

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(1), 31-39(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.1.31>

QTW 무인항공기의 종축 비행동역학에 관한 연구

정지인, 홍성태, 김승균, 석진영*

A Study on Longitudinal Flight Dynamics of a QTW UAV

Ji In Jung, Sung Tae Hong, Seungkeun Kim and Jinyoung Suk*

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University

ABSTRACT

A Quad Tilt Wing UAV is a new concept hybrid UAV having the advantages of both fixed-wing and rotary-wing aircraft. This paper presents longitudinal flight dynamic characteristics of a Quad Tilt Wing UAV. The designed Quad Tilt Wing UAV is a configuration of a tandem wing type aircraft with an actuating motor and propeller mounted at each wing. Momentum theory is used to calculate the thrust, and nonlinear modeling is performed considering lift and drag generated by slip stream effect of propellers. Also, Force and moment variation at each tilting angle is considered. Static trim on longitudinal axis is analyzed via numerical simulation. Componentwise force contribution was analyzed at each trim mode. Dynamic characteristics were evaluated through eigenvalue analysis for a linear model at each flight mode. It is verified that longitudinal dynamic characteristics are changing from unstable to stable state by continuous transition of dominant poles.

초 록

본 논문에서는 고정익항공기와 회전익 항공기의 장점을 결합시킨 신개념 복합형 무인 항공기인 QTW(Quad Tilt Wing)의 종축 동특성을 연구한 결과를 기술하였다. 설계된 QTW 무인항공기는 Tandem Wing 형상을 가지며 각 주익의 끝단에는 프로펠러를 구동하는 모터를 장착하였다. 비행역학적 분석을 위해 모멘텀 이론을 이용해 추력을 계산하였으며, 틸트 각도에 따른 프로펠러의 Slip stream에 의한 양력과 항력을 고려한 비선형 모델링을 구축하였다. 또한 트림분석을 통해 설계된 비행체가 적절한 비행속도 대비 틸팅각을 가짐을 보여주었으며, 각 트림 점에서의 성분별 힘을 분석하였다. 각 비행 모드의 선형모델 고유치 분석하여 동적 특성을 분석하였으며 고정익모드로 전환됨에 따라 안정한 부분으로 극점이 이동함을 확인하였다.

Key Words : Quad Tilt Wing(4중 틸트윙), Tilt Wing(틸트윙), Modeling(모델링), Static Trim(정적 트림), Dynamic characteristics(동적 특성)

1. 서 론

최근 항공우주 및 전기전자기술의 비약적인 발전으로 고정익과 회전익간의 장벽이 허물어지고 있

는 추세이다. 고정익 항공기는 고속 비행이 가능하고, 연료 효율이 우수하나, 활주로 등의 기반 시설과 이착륙 장비가 필수적이다. 반면 회전익 항공기는 수직 이착륙이 가능하기 때문에 활주로

† Received: October 25, 2012 Accepted: December 27, 2012

* Corresponding author, E-mail : jsuk@cnu.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

가 필요치 않고 공중에서 정지비행이 가능하다는 장점이 있으나, 형상특성 등으로 인해 고속비행이 어렵고 연료효율이 떨어진다는 단점이 있다. 이와 같이 고정익과 회전익 비행체는 각각의 고유한 장점 및 단점을 가지고 있다. 따라서 각각의 비행체의 단점을 보완하고 장점만을 취하여 고속/고기동, 고연비 비행을 하면서도 수직이착륙 및 정지비행이 가능한 고정익형 수직이착륙기의 개발에 대한 연구가 절실히 필요하다. QTW (Quad Tilt Wing) 무인항공기는 고정익 무인항공기와 회전익 무인항공기의 장점을 결합한 신개념 복합형 무인항공기로 분류될 수 있으며, 무인항공기의 비행운용영역을 확장시킴으로서 다양한 임무를 수행할 수 있다. 그러나, 고정익, 회전익 및 천이비행 등 다양한 비행모드를 가진 QTW 비행체는 기술적으로 구현하기가 매우 어려운 무인항공기로서 전 세계적으로 연구가 제한되어 있는 실정이다. 관련 연구로는 일본의 Chiba대학[1~2]과 JAXA에서 연구를 진행중에 있으며 JAXA는 풍동실험을 통해 QTW 비행체의 공기역학적 특성에 대해 연구한 바 있다[3]. 또한 독일 RWTH Aachen University에서 틸트윙 무인기에 대한 연구를 진행하고 있다[4~5]. 그러나, 비행동역학 및 비행제어분야에 관한 연구는 일천한 실정이며, 관련 논문이 보고된 바 없다.

본 연구에서는 QTW 무인항공기의 운용 및 제어개념을 정립하고, 이를 바탕으로 비행체를 설계하였으며 비행동역학적 해석을 수행하였다. 모멘텀 이론을 이용하여 추력을 계산하였고, 4개의 프로펠러 후류에 의한 주익의 양력과 항력의 영향을 분석하였으며, 이를 바탕으로 Jacobian을 이용하여 트림상태를 유도하였다. 회전익, 천이 및 고정익 비행모드에 대한 선형상태공간식을 구하여 고유치 분석을 통한 안정성 분석을 수행하였다. 본 연구는 국내에서는 처음 시도되는 주익 틸팅 방식 무인항공기에 관한 연구이며, 비행동역학적 특성에 관한 연구를 수행함으로써 향후 체계적인 비행제어시스템 설계를 위한 선행연구로서의 의미가 있다고 사료된다.

