

論文

자유날개 동체꺾임형 항공기의 조종성 해석

박욱제*

Free-wing Tilt-body Aircraft Controllability Analysis

Wook-Je Park*

ABSTRACT

The free-wing tilt-body aircraft is researched in the flight performance characteristics such as short take-off and landing capability, and reduced sensitivity to gust and center of gravity (CG) change. Due to the main wing separating from the fuselage, the high tiltable empennage, and the stub-wing strongly influencing from the propeller wake, the resulting vehicle aerodynamics and flight dynamics are quite different from those of a conventional fixed-wing aircraft. Using the governing flight dynamics model was studied previously, all of speed and body tilt angle is simulated to determine the flight envelope by a non-linear 3-DOF flight simulation analysis. Though flight performance and trimmability are studied, 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 that distinguishes free-wing tilt-body aircraft from the conventional aircraft.

Key Words : Free-wing Tilt-body Aircraft(자유날개 동체 꺾임형 항공기), Simulation(시뮬레이션), Multi-body Dynamics(다 물체 동역학)

1. 서 론

단거리 이착륙을 위한 항공기의 형태는 여러 가지가 존재한다. 무인기에 적용하기 적합한 새로운 형태의 항공기로서 제안된 것이 바로 Free-wing Tilt-body 항공기인 스크피온(Scorpion)이다[1,2,3].

Free-wing Tilt-body 항공기는 전통적인 고정익항공기와 다른 Sub-wing이라는 구조를 가지고 있으며, 비행자세에 따라 여러 가지 공기역학적 특성을 나타낸다. Sub-wing은 동체와 꼬리날개의 꺾임각(Body tilt angle)에 따라 비행성능에 큰 영향을 미치게 된다. Free-wing Tilt-body 항공기의 양력과 항력은 자유날개(Free-wing), Stub-wing, 추력의 3가지 요소로 구성이 된다. 따라서 동체와 꼬리날개의 꺾임 각에 따라 3가지의 요소가 서로 상관적으로 변화하게 된다. 주날개인 자유

날개는 Cord 길이가 짧은 Fly-wing과 유사한 역할을 하게 된다. 자유날개의 받음각은 비행속도와 비행경로에 따라 항상 일정하게 유지된다. 그러나 Stub-wing의 받음각은 Boom Angle과 비행속도에 따라 변하게 된다. 또한 Stub-wing은 항상 프로펠러 후류에 놓이게 되므로, 고받음각 상태에도 실속이 일어나지 않고 항상 양력이 발생한다. 이러한 효과는 일반적인 고정익항공기와 구분되는 특징으로서 비행에 여러 가지 이점을 제공한다. 추력 방향은 꼬리날개의 뒀 변위각에 따라 달라지며 변위각이 커지면 추력의 양력 성분도 커진다.

또한 일반적인 항공기에서 볼 수 없는 특징으로 단거리 이착륙, 저속선회가 가능해지게 된다. 본 연구에서는 다양한 추력과 뒀 변위 각에 따라 시뮬레이션을 수행하였다. Table 1과 Fig.1은 스크피온의 40% 축소형 비행모델이며, 모델의 측정치를 사용하여 시뮬레이션 하였고, 비선형 수학적 모델의 정확도를 향상시키기 위해 참고문헌 [3]과 [4]의 공력계수를 사용하였다.

2011년 1월 10일 접수~2011년 2월 15일 심사완료

* 인하대학교 정보전자공동연구소

연락처, E-mail : parkwookje@gmail.com

인천광역시 남구 용현동 253



Fig. 1 자유날개 동체꺾임형 항공기(Scorpion 40%)

2. 수학적 모델링

2.1 비행체 형상

시뮬레이션 모델에 사용된 공력자료는 the Glenn L. Martin Wind Tunnel (GLMWT)의 풍동모델자료를 60%화하여 사용하였다.

Fig.2는 Free-wing, 동체, 착륙장치가 포함된 꼬리날개 붐에 대한 각각의 좌표계를 정의하고 있다. 세로운동에 대한 Free-wing, 동체, 꼬리날개 붐의 상대적 관계와 자유흐름에서의 좌표계 정의를 Fig. 3에 정의하였다. 자유날개의 받음각, α_W 는 자유날개 순간 불임각(자유날개 cord선과 동체 기준선이 이룬 각) θ_W 와 동체받음각 α_F 의 합이다. 따라서 자유날개의 받음각은 다음과 같이 표현된다.

