

論文

무게중심 변화에 따른 자유날개 동체꺾임형 항공기의 조종성 해석

박옥제*

Free-wing Tilt-body Aircraft Controllability Analysis
for Change of Center of Gravity

Wook-Je Park*

ABSTRACT

The free-wing tilt-body aircraft is researched in the flight performance characteristics for center of gravity (CG) change. All of speed, body tilt angle and center of gravity change are simulated to determine the flight envelope by a non-linear 3-DOF mathematical model. In flight, this aircraft configuration changes by the tiltable empennage. Then, flight dynamics distinguishes from those of a conventional fixed-wing aircraft. Though flight performance and trimmability are studied by CG change, the flight model of free-wing tilt-body aircraft is to reduce the hidden risk and to achieve the successful flight test. It is analyzed the flight characteristics by CG change that distinguishes free-wing tilt-body aircraft from the conventional aircraft.

Key Words : Free-wing Tilt-body Aircraft(자유날개 동체꺾임형 항공기), Simulation(시뮬레이션), Multi-body Dynamics(다물체 동역학)

1. 서 론

Free-wing Tilt-body 항공기는 주날개가 동체와 분리되어 비행속도에 따라 받음각이 변화하는 특이한 형태의 항공기이다[1,2,3]. 주날개를 자유날개(Free-wing)라고 하며, 돌풍(Gust)이나 엘레본(Elevon)의 변화에 따라서 받음각이 변화한다. 자유날개 안쪽으로 동체와 같이 붙어 있는 대칭형 에어포일을 사용하는 날개가 있으며 이를 Stub-wing이라고 하고, 항상 프로펠러 후류에 영향을 받아 높은 받음각에서도 실속이 일어나지 않으며, 항상 양력이 발생한다. 꼬리날개 받음각에 따라 상대풍에 의한 Stub-wing의 받음각이 변하며, 이것으로 인하여 고정익 비행기와 다

른 여러 가지 공기역학적 특성이 나타나게 된다 [4,5,6,7]. 일반적으로 알려진 Free-wing Tilt-body 항공기의 잇점은 세가지로, 단거리 이착륙, 저속 선회, 무게중심 변화에 대한 것이다. 선행 연구 [4]에서는 무게중심이 피봇에 있는 연구에 관한 것으로, 본 연구에서는 무게 중심 변화에 따른 비행성능을 분석하고자 한다.

2. 수학적 모델링

시뮬레이션 모델에 사용된 공력자료는 the Glenn L. Martin Wind Tunnel (GLMWT)의 풍동 모델자료[8,9]를 60%화하여 사용하였다. 세로운동에 대한 Free-wing, 동체, 꼬리날개 받음각의 상대적 관계와 자유흐름에서의 좌표계 정의를 그림 3에 정의하였다. 자유날개의 받음각, α_W 는 자유날개 순간 붙임각(자유날개 cord선과 동체기준선이 이루는 각) θ_W 와 동체받음각 α_F 의 합이다. 따라서

2011년 9월 16일 접수 ~ 2011년 12월 12일 심사완료

* 인하대학교 정보전자공동연구소

연락처, E-mail : parkwookje@gmail.com

인천광역시 남구 용현동 253

자유날개의 받음각은 다음과 같이 표현된다.

$$\alpha_W = \theta_W + \alpha_F \quad (1)$$

표 1. Specification for the 40% flight model of Scorpion

Scorpion 40%	
Total Length, m	1.42
Span, m	1.96
Wing area, m ²	0.589 (Free-wing: 61%, Stub-wing 39%)
Height, m	0.5 (Tilt : 0.823)
Landing speed, knots	31
Power, hp	5.7
Thrust to weight(static/MTO)	0.81
Total weight, kg	14.557



Fig. 1 자유날개 동체꺾임형 항공기 (Scorpion 40% flight model)

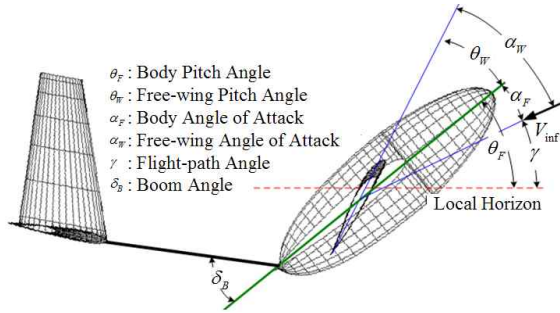


Fig. 2 자유흐름에서의 상대 변각 정의

Free-wing Tilt-body 항공기의 운동은 참고문헌[7]에 잘 설명되어 있으며, 세로운동과 관련한 운동방정식은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$A\dot{x} = b \quad (2)$$

