

## Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2022.30.2.001>  
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

## Lifting Fan의 위치가 복합형 UAM의 공력특성에 미치는 영향

이수현\*, 조환기\*\*, 임동균\*\*\*

Analysis with Lifting Fan Position of Hybrid UAM  
Aerodynamic Characteristics

Soohyeon Lee\*, Hwankee Cho\*\*, Dongkyun Im\*\*\*

## ABSTRACT

Recently, the development of UAM, which was named by NASA as an alternative to solve the traffic and environmental problems caused by the rapidly progressing urbanization. When designing UAM, the location of lift fans greatly affects the core technology of the eVTOL type, distributed electric propulsion technology and aerodynamic performance of the vehicle. In this paper, a hybrid UAM model was designed using OpenVSP, an open source aircraft configuration modeling program, and aerodynamic analysis was performed according to the lift fans position change by the vortex lattice method. As a result, it is confirmed that the flight parameters and trailing wakes are stable by fixing the lift fan with the state rotated 0° to the flow direction of the aircraft during cruise flight. Also, OpenVSP is a suitable tool to be used in aircraft configuration modeling and design.

**Key Words** : Urban Air Mobility(도심 항공 모빌리티), Vortex Lattice Method(와류격자방법), Aerodynamic Analysis(공력분석), Distributed Electric Propulsion(분산전기추진), Lift Fan(리프트 팬)

## 1. 서 론

최근 전 세계적으로 주요 대도시들이 인구증가로 인한 교통체증 및 환경문제 등의 도시문제를 겪고 있다. 이러한 문제를 해결할 대안으로 단거리 항공 운송 생태계로서 NASA에서 명명한 도심항공 모빌리티(urban air mobility)의 개발이 활발히 진행 중이다. 2010년 전후로 도로주행과 공중비행이 가능한 플라잉 카 모델이 등장했지만 소음 및 환경문제 등의 이유로 전기수직

이착륙이 가능하여 친환경적이며 별도의 활주로가 필요하지 않은 eVTOL(electric vertical take-off) UAM의 개발이 주를 이루고 있다[1].

미국의 우버, 중국의 이항, 독일의 릴리움, 유럽의 에어버스 등이 있으며 국내에서는 현대자동차가 2020년 CES에 S-A1을 공개하였고 2028년 상용화를 목표로 우버사와 협력개발을 진행 중이다[2].

또한 국토교통부는 2020년 6월, 한국형 도심항공교통(K-UAM) 로드맵을 발표하며 2025년 상용화를 목표로 UAM 구축에 따른 구체적인 계획을 제시하기도 하였다[3].

한편, eVTOL의 여러 형식 중 본 논문에서 다루게 될 복합형은 이착륙을 위한 Lift Fan과 전진비행을 위한 Pusher Fan이 장착되는데 고속비행이 가능하다는 장점이 있지만 전진 비행 시 Lift Fan을 구동시키지 않

Received: 07. Feb. 2022, Revised: 16. May. 2022,  
Accepted: 20. May. 2022

\* 청주대학교 융합기술대학원 석사과정

\*\* 청주대학교 항공학부 항공운항학과 교수

연락처 E-mail : hwancho@cju.ac.kr

연락처 주소 : 충북 청주시 청원구 대성로 289번지

\*\*\* 청주대학교 항공학부 항공기계공학과 조교수

아 항력이 증가하는 단점이 있다[4].

UAM과 관련한 선행연구로서 이봉술 등[5]은 유형별 eVTOL PAV 항속거리 및 시간을 분석하고 에너지 소모 및 최대 비행시간을 임무형상별로 계산하여 제시하였으며 김동희 등[6]은 역설계 기법을 이용하여 복합형 eVTOL의 요구동력 및 중량을 예측하고 항공기 양력, 항력 및 표면적을 계산하였다. 또한 이상곤 등[7]은 UAM을 위한 틸트 덕티드팬 형 eVTOL의 초기 사이징 및 개념설계에 대한 연구를 수행하였다.

