

http://dx.doi.org/10.17703/JCCT.2023.9.6.941  
JCCT 2023-11-113

## Tilt Rotor와 Tandem Wing을 적용한 eVTOL UAM의 세로안정성 연구

### Study of Longitudinal Stability of eVTOL UAM with Tilt Rotor and Tandem Wing

주찬영\*, 김하민\*, 김민재\*, 민경순\*\*\*

Joo Chan-Young\*, Kim Ha-Min\*, Kim Min-Jae\*, Min Kyoung-Soon\*\*\*

**요약** 미래 운송수단으로 거론되는 UAM을 중심으로 함께 주목받는 eVTOL 항공기의 양력과 항속속도 및 항속거리 증대를 위해 Tilt Rotor와 Tandem Wing 개념을 본 논문의 기체에 도입했다. 기체를 제작 및 비행 실험을 진행하여 비행 영상과 비행 로그를 확보했다. 비행 영상과 비행 로그를 분석한 결과 기체 모멘트가 과도하게 앞으로 쏠리는 현상이 발생했고 자세가 회복되지 않음을 파악했다. 이에 XFLR5에서 날개 붙임각과 면적을 변경하며 기체의 세로안정성을 확보하기 위한 최적의 피칭 모멘트 계수를 도출되도록 CATIA를 통해 설계된 기체를, XFLR5로 해석했다. 본 연구의 결과는 Tilt Rotor와 Tandem Wing이 적용된 기체가 안정적인 피칭 모멘트 계수를 가질 수 있도록 도움을 주며, 이를 통해 세로안정성을 더욱 향상할 수 있는 새로운 방안을 제시했다.

**주요어** : 도심 항공 모빌리티, 전기식 수직이착륙, 틸트 로터, 탠덤 날개, 세로 안정성

**Abstract** To improve the lift, cruise speed, and range of eVTOL aircraft, which are being considered as future transportation vehicles, this paper introduces the concepts of Tilt Rotor and Tandem Wing to the aircraft. We developed an aircraft and conducted flight experiments to obtain flight videos and flight logs. The results of the analysis of the flight videos and flight logs showed that the aircraft's moment was excessively forward and the attitude was not recovered. To address this problem, we modified the wing incidence angles and surface areas in XFLR5 to obtain the optimal pitching moment coefficients to ensure vertical stability. We then analyzed the redesigned aircraft, developed using CATIA, through XFLR5. The results of this study provide valuable insights, suggesting that the incorporation of Tilt Rotor and Tandem Wing designs can contribute to achieving stable pitching moment coefficients. This innovative approach offers a promising avenue to significantly enhance vertical stability in UAM vehicles, paving the way for future advancements in the field.

**Key words** : Urban Air Mobility, electric Vertical Take-Off and Landing, Tilt Rotor, Tandem Wing, Longitudinal Stability

\*준회원, 한서대학교 항공기계학과 학사 (공동저자)  
\*\*\*정회원, 한서대학교 의료복지공학과 강사 (교신저자)  
접수일: 2023년 10월 3일, 수정완료일: 2023년 10월 21일  
게재확정일: 2023년 11월 5일

Received: October 3, 2023 / Revised: October 21, 2023  
Accepted: November 5, 2023  
\*\*Corresponding Author: minfoxya@gmail.com  
Dept. of AEE, Hanseo Univ, Korea

## I. 서론

세로안정성은 항공기가 안정적으로 수평 비행을 유지할 수 있는지 여부를 결정하는 주요 요인 중 하나이다. 또한, 안정성 중 가장 중요한 정적안정성으로, 가로 및 방향 안정성보다 우선시되는 요소이며 피칭 모멘트에 많은 영향을 받는다[1]. 본 논문에서는, Tilt Rotor와 Tandem Wing을 적용한 eVTOL UAM 기체를 개발함에 있어 실 기체를 설계 한 후, 10 : 1로 축소시켜 재설계 및 제작을 실시하였고, 비행실험을 통해 세로안정성 문제점을 파악했다. 비행로그를 분석하여 피칭 모멘트 개선을 바탕으로 세로안정성을 확보하기 위해 보다 최적화된 날개의 비율과 붙임각을 제시했다.