여기서, $x = [u, w, q, q_W]^T$ 이며, A 는 4×4 의

행렬이고, b 는 4×1 행렬이다. A 행렬의 각 요소는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} A_{11} &= A_{22} = M \\ A_{12} &= A_{21} = 0 \\ A_{13} &= A_{31} = (m_T z^{F^* T^*} + m_W z^{F^* W^*}) \\ A_{14} &= A_{41} = m_W z^{PW^*} \\ A_{23} &= A_{32} = -(m_T x^{F^* T^*} + m_W x^{F^* W^*}) \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} A_{24} &= A_{42} = -m_W x^{PW^*} \\ A_{33} &= (I_{yy}^{F/F^*} + I_{yy}^{W/F^*} + I_{yy}^{T/F^*}) \\ A_{34} &= A_{43} = I_{yy}^{F/P} \\ &\quad + m_W (x^{PW^*} x^{F^* P} + z^{PW^*} z^{F^* P}) \\ A_{44} &= I_{yy}^{W/P} \\ b_1 &= (\Sigma \vec{F}_{ext} \cdot \vec{F}_1) - Mwq \\ &\quad + (m_T x^{F^* T^*} + m_W x^{F^* W^*}) q^2 \\ &\quad + m_W x^{PW^*} q_W^2 + 2m_W x^{PW^*} qq_W \\ &\quad + m_T z^{QT^*} \dot{q}_T + m_T x^{QT^*} \dot{q}_T^2 \\ &\quad + 2m_T x^{QT^*} qq_T \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} b_2 &= (\Sigma \vec{F}_{ext} \cdot \vec{f}_3) + Mq \\ &\quad + (m_T z^{F^* T^*} + m_W z^{F^* W^*}) q^2 \\ &\quad + m_W z^{PW^*} q_W^2 + 2m_W z^{PW^*} qq_W \\ &\quad + m_T x^{QT^*} \dot{q}_T + m_T z^{QT^*} q_T^2 \\ &\quad + 2m_T z^{QT^*} qq_T \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} b_3 &= (\Sigma \vec{M}_{ext} \cdot \vec{f}_2) \\ &\quad - (m_T z^{F^* W^*} + m_W z^{F^* W^*}) wq \\ &\quad - (m_T x^{F^* T^*} + m_W x^{F^* W^*}) uq \\ &\quad + m_W (x^{PW^*} z^{F^* W^*} - z^{PW^*} x^{F^* W^*}) \\ &\quad \quad \times (q_W^2 + 2qq_W) \\ &\quad + m_T (x^{QT^*} z^{F^* T^*} - z^{QT^*} x^{F^* T^*}) \\ &\quad \quad \times (q_T^2 + 2qq_T) \\ &\quad - [I^{T/Q} + m_T (x^{QT^*} x^{F^* Q} \\ &\quad \quad + z^{QT^*} z^{F^* Q})] \dot{q}_T \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} b_4 &= (\Sigma \vec{M}_{W_{ext}} \cdot \vec{f}_2) \\ &\quad - m_W x^{PW^*} uq - m_W z^{PW^*} wq \\ &\quad + m_W (x^{F^* P} z^{PW^*} - x^{PW^*} z^{F^* P}) q^2 \end{aligned} \quad (7)$$

여기서, $\dot{\theta}_W = q_W$ 이며, 또한 상태변수가 8개인 미분방정식은 다음과 같이 정의 된다.