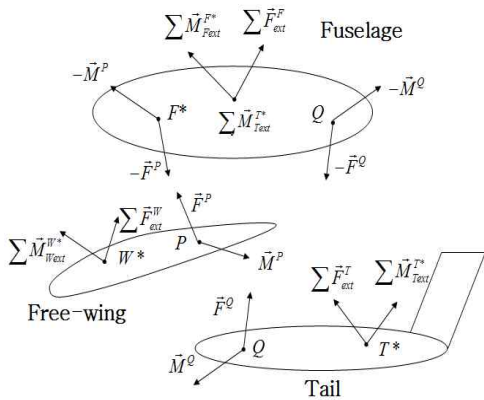


Fig. 2 날개-동체-꼬리날개의 좌표계

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

Table 1. Comparison of 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)
Maximum take off weight, kg	14.56
Max speed, knots	55
Landing speed, knots	31
Power, hp	5.7
Maximum RPM, rev/min	7,000
Propeller Diameter, m	0.5588(0.254m, fixed pitch)
Static Thrust, N	112.48
Thrust to weight(static/MTO)	0.81
Total weight, kg	14.557
Fuselage weight, kg	8.556
Tail + Landing gear weight, kg	4.3583
Wing weight, kg	1.642
Fuselage Iyy, kg-m ²	0.429
Tail + Landing gear Iyy, kg-m ²	0.758
Wing Iyy, kg-m ²	0.023

2.2 시뮬레이션 모델

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

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

여기서, $\underline{x} = [u, w, q, q_W]^T$ 이며, A 는 4×4 의 행렬이고, \underline{b} 는 4×1 행렬이다. A 행렬의 각 요소는 다음과 같다.

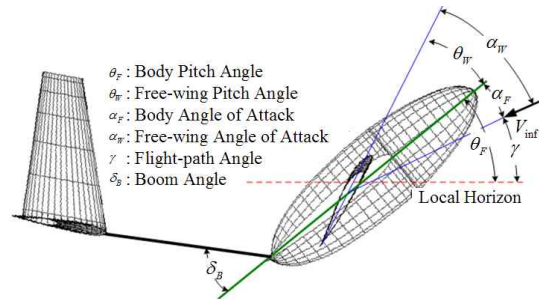


Fig. 3 자유흐름에서의 상대 변각 정의

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

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

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

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

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

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

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

3. 비행성능해석

Free-wing Tilt-body 항공기의 비행성능을 확인하기 위해 엔진 회전수 변화, 엘레본(Elevon)

변위, 꼬리날개 붐 변위에 따른 트림 조건을 찾았다.

일반적인 고정익항공기와 비교하여, Free-wing Tilt-body 항공기의 트림조건을 찾고, 시뮬레이션하기 위해 새로운 개념이 필요하다. 일반적으로, 트림 조건이라 함은 피칭모멘트가 0이 되는 엘레본 변위 각을 말한다. 트림 조건을 찾는 것은 그 변위각을 찾는 것이다. 그러나 Free-wing Tilt-body 항공기에서는 Free-wing이 동체에 일정한 붙임각으로 고정되어 있지 않고, MAC 20%에서 피벗되어 자유로이 움직이기 때문에 이러한 개념이 적용되지 않는다. 따라서 Free-wing Tilt-body 항공기의 트림조건은 고도가 일정한 등속수평비행상태가 되는 것으로 하였다. 3가지 변수인 꼬리날개 붐의 변위 각, 엔진출력, 엘레본 변위각이 동시에 변하지 않고 우선 꼬리날개 붐의 변위각을 먼저 결정하고, 엔진출력과 엘레본 변위각을 변경하여 수평비행이 되는 조건을 찾았다. 이는 실제 비행체의 조종술과 동일한 방법으로 적용된 것이다.

Free-wing Tilt-body 항공기에서 꼬리날개 붐 변위각의 변화는 일반항공기의 Elevator Trim Tap과 유사한 기능을 수행한다. Trim Tap의 주요기능은 조종력을 경감시키는 것이 주요목적으로, 항공기 속도와 무게중심 변화에 따라 Trim값이 변경되고, 동체 자세도 달라진다. Trim Tap 서보와 같은 기능으로서의 붐 Actuator의 응답속도는 일차 조종면과 비교하여 매우 느리다. 붐 Actuator의 기능은 조종력을 경감시키는 것이 아니라 붐 변위각과 추력의 조합으로 속도를 결정하는 것이다. 엔진출력은 별도의 모델링 없이, Scorpion의 40% 비행 모델에 착각된 고정피치 방식인 직경 56cm, 피치 30cm, 프로펠러의 정지 상태에서 최대 RPM과 정지추력을 측정하여 적용하였다. 또한 추력은 블레이드 모멘텀 이론(Blade Momentum Theory)[9]을 적용하여 매 스텝마다 계산된다. Free-wing, Stub-wing이 포함된 동체, 착륙장치가 포함된 꼬리날개의 무게와 관성모멘트를 측정하여 사용하였다.