이때, eVTOL UAM 설계 시 핵심기술 중 하나인 DEP(분산전기추진기술)의 중요한 요소인 Lift Fan 위치에 따른 비행성능 변화는 고려되지 않았다.

DEP는 다수의 모터 및 프로펠러를 구동시켜 비행하는 기술로 개별 로터에 결합 발생 시 다른 로터가 지속 구동되어 비행안정성이 우수하고 내연기관 추진방식에 비해 소음발생 및 탄소배출이 현저히 적다.

이때 Lift Fan 위치는 비행체의 비행성능에 영향을 미치게 되는데 복합형의 경우 이륙을 위한 Lift Fan과 전진비행을 위한 Pusher Fan을 작동시켜 비행하며 전진비행 시 Lift Fan이 작동하지 않아 항력이 증가하는 단점이 있다. 따라서, 복합형 UAM의 Lift Fan 위치변화에 따른 공력분석은 전진비행 시 항력을 최소화할 수 있는 방법을 제시할 수 있을 것이다.

본 연구에서는 NASA에서 개발하여 오픈소스로 출시된 항공기 형상 모델링 프로그램인 OpenVSP(Vehicle Sketch Pad)를 이용하여 3D 복합형 UAM 모델을 모델링하고 기본형상 공력해석을 수행한 후 Lift Fan 위치변화에 따른 공기역학적 특성을 분석한다. 최근 OpenVSP를 이용한 공력분석 연구가 수행된 바 있다[8].

본 연구결과를 통해 복합형 UAM 설계 시 공기역학적 성능이 가장 우수한 Lift Fan 위치를 도출하여 전진비행 시 비행체의 항력을 최소화할 수 있는 방법을 제시하고자 한다.

## II. 본 론

### 2.1 UAM 형상 모델링 방법

본 연구에서 복합형 UAM 형상 모델링에 사용된 OpenVSP는 공학 변수들을 기반으로 항공기 3D 모델을 형상화하고 공력해석을 수행할 수 있는 항공기 형상 구현 도구이다. 1990년대 초부터 NASA에서 개발을 진행하여 2012년 NOSA(NASA Open Source Agreement) 프로

젝트로서 공개되었다. 이 프로그램은 비교적 짧은 시간 안에 항공기 형상 모델링이 가능하고 Solver 프로그램인 VSPAero를 이용하여 공력해석을 수행할 수 있다. 또한 프로펠러 및 디스크를 포함한 분석이 가능하다[9].

VSPAero는 와류격자 분석방법(VLM, vortex lattice method)과 패널분석방법(panel method)을 제공하는데 본 연구에서는 분석 소요시간이 더 짧은 VLM 방식을 적용하였다.

### 2.2 UAM 형상 모델링 결과

Fig. 1은 복합형 UAM 형상을 모델링한 모습이다. 고정익을 갖는 형태로 비행 시 충분한 양력을 얻을 수 있고 장거리 비행에 적합한 특징이 있으며 4개의 Lift Fan과 1개의 Pusher Fan이 장착된 형태이다.

동체의 폭과 길이는 일반적인 객실 내 승객좌석 규격을 참고하여 설계하였으며[10] 날개의 길이, 가로세로비 등 관련 형상 데이터를 Table 1에 기술하였다.

### 2.3 임무 형상

Fig. 2는 본 연구에서 모델링한 UAM의 임무형상이다. 현대자동차가 2020년 CES(Consumer Electronics Show)에서 발표한 S-A1의 제원 및 일반적인 VTOL 비행체의 임무형상[11]을 참고하여 순항고도, 순항속도 및 비행거리를 설정하였다. 이 때 순항속도는 UAM 모델의 크기 및 추정무게를 고려하여 자체 설정하였으며 이와 관련하여 현대자동차 S-A1과 본 연구에서 모델링한 UAM 모델의 제원을 비교하여 Table 2에 기술하였다.

