.

	T1	T2	T3	T4	T5
hover	3743	3743	3743	3743	0
transition	2486	2486	2486	2486	2815
cruise	0	0	0	0	4238

표 9. Matlab control surface 방식 트림 상태  
Table 9. Matlab control surface trim.

	aileron	elevator	rudder
hover	0	0	0
transition	0	1.8	0
cruise	0	3	0

## 2-8 result compare & analysis

Flightlab 시나리오 테스트 결과와 Matlab 모델 시뮬레이션을 비교해 보면 제자리 비행 상태에서의 추력은 5.6%, 천이 상태의 추력은 5.2% 순항 상태의 추력은 0.4%로서, 추력의 변화는 큰 차이가 나지 않는 것을 확인할 수 있다. 이와 마찬가지로 트림 상태의 비행 조종면 또한 천이 상태에서 0.4 deg 차이가 나며 순항 상태에서는 동일한 값을 가지는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 두 모델의 성능은 순항 조건은 거의 동일하다고 판단되며, 천이, 제자리 비행 순으로 차이가 조금씩 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 형상에 대한 공력보다 회전 로터에 의한 제어 비중이 커짐과 더불어 로터 톱 실속과 같이 로터에 대해 조금 더 상세하게 구현되어 있는 Flightlab의 특징이 반영된 것으로 유추할 수 있다. 이와 더불어 순항 비행 시 Flightlab에서 형상 조건에 대한 모델링이 matlab 시뮬레이션만큼 데이터를 잘 반영되는 것을 확인하여 이후 UAM 모델에 Flightlab을 적용하는 방안이 문제없을 것으로 판단하였다.

본 연구에서 제작한 모델은 UAM 시뮬레이션 환경 구축을 위해 FCM(Flightlab code-gen) stand-alone 모델을 생성하여 당사에서 개발한 연동프로그램과 C 헤더 파일을 통해 연동하여 추후 UAM 개발에 적극적으로 활용하고자 한다.

## III. 결 론

본 연구는 가상 모의 환경에 적용하기 위한 UAM 모델을 구축하기 위해 Flightlab을 사용하였고, 모델링 성능을 검증하기 위해 대중적으로 사용하는 Matlab 시뮬레이션과 동일한 비행체 체원에 대하여 시나리오별 시뮬레이션 결과를 바탕으로 비교하는 과정을 수행하였다. 본 논문에서는 Flightlab의 UAM 모델 제작 활용성을 보였으며 향후 UAM 연구 개발에 Flightlab을 적용하기 위한 기저 연구로 사용될 것을 기대한다.

## Acknowledgments



### 노치성 (Chi-sung Roh)

2015년 ~ 2020년 : 충남대학교 항공우주공학과(공학사)

2016년 ~ 2020년 : 충남대학교 국방무인시스템공학과(공학사)

2021년 ~ 2022년 : 충남대학교 항공우주공학 구조 및 비행제어(공학석사)

2022년 ~ 현재 : 대한항공 항공기술연구원 연구원

※관심분야 : 동역학 모델링, 유무인기 제어, STE(System Test Environments)

본 연구는 국토교통부 / 국토 교통 과학 기술 진흥원의 지원으로 수행되었음 ( 과제번호 RS - 2022 - 00143965).

## References

- [1] R. D. Val and C. He, "Flightlab TM modeling for real-time simulation applications," *International Journal of Modeling, Simulation, and Scientific Computing*, Vol. 08, No. 4, Article No: 1743003, Aug. 2017. DOI: <https://doi.org/10.1142/S1793962317430036>
- [2] C. D. Yang, S. D. Lee, H. H. Cho, and D. W. Jung, "A design of handling quality assessment environment based on Flightlab model using legacy simulator," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 44, No. 6, pp. 530-537, Jun. 2016. DOI: <https://doi.org/10.5139/jksas.2016.44.6.530>
- [3] G. Anna, Development and tests of the small unmanned helicopter model in low speed flight using Flightlab software, B.S. dissertation, Warsaw University of Technology, Poland, 2018. Retrieved from <https://repo.pw.edu.pl/info/bachelor/WUT594ad19fcae645a38bfa8b0734be1dfb>
- [4] A. Bacchini, E. Cestino, B. V. Magill, and D. Verstraete, "Impact of lift propeller drag on the performance of eVTOL lift+ cruise aircraft," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 109, p. 106429, 2021. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106429>
- [5] I. Chakraborty and A. A. Mishra, "Sizing and analysis of a lift-plus-cruise aircraft with electrified propulsion," *Journal of Aircraft*, Vol. 60, No. 3, pp. 747-765, May. 2023. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C036681>
- [6] J. Cook, and J. Hauser, "A strip theory approach to dynamic modeling of eVTOL aircraft," *Aerospace Science and Technology*, Article No: AIAA 2021-1720, 2021. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2021-1720>.



**김 다니엘 (Kim Daniel)**

2015년 ~ 2022년 : 공군 항공교통관제사

2022년 : 한국항공대학교 (이학석사)

2022년 ~ 현재 : 대한항공 항공기술연구원 연구원

※ 관심분야 : 도심항공교통, 운항통제, 시스템 엔지니어링