항공기 무게 중심이 Free-wing의 피벗점에 있는 경우에 대한 시뮬레이션 결과를 Fig. 4에서 12까지 도시하였다. Fig. 4는 꼬리날개 붐 변위각에 대한 각각의 속도에서 엘레본 트림 상태를 보여주고 있다. 엘레본의 트림 범위는 대부분 -4~+4도인데 이는 참고문헌의 풍동시험 범위가 한정되어 있기 때문이다. 또한 트림이 가능한 최저속도는 붐 변위 각이 45~50도 정도가 됨을 알 수 있다. 5도 근처의 붐 변위각에서 최고속도를

나타내고 있다. 뿔 변위각이 0도인 경우에는 조종여유(Control Margin)가 매우 적으며, 트림된 모든 영역에서 Stub-wing의 받음각이 음의 값을 갖는다. 대칭형 에어포일을 사용하는 Stub-wing cord선과 동일한 방향인 추력성분이 아랫방향으로 향하므로 Stub-wing의 양력은 중력방향으로 발생하게 된다.

따라서 주날개인 Free-wing에서 더 많은 양력이 발생하여야 하며, 엘레본 변위에 대한 민감성이 증대하게 된다.

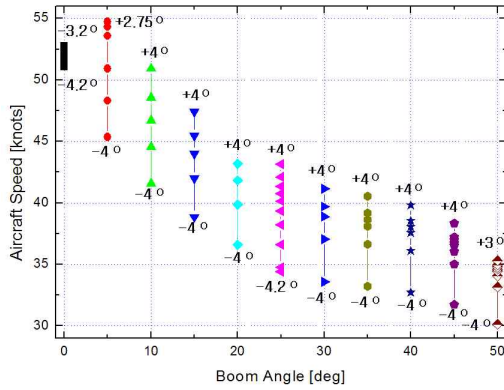


Fig. 4 Boom angle vs aircraft speed

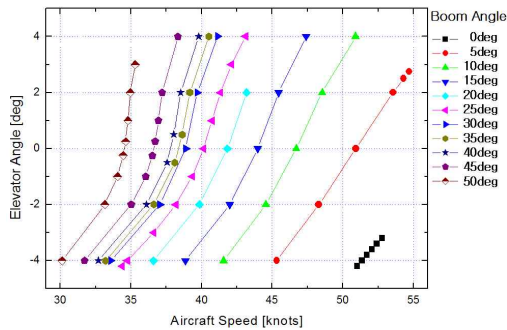


Fig. 5 Aircraft speed vs elevon angle

Fig. 5는 뿔 변위 각이 5~10도 경우에는 엘레본 변위 각이 선형성을 유지하지만, 뿔 변위각이 증가할 경우 비선형성으로 변하기 시작하며, 30~40도 변위에서는 속도에 따른 기울기 간격이 일정치 않게 변하게 된다. 이는 Fig. 6 ~ 8에 나타난 근궤적의 변화를 보면, 단주기 운동, 장주기 운동, 그리고 자유날개 운동에 대한 근궤적의 변화가 뿔 변위 각에 따른 항공기 특성이 경향성을 띄고 있지 않다. 즉, 뿔 변위각이 일정 범위를 벗어나면 전혀 다른 항공기로 바뀐다는 것이

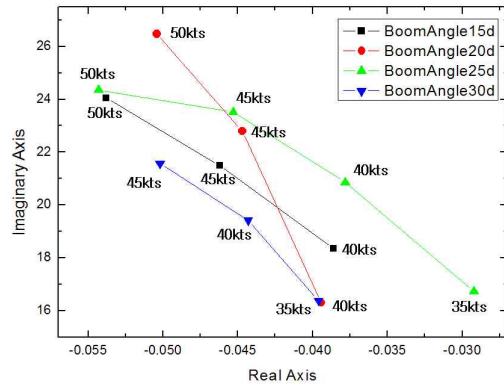


Fig. 6 Root locus - (단주기 운동)