## II. 형상 설계

### 1. 기체 요구사항

기체 요구사항은 표 1과 같다. 전기 추진이며 수직이착륙 방식을 사용해야 하고, 4명의 승객이 탑승할 수 있도록 3m × 3m × 2m의 공간이 확보되어야 한다. 제작의 용이성을 위해 요구사항을 반영한 실 기체를 설계 후, 10:1 비율로 축소했다. 축소된 기체는 7kg 초과 25kg 이하의 최대 이륙 중량을 가져야 한다

표 1. 기체 요구사항  
Table 1. Aircraft Requirements

기체 요구사항		
분류	실 기체	10 : 1 축소 기체
추진 방식	전기 추진	전기 추진
이착륙 방식	수직이착륙	수직이착륙
승객 수	4명	4 명(터미 인형)
개실 크기	3m×3m×2m	0.3m×0.3m×0.2m
최대이륙중량	2000kg 초과 4000kg 이하	7kg 초과 25kg 이하

### 2. 기체의 형상 및 제원

기체의 형상과 제원은 그림 1과 표 2에 나타났다. 그림 1은 세로안정성을 향상시킬 대상 기체로서 표 1의 기체 요구사항을 만족하는 UAM(Urban Air Mobility)의 형상이다. 항속거리 및 항공시간에서 우수한 Tilt Rotor를 적용함과 동시에 Tilt시 세로불안정성을 개선할 수 있도록 전방 날개와 후방

날개 면적의 비율이 0.4 : 1을 가지는 Tandem Wing을 고안했다[2][3].

해당 기체는 최대이륙중량 14.2 kg, 순항속도 15 m/s으로 저속에서 우수한 최대 양력계수 및 양향비를 보이는 CLARK-Y Airfoil을 사용했다[4]. 전방 날개 및 후방 날개의 AR(Aspect Ratio)는 각각 8과 6이며 날개 면적은 0.365m<sup>2</sup>과 0.865m<sup>2</sup>로 0.4 : 1의 비율을 가진다[5]. 붙임각의 경우 전방 날개에는 3°, 후방 날개에는 2°로 전방 날개에 더 큰 붙임각을 적용하여 실속에 대한 복원력을 증가시켰다. 또한, 전방 날개에서 발생한 날개 끝 와류가 후방 날개에 주는 영향을 줄이기 위해 전방 날개의 AR이 더 크게 했으며 높이 계수를 1.2, 간격 계수를 3.0으로 설정했다[6].



그림 1. 설계된 기체의 3D 모델링  
Figure 1. Aircraft Designed with 3D Modeling

기체의 CG(Center of Gravity)점은 객실이 위치한 전방날개 Leading Edge로부터 0.657m에 설정해 Payload 변화에 따른 CG 변화를 최소화했다. 설계는 CATIA V5 R20을 사용했다.

표 2. 기체 제원표  
Table 2. Aircraft Specification

기체 제원표	
전폭 [mm]	2210
전장 [mm]	1625.97
전고 [mm]	648.6
전방 날개 AR	8
후방 날개 AR	6
전방 날개 면적 [mm <sup>2</sup> ]	365,000
후방 날개 면적 [mm <sup>2</sup> ]	865,000
전방 날개 붙임각 [°]	3

후방 날개 붙임각 [°]	2
자체 중량 [kg]	14.2
프로펠러	[APC] 14 × 7 Propeller
사용 주파수 대역	433MHz, 988MHz, 5.8GHz
배터리	DXF 배터리 리튬 14.8V 10000mAh 100c(4S)

### 3. 모터 배치

수직이착륙 모드에서와 고정익 모드에서의 CG점을 일치시켜 Transition 시 비행 안정성을 유지할 수 있도록 했다. 수직이착륙시에는 전후방 각각 4개 모터가 모두 사용되며, 수평비행을 위해 Transition 시에는 전후방 각각 2개의 모터를 Tilt시켜 총 4개의 추력 방향 전환을 하도록 했다. Transition 중 Tilt가 45°을 넘기면 Tilt되지 않은 모터들은 OFF 되도록 했다.

## III. 비행 테스트

### 1. 비행 테스트 준비

기체의 안정성 및 조종성을 검증하기 위해 제작된 기체로 비행 실험을 했다. 기체의 비행 데이터 수집을 위해 전방에 카메라를 설치하여 녹화를 진행하였고, 제어 FC(Flight Controller)로 Pixhawk V5를 사용하여 비행 로그를 저장할 수 있도록 했다.