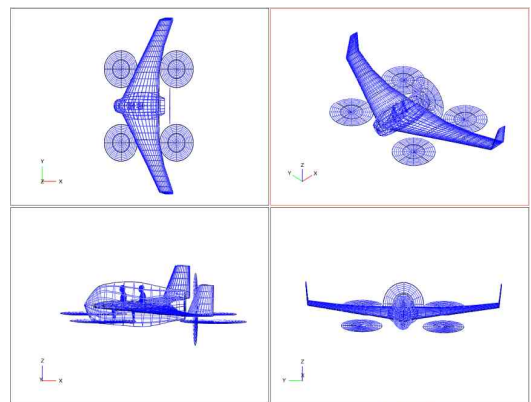


Fig. 1. The modeling configuration of hybrid UAM with passengers

Table 1. The specification of UAM model

Specification		Value
Fuselage	Length (m)	4.12
	Height (m)	1.64
	Width (m)	2.04
Wing	Span (m)	15.03
	Chord (m)	1.59
	Area ( $m^2$ )	26.35
	Aspect ratio	6.36
	Airfoil	NACA 2208
Lift fan	Diameter (m)	2.7
	Hub diameter (m)	0.54
	Beta 3/4( $^\circ$ )	15.49
	$C_T$	0.4
	$C_P$	0.6
	Activity factor	151.54
Pusher fan	Diameter (m)	2.7
	Hub diameter (m)	0.54
	Beta 3/4( $^\circ$ )	15.49
	$C_T$	0.4
	$C_P$	0.6
	Activity factor	151.54

Table 2. The comparison specification between Hyundai S-A1 and hybrid UAM

Specification	S-A1	Hybrid UAM
Cruise speed (km/h)	240	140
Max speed (km/h)	290	200
Cruise altitude (m)	305-610	600
Range (km)	100	100

## 2.4 비행조건 설정

순항비행 조건을 설정하기 위해서는 순항고도 및 순항속도에 따른 마하수를 설정해야 한다.

이때 순항고도 600m에서의 음속은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$V_a = \sqrt{\gamma RT} \quad (1)$$

$$T = T_s - 0.0065h \quad (2)$$

이때,

$\gamma = 1.4$ , 비열비

$R = 287$ , 기체상수( $J/kg \cdot K$ )

$T_s = 15$ , 국제표준대기 해수면 기온( $^\circ C$ )

$h = 600$ , 순항고도(m)

순항속도  $140 km/h (38.89 m/s)$ 로 비행 시 마하수는 0.115가 된다.

한편, 순항고도 600m에서의 공기밀도( $\rho$ )는 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (3)$$

여기서, 압력은 고도의 함수이다.

$$P = [1 - \{(altitude/1,000)/145.45\}]^{5.256} \quad (4)$$

이때 altitude는 순항고도 600m를 ft단위로 환산 ( $1968.5 ft$ )하여 계산하여 공기밀도( $\rho$ )는  $1.156 kg/m^3$ 이 된다.

또한 레이놀즈 수는 계산결과  $4.32 \times 10^6$ 이므로 난류 조건임을 알 수 있다.

## 2.5 공력해석 결과 및 분석

복합형 UAM의 공력해석 조건으로 앞서 설정한 비행조건 데이터를 OpenVSP 입력값으로 적용하였고 옆

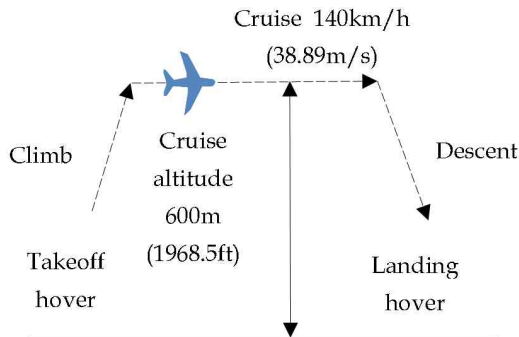


Fig. 2. The mission profile of hybrid UAM

미끄럼 각(angle of sideslip,  $\beta$ )은  $0^\circ$ , 받음각은  $-4^\circ$ 부터  $12^\circ$ 까지  $2^\circ$  간격으로 설정하였다. 이 때 후류의 수(number of wake iteration)는 비행체의 크기 및 분석소요시간을 고려하여 10으로 적용하였다.