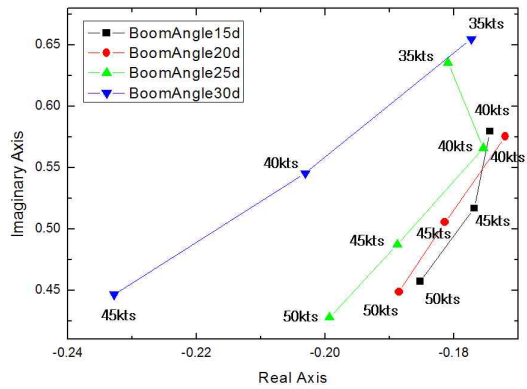


Fig. 7 Root locus - (장주기 운동)

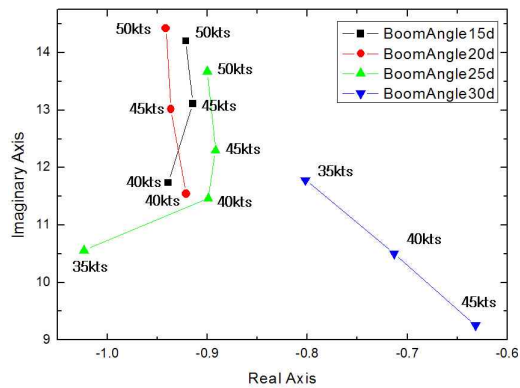


Fig. 8 Root locus - (자유날개 운동)

다. 일반항공기의 세로운동에서는 단주기 운동과 장주기 운동만 나타나지만 Free-wing Tilt-body 항공기는 추가적으로 자유날개와 관련된 운동이 나타난다. 이것은 자유날개가 피봇축을 따라 회전하는 회전진동에 관련된 특성이다. 그 특성을 Fig. 8에 도시하였다.

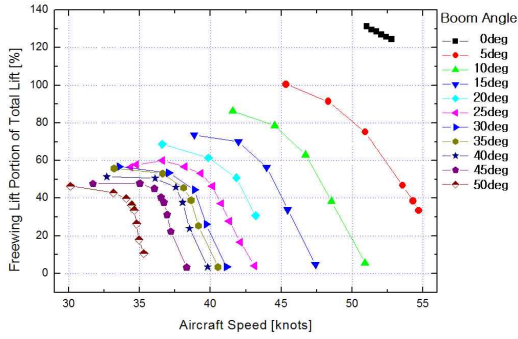


Fig. 9 Aircraft speed vs freewing lift portion

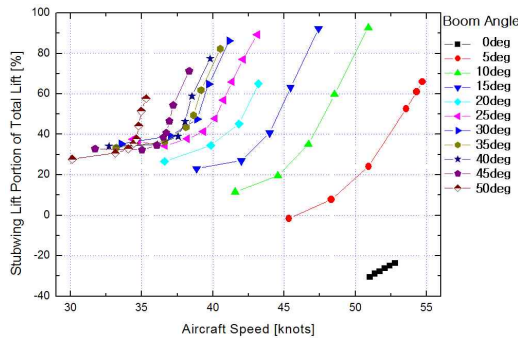


Fig. 10 Aircraft speed vs Stub-wing lift portion

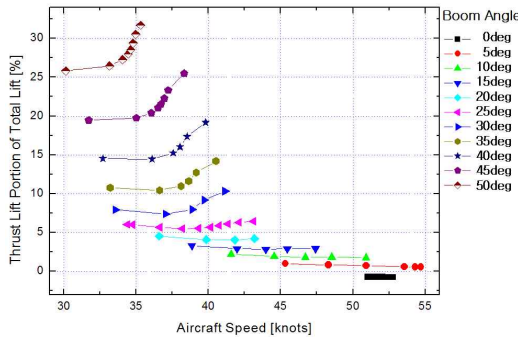


Fig. 11 Aircraft speed vs thrust lift portion

일반항공기에서의 양력과 Free-wing Tilt-body 항공기에서의 양력은 서로 다른 개념을 가지고 있다. 일반항공기에서 대부분의 양력은 주날개에서만 발생하지만, Free-wing Tilt-body 항공기에서의 양력은 붐 변위 각에 따라 주날개인 자유날개, Stub-wing, 그리고 추력으로 나뉘어 발생하게 된다. Fig. 6 ~ 8은 이러한 변화를 붐 변위각과 엔진 회전수에 따라 나타내었다. Fig. 9 ~ 11에서 붐변위각이 0도일 경우, Stub-wing의 받음각이 음이므로, 양력이 중력방향으로 25%정도 발생하게 된다.