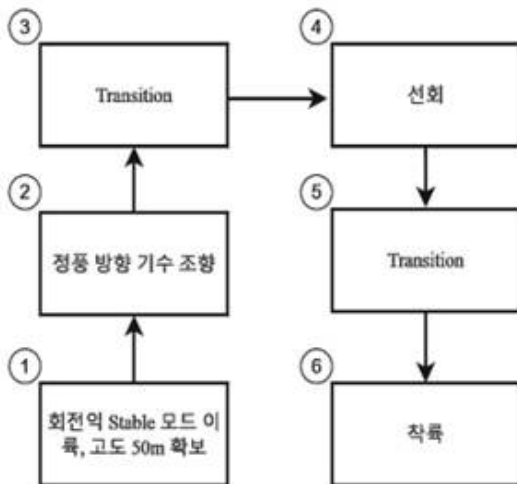


그림 2. 시험 비행 다이어그램  
 Figure 2. Test Flight Diagram

비행 순서는 그림 3과 같이 진행된다.

### 2. 비행 결과

비행 테스트 결과, 비행 순서의 ①과 ② 과정에서 회전익 Stable 모드의 안정적인 비행 성능을 확인했으며, 정동 방향으로의 기수 선회 또한 안정적인 모습을 보였다. 이를 통해 수직 이착륙 모드에서의 모터 배치와 CG점 배치는 잘 이루어진 것을 확인했다.



그림 3. Transition 명령 직후의 비행 로그  
 Figure 3. Flight Log Immediately After Transition Order

wer를 통해 1차 Transition 직후의 데이터이다. 아직 Tilt되는 모터들이 45°를 넘기지 않는 시점므로, 8개의 모터가 모두 ON인 상황이다. RCOU.C9는 Tilt Servo의 작동을, ATT.Pitch는 기체 Pitch 자세를 나타낸다. Transition 명령 직후는 Transition 시도 직후 시점부터 Pitch 불안정을 보이다가 점차 회복되는 양상을 확인할 수 있었다.

이는 기체의 세로안정성이 불안정하여 기수가 불안정한 움직임을 보이다가 FC의 개입으로 모터 RPM이 제어되면서 안정되는 양상으로 확인되었다. 이를 통해 기체의 세로안정성이 떨어진다는 것을 파악할 수 있었다.



그림 4. 완전 Transition 이후의 비행 로그  
 Figure 4. Flight Log After Fully Transition

그림 4는 완전 Transition 이후의 비행 로그로,

Tilt되지 않는 모터는 모두 OFF 되어 Tilt된 4개의 모터로 추력을 얻는 상황이다. AETR.Elev는 엘리베이터의 작동, RCOU.C13은 Tilt Servo의 작동, ATT.Pitch는 기체의 Pitch 자세를 나타낸다.

로그를 통해 알 수 있듯이 Tilt Servo의 완전 구동 이후부터 기수가 급격하게 하락하는 것을 볼 수 있다. 이에 대응하기 위해 Elevator Input을 최대로 주었지만, 자세가 회복되지 않았다. 해당 현상의 원인을 파악해 보았을 때 고정익 비행에서의 피칭 모멘트 계수( $C_m$ )가 받음각이 0일 때도 다소 큰 음의 값을 가진다는 것으로 확인했다.

#### IV. 세로안정성

항공기의 세로안정성은 가장 중요한 정적 안정성으로 다른 안정성에 비해 중요하게 고려되어야 한다[1]. 세로안정성을 확인하기 위해서 아래의 식과 같이 어떤 받음각의 변화에서도 그 반대가 되는 모멘트를 발생시킬 수 있어야 한다. 이때 피칭 모멘트 계수( $C_m$ )는 받음각, 레이놀즈 수, 마하수에 따른 계수로 본 논문의 기체는 레이놀즈 수 ( $Re$ )=300,000과 순항속도 15m/s를 기준 파라미터로 고정한 것을 고려하면 받음각에 대한 함수이다.

$$\frac{\delta C_m}{\delta \alpha} < 0, C_m = f(\alpha, Re, M) \quad (1)$$

- $C_m$  Pitching Moment Coefficient
- $\alpha$  Angle of Attack
- $Re$  Reynolds Number
- $M$  Mach Number

##### 1. 날개 면적 수정 설계

로그 분석을 통한 해당 오류의 원인으로 피칭 모멘트 계수( $C_m$ )를 확인한 결과, 받음각이 0일 때  $C_m = -1.1696$ 으로 기체 기수가 하강한다.