Fig. 3은 비행체의 흐름방향과  $0^\circ$ 로 Lift Fan을 배치했을 때 Fig. 3과 같은 방법으로 설정한 길이 L1, L2를 나타낸 모습이다.

이 길이를 직경(D)의 약 1배(2.72m), 2배(5.5m)로 변화시키며 공력해석을 수행하였으며[12], 이 때 L1과 L2의 데이터를 Table 3에 나타내었다.

Pusher Fan RPM은 비행체의 항력을 고려하여 1,000으로 설정하였고 Lift Fan RPM은 구동되지 않는 상태이므로 외부조건을 고려하여 5로 적용하였다.

이때 좌우 Lift Fan의 RPM은 회전방향을 반대로 적용하여 양력 불균형 발생을 방지한다. Lift Fan Blade는 Joby사 Joby S4의 2엽 Blade 형상(OpenVSP Hangar)을 참고하여 적용하고 전진비행 상황을 가정하여 Lift Fan을 비행체의 흐름방향과  $0^\circ$ 로 고정하였다.

### 2.5.1 공력계수 비교

Fig. 4는 Lift Fan을 흐름방향과  $0^\circ$ 로 배치 시 받음

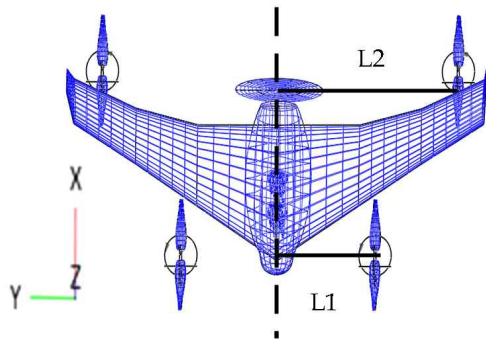


Fig. 3. The distance between a center of lift fan at  $0^\circ$  rotated to the flow direction of the vehicle and C.G (L1, L2)

Table 3. L1 and L2 with lift fan positions

	(L1, L2)
A	(1D, 1D)
B	(2D, 2D)
C	(1D, 2D)
D	(2D, 1D)

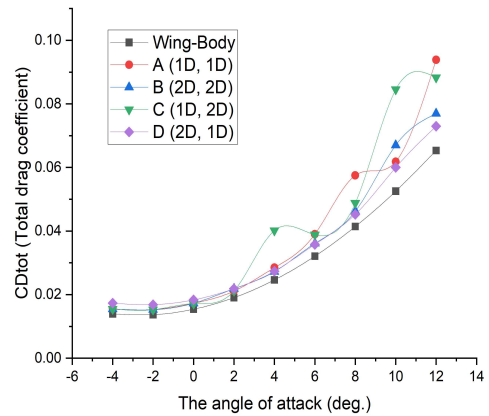


Fig. 4. The comparison of total drag coefficient with AOA at  $0^\circ$  rotated to the flow direction of the vehicle

각에 따른 항력계수의 변화이다.

A(1D, 1D), C(1D, 2D)의 경우 다소 불안정한 분포를 보이거나 A, B, C, D 모두 Wing-Body의 항력계수의 크기와 거의 동일한 수준이다.

Fig. 5는 Lift Fan을 흐름방향과  $0^\circ$ 로 배치 시 받음각에 대한 양력계수의 변화를 나타낸 것이다.

A(1D, 1D), C(1D, 2D)의 경우 다소 불안정한 분포를 보이지만 A, B, C, D 모두 Wing-Body의 양력계수의 크기와 거의 일치하는 추세이다.