$$y \equiv \{u, w, q, q_W, \theta, \theta_W, \dot{x}, \dot{z}\} \quad (8)$$

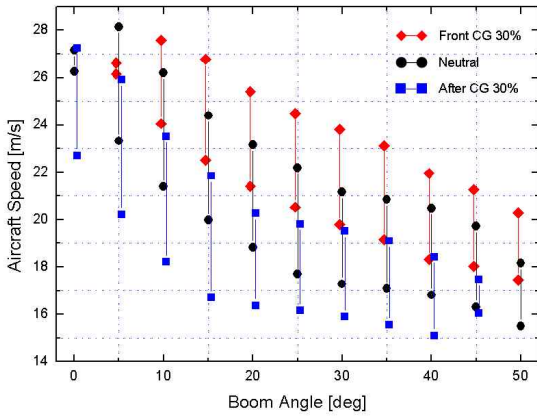


Fig. 3 Boom angle vs aircraft speed

3. 시뮬레이션 및 성능해석

3.1 시뮬레이션 절차

고정의 항공기에서 트림(trim)이라 함은 피칭 모멘트가 0이 되는 상태를 말한다. 시뮬레이션을 수행하기 전에 피칭모멘트가 0이 되는 엘리베이터(Elevator) 변위각을 찾아야하며, 이 때 변위각을 시뮬레이션에 적용하게 된다. Free-wing Tilt-body 항공기에서의 트림은 다른 개념을 적용하여야만 한다. Free-wing이 동체에 일정한 붙임각으로 고정되어 있지 않고, MAC 20%에서 피봇(Pivot)되어 자유로이 움직이기 때문이다. 따라서, 트림조건은 고도가 일정한 등속수평비행 상태가 되는 것으로 하였다. Free-wing Tilt-body 항공기 트림이 되기 위한 변수는 꼬리날개 받음각, 엔진출력, 엘레본(Elevon) 변위각으로, 동시에 3개의 변수가 변하지 않고, 실제 비행하는 원리에 맞추어 순차적으로 결정하였다. 실제 비행모델에서 꼬리날개 받음각의 변위 일반 조종면과 달리 조종 응답성이 매우 느리다. 꼬리날개 받음각의 변위각을 결정한 후에, 엘레본 변위각을 결정하고, 엔진 출력을 조종하여 수평등속비행이 되는 조건을 찾았다. 실제 비행에서는 꼬리날개 받음각 결정후, 엔진출력 결정한 다음에 수평비행을 위해 엘레본을 조종하는 순서이지만, 세밀한 엘레본 변위값을 구하기 위해 현 시뮬레이션에서는 엘레본 변위각을 결정한 후, 엔진출력을 조종하는 것으로 수행하였다. 무게중심의 위치를 전방 30%, 0%, 후방 30%에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다.

3.2 무게중심 변화에 따른 성능해석

그림 3에서 ●는 무게중심이 피봇점에 있는 경우로 기본적인 비행영역을 시뮬레이션한 결과를 나타내고 있다. ■는 무게중심이 MAC 전방 30%에 있고, ◆는 MAC 후방 30%에 있는 경우를 도시하였다. 참고문헌에서의 엘레본 변위에 따른 풍동시험의 데이터[4]가 한정되어 있어 엘레본 트림 범위가 대부분 -4 ~ +4도로 한정되었다. 전방 무게중심 30%인 경우 작은 꼬리날개 받음 변위각에서 비행이 제한적임을 알 수 있으며, 후방 무게중심 30%에서는 꼬리날개 받음 변위각이 클 때 트림이 되지 않아 비행이 불가능하다. 즉 무게 중심이 전방으로 이동한다면, 비행영역은 우측으로 이동하게 되고, 후방으로 이동한다면, 비행영역은 좌측으로 이동하게 된다. 전후방으로 무게중심 변화에도 조종여유(Control margin)는 거의 동일하게 유지됨을 알 수 있다.

일반적인 고정익비행기에서 무게중심이 전후방으로 30%에 위치할 경우, 거의 비행이 불가능하다. 정확히 표현하면 수평비행은 가능할 수 있지만 이착륙이 불가능하다. 무게 중심이 최후방 위치 보다 뒤에 있을 때, 속도가 높은 영역에서는 엘리베이터의 조종력이 충분하지만, 착륙시에는 활주로 착지후 속도가 감소하면, 피칭모멘트를 상쇄시킬 엘리베이터 조종력의 부족으로 인하여, nose up 피칭모멘트가 커져, 비행기의 전복으로 이어진다. Free-wing Tilt-body 항공기는 꼬리날개 변위각 25도 전후에서 이착륙이 수행하기 때문에 무게중심이 변하더라도 이 범위에서 등속수평 비행이 이루어진다면 이착륙에는 아무런 문제가 없다.