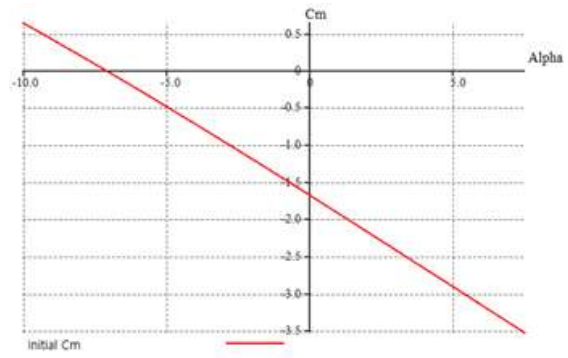


그림 5. 초기 피칭 모멘트 계수  
Figure 5. Flight Log After Fully Transition

이에 전방 날개와 후방 날개의 붙임각을 변화시켜 그래프의 x축 및 y축 이동을 해야하나 그림 5를 통해 받음각에 대한  $C_m$ 의 변화량이 과도하다는 것을 알 수 있다. 대표적인 항공기인 Cessna 182의 경우  $C_m - \alpha$  그래프의 기울기가  $-0.02$ 이다.  $C_m - \alpha$  그래프의 기울기가 정확히 선형은 아니지만, 선형으로 가정하고 이와 유사한 기울기가 도출되도록 했다.

##### 2. 붙임각 수정설계

피칭 모멘트 계수( $C_m$ )는 받음각이 0°일 때  $C_m$ 이 0에 근사해야 기체가 수평 비행함에 있어 피칭 모멘트가 생기지 않고 제어에 있어 입력에 따라 안정한 비행 특성을 가진다. 이에 전방 날개와 후방 날개의 붙임각을 변화시켜 그래프의 x축과 y축 이동을 만들었다. 이때 붙임각은 소수점 아래 첫째자리까지 반올림했다. 해석에 사용한 소프트웨어는 XFRL5 v6.57 이다[7].

#### V. 날개 수정 실험 결과

##### 1. 날개 면적 수정

$C_m - \alpha$  그래프에서 날개 면적을 수정하여 최적의 기울기를 도출할 수 있다. 전방 날개의 Chord 길이를 5 mm 단위로 확대로 날개 면적을 증가시켜 기울기를 변화시켰다. 이때 전방 날개의  $AR=8$ 을 고려하여 Span 길이 또한 확대했다. 그림 6을 통해 기존 208 mm의 전방 날개 Chord 길이에서 250 mm(검은 선)로 변경해서 분석하였을 때,  $C_m$ 의 기울기가  $-0.019$ 로  $-0.02$ 에 근사한  $C_m - \alpha$  그래프를 도출할 수 있다.

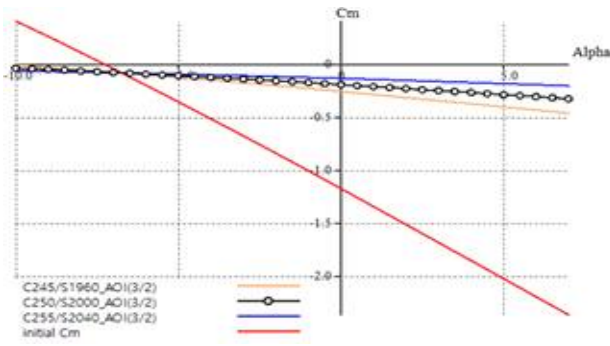


그림 6. 날개 면적 수정 후  $C_m - \alpha$  그래프  
 Figure 6.  $C_m - \alpha$  Graph After Modifying the Wing Area

표 3 날개 면적 수정 후 결과  
 Table 3. Result of Wing Area Modification

	Initial Value	Slop Modification Value
전방 Span [mm]	1625.97	2000
전방 Chord [mm]	208	250
전방 날개 면적[mm <sup>2</sup> ]	365,000	500,000
받음각 0에서 $C_m$	-1.1696	-0.18745
받음각 5에서 $C_m$	-2.01928	-0.28559

## 2. 붙임각 수정

그림 7에서 전방 날개의 경우 붙임각을 증가, 후방 날개의 경우 붙임각을 감소시킬 경우가  $C_m - \alpha$  그래프에서의 빨간 선이며 좌표 (0, 0)에 근접한다. 이미 전방 날개의 경우 붙임각이 3°이므로 후방 날개의 붙임각을 줄이는 것을 선택했다. 0.1° 단위로 분석결과 후방 날개의 붙임각을 2°에서 1.2°로 변경할 시 받음각이 0° 일 때  $C_m=0.0075$  로 수평 비행을 할 때  $C_m$ 가 0에 근사하다는 것을 알 수 있다.