Fig. 6은 Lift Fan을 흐름방향과  $0^\circ$ 로 배치 시 받음각 변화에 따른 양항비의 변화를 나타낸 것이다. AOA  $4^\circ$ ,  $10^\circ$ 에서 C(1D, 2D)의 양항비가 다소 감소하며 불

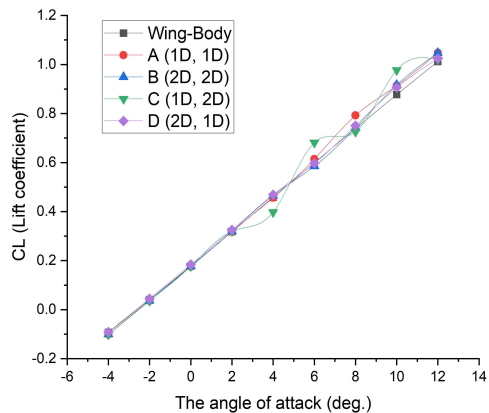


Fig. 5. The comparison of lift coefficient with AOA at  $0^\circ$  rotated to the flow direction of the vehicle

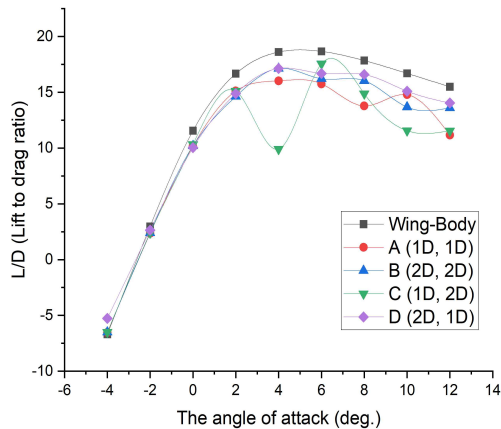


Fig. 6. The comparison of lift to drag ratio with AOA at 0° rotated to the flow direction of the vehicle

안정한 추세를 보이는데 이것은 항력계수의 변화(Fig. 4)와 일치하는 모습이다. C(1D, 2D)를 제외한 A(1D, 1D), B(2D, 2D), D(2D, 1D)는 AOA가 증가함에 따라 양항비가 일정하게 증가하다가 감소하는 포물선의 형태를 보인다.

Wing-Body의 양항비 분포와 비교했을 때 유사한 추세로 분포하지만 항력계수(Fig. 4)의 크기가 다소 증가하여 양항비의 전체적인 크기가 감소하는 모습이다.

### 2.5.2 압력계수 분포 및 후류 비교

Fig. 7은 Lift Fan과 Pusher Fan이 장착되어 있지 않은 형태인 Wing-body의 압력계수 분포 및 후류를 시현시킨 모습이다.

압력계수가 동체 및 날개의 전 면적에 걸쳐 고르게 분포하는 모습이고 Wing tip에서의 후류 또한 정상적으로 형성되어 있는 것을 볼 수 있다.

날개와 동체를 지나는 공기의 유선이 동일한 모습인데 이것은 VSPAero에서 VLM 모델을 적용하여 분석하였기 때문에 공기 흐름이 와류격자에 의해서만 영향을 받는 것으로 판단된다.

한편, Lift Fan을 비행체의 흐름방향과 0°로 고정시켜 배치 시 A(1D, 1D), B(2D, 2D)의 경우 공력성능이 우수하다고 판단되는데 A(1D, 1D)의 AOA 0°에서의 압력계수 분포와 후류의 변화를 Fig. 8에 나타내었다. Wing-body의 압력계수 분포 및 후류(Fig. 7)와 마찬가지로 날개 및 동체의 압력계수 분포 및 후류가 잘 형

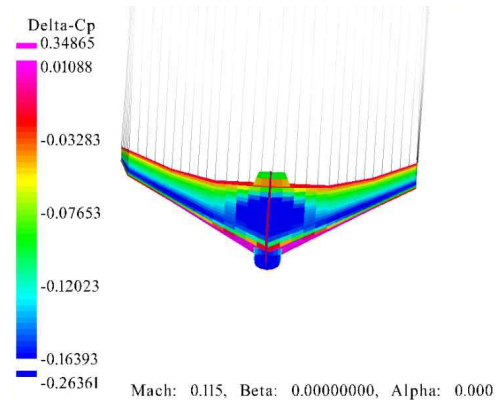


Fig. 7. Delta-Cp and trailing wakes of wing-body at AOA 0°

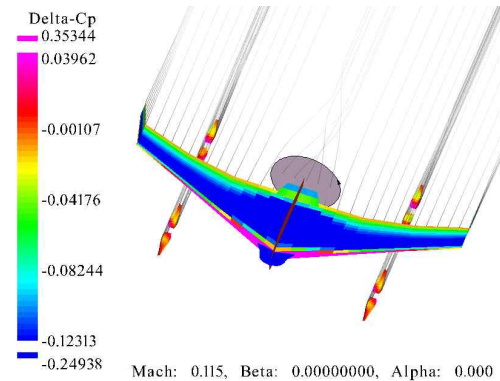


Fig. 8. Delta-Cp and trailing wakes of 0 degree arranged lift fans to the flow direction at AOA 0°