그림 5는 무게중심이 피봇에 위치할 때, 비행기속도와 엘레본 트림의 관계를 받음 변위각 별로 도시하였다. 받음 변위각이 0도 일 때, 엘레본 트림 범위는 1도 범위를 가지므로, 매우 민감하다. 받음 변위각 15~50도 범위는 5~15도 범위에 비해 엘레본이 민감함을 보여주고 있다. 그림 4는 무게중심이 전방 30%에 있는 경우이며, Neutral CG와 비교해, 받음 변위각 0~5도에서는 트림이 어려움을 알 수 있고, 전반적 속도 영역이 높은 영역에서만 비행이 가능하며, 엘레본이 전 범위에 걸쳐 민감해짐을 보여 주고 있다. 그림 6은 무게중심이 후방 30%에 있는 경우이며, Neutral CG와 비교해, 받음 변위각 0~15에서 엘레본 트림 범위가 향상되었다. 특히 0도에서는 엘레본 트림범위가 -4~1도로 확장되었지만, 받음 변위각 45~50도에서

는 트림범위가 축소되었고, 전반적인 비행영역의 변화는 없고, 트림값이 낮은 속도범위로 이동하였다.

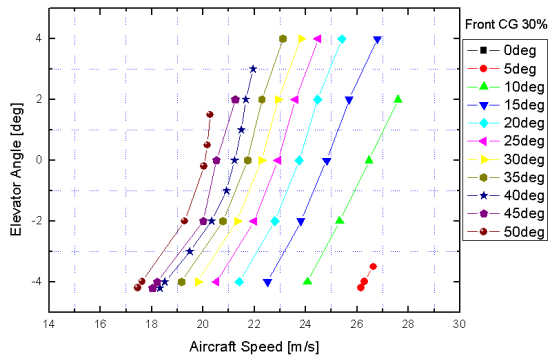


Fig. 4 Aircraft speed vs elevon angle for front CG 30%

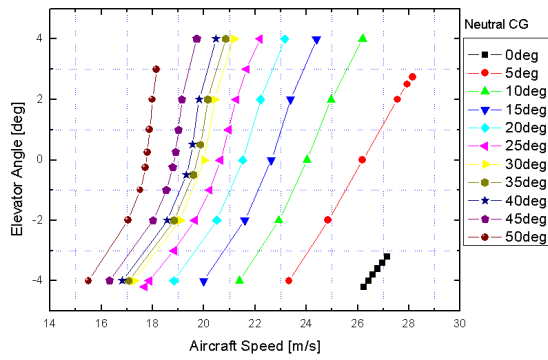


Fig. 5 Aircraft speed vs elevon angle for neutral CG

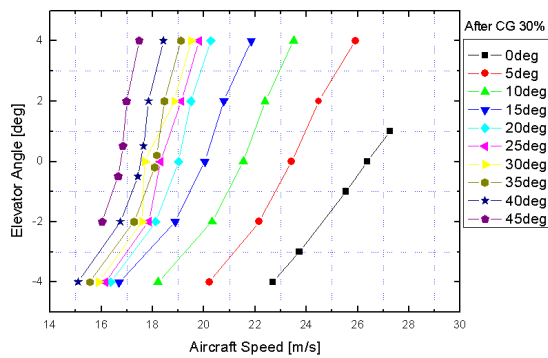


Fig. 6 Aircraft speed vs elevon angle for after CG 30%

그림 7~9는 속도에 따른 꼬리날개 뒀 변위각과 엔진 회전수와와의 관계를 나타낸다. 무게중심이

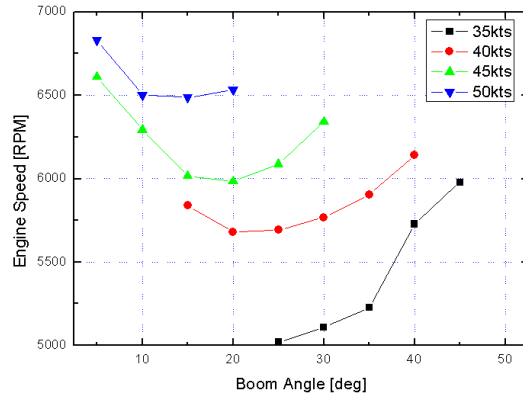


Fig. 7 Engine rpm variation by boom angle at the fixed velocity (front CG 30%)