기체의  $C_m$ 을 분석한 후, 최종 수정한 파라미터 값으로는 전방 Span 2000mm, 전방 Chord 250mm, 전방 붙임각 3°, 후방 붙임각 1.2°를 최적의 파라미터 값에서 세로안정성이 향상되는 것을 확인하였다.

## VI. 결론

본 논문에서는 eVTOL UAM에 Tilt Rotor와 Tandem Wing을 도입한 기체의 세로안정성 확보를 위

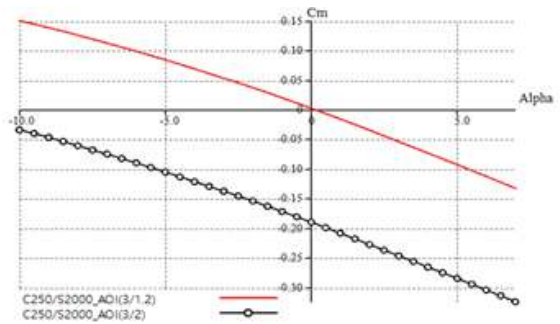


그림 7. 날개 면적 수정 후  $C_m - \alpha$  그래프  
 Figure 7.  $C_m - \alpha$  Graph After Modifying the Angle of Incidence

한 방법을 제시했다. 기체 요구사항을 고려하며 기체 설계 및 제작을 실시했다. 이후, 비행 실험을 했으나 비행 중 추락했다. 로그 분석결과 Transition 시도 후, 기수의 급격한 하락으로 추락했음을 확인했다. 또한,  $C_m - \alpha$  그래프에서 기존의 기체는  $C_m$ 의 기울기가 과도하며, 0°에서 (0, 0)에 근접하지 않았다. 이에 날개면적과 붙임각을 수정하여 재설계 및 재해석을 진행했다. 해석 결과 전방 Span 2000 mm, 전방 Chord 250 mm, 전방 붙임각 3°, 후방 붙임각 1.2°에서 최적의 피칭모멘트 계수를 얻어, 세로안정성이 향상된 것을 확인하였다.

다만, 해석상의 개선만 진행했을 뿐, 실 기체를 제작 및 실험 비행은 이뤄지지 않았다. 향후 연구에서는 해석 결과를 바탕으로 기체를 제작 및 비행하여 세로안정성 개선 전, 후 비행 로그를 해석 및 비교를 통해 정확한 분석을 수행이 필요하다.

## References

- [1] D. W. Kim H. W. Heo, S. S. Yu, D. M. Kim, H. W. Lee, "Analysis of The Static Longitudinal Stability for The Solar Powered Hybrid Aircraft having Joined-Wing", 2011 KSAS Fall Conference, KSAS, 2011, pp. 389.
- [2] O. S. Ahn, J. M. Kim, "Synthetic Overview on the Dispute about Tiltrotor Technology and Flight Safety", Aerospace Engineering and Technology, 2008, vol. 7, pp. 257-259.
- [3] Stephen Arthur Andrews, Ruben E. Perez, "Analytic study of the conditions required for longitudinal stability of dual-wing aircraft", Proceedings of the Institution of Mechanical

- Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2017, Volume 232, Issue 5, pp.17-18. DOI: <http://dx.doi.org/10.1177/0954410017704215>
- [4] Karthik M A, Adithya H V, Ankeet M Purantagi, Hari R K, C V VINAY Kumar, "Analysis and Selection of Airfoil sections for Low Speed UAV's", International Journal of Latest Engineering Research and Applications, 2018, Volume 3, Issue 5, pp.40-41, 46-49. DOI: <http://ijlera.com/papers/v3-i5/7.201805099.pdf>
- [5] O. S. Ahn, S. O. Cho, J. M. Kim, "Air-vehicle Sensitivity Study of Tilt-Rotor Configuration based on Payload, Cruise Speed, and Wing Aspect Ratio", 2003 KSAS Fall Conference, KSAS, 2013, pp. 475-476.
- [6] Y. I. Jung, J. H. Cho, J. S. Cho, "Steady Aerodynamic Characteristics and Longitudinal Stability of a Tandem Wing", 2006 KSAS Spring Conference, KSAS, 2006, pp. 444-446.
- [7] J. C. Kim, M. H. Sung, S. H. Han, H. C. Gong, "A study of on Freeware CFD(Computational Fluid Dynamics) Tools(AVL, XFLR5), before Designing of a Flying Wing Quadrotor Controller", 2006 KSAS Fall Conference, KSAS, 2016, pp. 1143-1146.