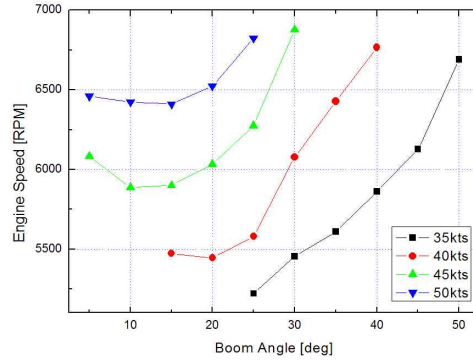


Fig. 12 Engine rpm variation by boom angle at the fixed velocity

이로 인하여 Free-wing에서 125% 정도의 양력이 발생하여야만 한다. 또한 붐 변위 각이 5도이고, 속도 45노트인 경우, 모든 양력은 Free-wing에서만 발생하지만, 속도가 55노트로 증가할 경우 Free-wing에서의 양력은 약 40%로 감소하고, 대신 Stub-wing의 양력분담이 60%로 증대하게 된다.

변위각이 25도, 속도가 약 37노트인 경우 Free-wing의 양력분담은 최대 60%이고, Stub-wing의 양력분담은 약 34%정도 분담하고, 추력이 윗방 향으로 향하므로, 약 6% 정도의 분담하게 된다. 하지만 동일한 25도의 붐변위각에서 속도가 43노트로 증가할 경우, Free-wing의 양력분담은 5%이하로 내려가게 되고, Stub-wing의 양력분담이 90% 정도로 증가되고, 추력은 약 7% 정도를 유지하게 된다. 이러한 변화는 붐변위각이 증대될수록 동일한 경향을 갖지만, 추력의 양력방향의 성분이 더욱더 증가하여 최대 32% 정도를 갖게 된다.

Fig. 12는 비행속도, 엔진 RPM, 붐 변위각과의 관계를 나타낸다. 항공기가 50노트로 비행하고 있다면, 붐 변위 각은 5~25도의 범위 내에 있게 된다. 이 때 엔진 RPM은 5도에서 6,500 rpm, 25도에서 6,850 rpm를 갖게 된다. 속도가 45노트인 경우, 두 개의 붐 변위각과 엔진 RPM이 존재한다. 붐 변위 각이 작아지고, 엔진회전이 감소하지만 붐변위 각이 10도보다 작은 경우 오히려 엔진출력이 증가되는 현상이 발생된다. 정해진 속도에 대하여 알맞은 붐 변위각과 엔진출력을 찾는 것이 중요하다.

4. 결 론

일반항공기와 비교하여 Free-wing Tilt-body 항공기는 형상이 변경됨으로 인하여 복잡한 공력 특성을 나타낸다. 이러한 항공기를 시뮬레이션하

기 위해 새로운 트림 개념이 필요하다. 각각의 경우, 항공기의 총 양력은 날개이론에 의하여 계산된 자유날개의 양력과 프로펠러 후류의 영향을 받는 Stub-wing의 양력, 형상변경에 의한 추력의 양력성분의 조합으로 계산된다. 붐 변위 각이 0도 근처에서는 엘레본의 조종여유가 크지 않기 때문에 비행이 제한되어야 하며, 그 외의 영역에서는 조종여유를 충분히 제공하고 있음을 알 수 있다. 최대 붐 변위각에서 충분한 조종성을 갖고 있어 30~35노트 정도의 최저속도로 착륙이 가능하다. 조종여유를 고려한 저속 선회비행은 고도 500m일 때 붐 변위각이 45~50도에서 35노트 정도로 가능하다. 이러한 시뮬레이션은 비행 모델의 성공적인 운영을 위한 중요한 자료를 제공한다. 또한 다변수 특성을 갖는 Free-wing Tilt-body 항공기의 운항속도에 따른 적절한 붐 변위각과 스로틀이 연동된 제어기의 최적설계에 매우 중요한 기준 정보가 될 수 있다.

후 기

이 논문은 2010년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 중점연구소지원사업으로 수행된 연구임(2010-0020163).

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
- [3] Schmittle, H.J., U.S. Patent No. 4,596,368, June 24, 1986
- [4] 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
- [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] 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
- [7] 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

- [8] Kane, T.R. and Levinson, D.A., Dynamics: Theory and Applications, McGraw-Hill Inc., 1985
- [9] Walter S. Diehl, "Static Thrust of Airplane Propellers," T.N. No 447, N.A.C.A. 1932