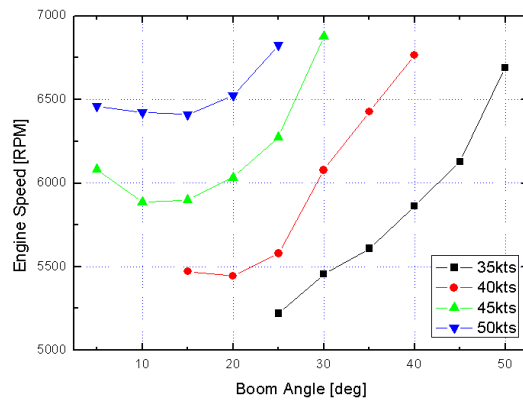


Fig. 8 Engine rpm variation by boom angle at the fixed velocity (neutral CG)

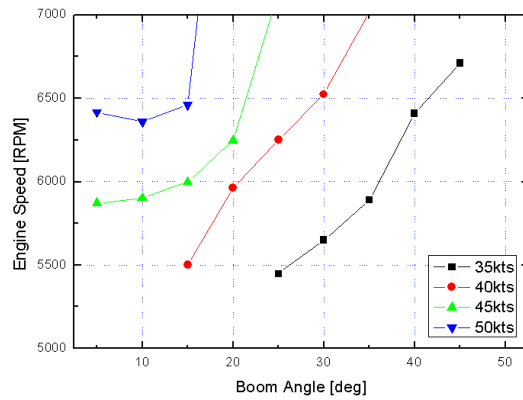


Fig. 9 Engine rpm variation by boom angle at the fixed velocity (after CG 30%)

이 전방 30%와 피봇에 위치할 때는 고속 구간에서 두 가지의 뒀 변위각을 갖는다. 무게중심이

후방 30%에 위치할 경우에는 50knots를 제외하고 붐 변위각과 엔진회전수가 비례관계로 변화된다. 즉 무게중심이 전방으로 이동할수록 동일비행속도에 대한 두 가지 붐 변위각과 엔진회전수를 갖지만 후방으로 이동할수록 이러한 경향은 사라지고, 단일 설정으로 바뀐다.

4. 결 론

Free-wing Tilt-body 항공기는 꼬리날개 붐 변위각 변경으로 인하여 복잡한 공력특성을 갖는다. 전후방 30%의 무게중심 변화에도 수평등속 비행이 가능하며, 이착륙에 사용되는 붐 변위각 20~30도에서도 충분한 조종여유를 갖지만, 전방 무게중심 30%일 경우, 작은 붐 변위각에서 비행이 제한된다. 전통적인 고정익 항공기와 달리 최대 전후방 무게중심을 벗어난 경우에도 이착륙이 가능하다. 이는 Free-wing Tilt-body 항공기의 꺾임동체 특성에 기인되는 특성이다.

Acknowledgement

이 논문은 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 중점연구소 지원사업으로 수행된 연구임(2011-0018394).

참고문헌

- [1] Zuck, D.R., U.S. Patent No. 2,347,230, April 1949.
- [2] Spratt, C.G. U.S. Patent No. 2,623,712, December 1952.
- [3] Schmittle, H.J., U.S. Patent No. 4,596,368, June 24, 1986
- [4] 박옥제, "자유날개 동체꺾임형 항공기의 조종성 해석," 한국항공운항학회지, Vol. 19, No. 1, March, 2011. pp. 1~6.
- [5] Ro, K., Raghu, K. and Barlow, J.B., "Aerodynamic Characteristics of a Free-Wing Tilt-Body Unmanned Aerial Vehicle," Journal of Aircraft, Vol. 44, No. 3, 2007, pp. 1619-1629
- [6] Ro, K., J.W.Kamman, and Barlow, J.B., "Flight Mechanics of a Free-wing Tilt-body Aircraft," The Aeronautical Journal, Vol. 112, No. 1137, November, 2008. pp. 625-640
- [7] Kane, T.R. and Levinson, D.A., Dynamics: Theory and Applications, McGraw-Hill Inc.,

1985

[8] Chen, W. and Barlow, J.B., "A Wind Tunnel Test of a Tilt-body Freewing Aircraft Including Thrust Effects," AIAA-95-1902, AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Diego, CA, June, 1995

[9] Chen, W. and Barlow, J.B., "A Wind Tunnel Test of a Tilt-body Freewing Aircraft Including Thrust Effects," AIAA-95-1902, AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Diego, CA, June, 1995