성되어 있는 것을 확인하였다.

## III. 결 론

본 연구에서는 항공기 형상 모델링 프로그램인 OpenVSP를 이용하여 Lift Fan과 Pusher Fan을 개별적으로 구동시키는 복합형 UAM을 모델링한 후 순항고도 및 순항속도 등 비행조건 및 임무형상을 설정하고 Lift Fan 위치에 따른 공력해석을 수행하였다.

Lift Fan 위치는 설정거리 L1, L2를 설정하여 직경 D를 기준으로 1D, 2D로 변화시키며 공력특성을 해석하였다.

Lift Fan을 비행체의 흐름방향과 0°로 고정시킬 때 B(2D, 2D), D(2D, 1D)의 공력성능이 우수하며 이것

은 전진비행 시 공기의 흐름 및 Lift Fan Blade의 형상과 관련이 있는 것으로 판단된다. 또한 양향비 등의 공력계수의 분포가 안정적이며 압력계수 및 후류 분포 또한 양호함을 확인하였다.

또한 본 연구에 사용된 OpenVSP는 공기의 점성효과를 고려하지 않아 다른 공력해석 프로그램과 복합적인 연구가 필요하나 형상 모델링 및 공력해석 소요시간이 짧아 항공기 설계 시 설계도구로서 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

## References

1. Hwang, C., "Status and challenges of urban air mobility development", *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, 16(1), 2010, pp.33-41.
2. Hyundai Motor Group, <https://tech.hyundai-motorgroup.com/kr/mobility-device/uam/>, Jan 12 2022 Accessed.
3. Korean Government, "Korean Urban Air Mobility (K-UAM) Road map", 2020.
4. Silva, C., Johnson, W., Solis, E., Patterson, M., and Antcliff, K., "VTOL urban air mobility concept vehicles for technology development", NASA's Aeronautics Research Mission Directorate, AIAA, 2018.
5. Lee, B., Yun, J., and Hwang, H., "Flight range and time analysis for classification of eVTOL PAV", *Journal of Advanced Navigation Technology*, 24(2), 2020, pp.73-84.
6. Kim, D., Lee, J., and Hwang, H., "Aerodynamic analysis, required power and weight estimation of a compound (Tilt rotor + Lift + Cruise) type eVTOL for urban air mobility using reverse engineering techniques", *Journal of Advanced Navigation Technology*, 25(1), 2021, pp.17-28.
7. Lee, S., Ko, B., Ahn, S., and Hwang, H., "Initial sizing of a tilt ducted fan type eVTOL for urban air mobility", *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, 29(3), 2021, pp.52-65.
8. Cho, H., "A study on the configuration modeling and aerodynamic analysis of small airplanes for flight training", *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, 28(1), 2020, pp.59-65.
9. Andrew, S., "Vehicle Sketch Pad: A Parametric Geometry Modeler for Conceptual Aircraft Design", AIAA, 2010.
10. Raymer, D. P., "Aircraft Design: A Conceptual Approach", Education Series, 6th ed., AIAA, 2018.
11. Kasliwal, A., Furbush, N., Gawron, J., McBride, R., Wallington, T., DeKleine, R., Kim, H., and Keoleian, G., "Role of flying cars in sustainable mobility", *Nat Commun*, 10(1555), 2019.
12. Yoon, S., Lee, Henry C., and Pulliam, T., "Computational Analysis of Multi-Rotor Flows", 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016.
13. Brandon, L., and Kinsey, R., "VSP Aircraft Analysis User Manual", NASA, 2014.