II. QTW 무인항공기의 동역학 모델링

2.1 QTW 운용개념

QTW 무인항공기는 회전익 항공기와 고정익 항공기의 특징을 모두 포함하고 있다. 틸트 각도가 0도 상태일 때는 회전익 항공기의 특징을 가지며 틸트 각도가 90도인 상태에서는 고정익 항

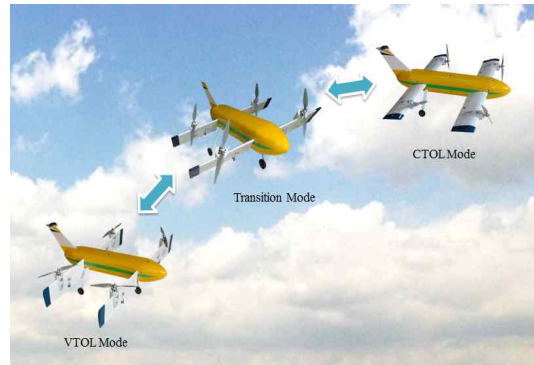


Fig. 1. Operation Concept of a QTW

공기의 특성을 가지게 된다. 이와 같이 주익의 틸트가 진행됨에 따라 운동특성이 변화하게 되므로 각 운용상태별 무인기의 운용개념 및 각 운용상태에 따른 제어방법들을 정립할 필요가 있다.

QTW는 운용 상태에 따라 회전익모드, 천이모드, 고정익모드의 3가지 상태로 나눌 수 있으며, Fig. 1과 같이 회전익 모드로 이륙을 한 후 천이 과정을 거쳐 주익이 고정익 형태로 틸트하게 되고 고정익모드 상태로 천이가 완료된 후, 순항하게 되는 비행과정을 가진다. 회전익모드는 수직이착륙시의 운용모드로 주익의 틸트 각도는 0도이며 프로펠러가 수직 상방을 지향하고 있어 수직이착륙 및 정지 비행이 가능하다. 천이모드는 회전익모드와 고정익모드의 중간 과정으로 비행 중에 주익이 0도에서 90도로 틸트됨으로써 회전익에서 고정익으로 전환되는 과정이다. QTW 기술개발의 핵심이라고 할 만큼 매우 어렵고도 중요한 운용구간으로 틸트가 진행됨에 따라 비행속도가 증가하는 비행모드이다.

고정익모드는 천이모드를 거쳐 주익의 틸트 각도 90도로 틸트가 완료되어 QTW 무인항공기 임무의 대부분을 차지하는 순항비행 상태이다. 이 때 무인기는 고정익 항공기의 비행특성을 가지게 되고, 프로펠러에 의한 추력은 전진방향의 추력이며, 비행체에 작용하는 양력은 주익에 의해 발생하게 된다. 따라서 높은 양항비로 연료효율이 우수하고, 고속비행이 가능하다. 또한 고정익모드에서 4개의 프로펠러에 의한 추력은 매우 높은 추력을 발생할 수 있으므로, 전방 주익 또는 후방주익에 위치한 프로펠러만을 사용하는 등 선택적 추력 운용으로 연료효율을 최적화할 수 있으며, 비행 중 어느 한쪽의 추진시스템이 고장 나더라도 추력 재분배를 통해 고장허용 비행을 할 수 있다.

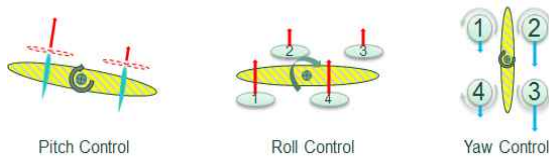


Fig. 2. Attitude Control for VTOL Mode

2.2 QTW 제어 개념

QTW 비행체는 고정익 또는 회전익 운용을 위한 틸트각 상태에 따라 항공기의 자세를 결정하기 위한 조종면 제어개념이 달라진다.

회전익모드

회전익모드의 경우 프로펠러에 의한 추력이 지배적이므로 4개의 프로펠러로부터 발생하는 추력을 제어함으로써 자세제어를 수행하게 된다. Fig. 2와 같이 피치축과 롤축은 프로펠러에 의한 추력, 즉, 추진모터의 각속도를 제어함으로써 자세를 제어할 수 있다. 요 운동의 경우 전방 및 후방주익에 장착된 플랩을 제어하여 자세를 제어한다. 즉, 프로펠러에 의해 발생하는 후류에 의해 후류가 통과하는 날개 영역에 대해서 공기역학적 힘인 양력과 항력이 발생하게 되는 slip stream 효과가 발생하게 되고, 플랩을 이용해 이 양력의 크기를 조절함으로써 요 운동을 제어하게 된다.

천이모드

천이모드는 틸트 각도에 따라 프로펠러의 추력과 후류에 의해 발생하는 공기력의 방향이 어느 한 방향으로 분리되지 않고 두 개 이상의 축에 영향을 주게 되므로, 회전익모드와 고정익모드의 제어 개념을 혼합하여 조종력 분배법칙을 통해 최적의 조종력을 확보한다.

고정익모드

고정익모드에서는 플랩이 엘리베이터와 에일러론의 기능을 수행하게 된다. 전방주익의 반대칭 플랩을 에일러론으로 사용하여 롤 제어를 수행하고, 후방주익의 대칭플랩을 엘리베이터로 사용하여 피치축 제어를 수행한다. 요 운동은 좌,우 프로펠러에 의한 추력차 또는 러더를 통해 제어할 수 있다.

2.3 QTW 무인항공기 설계

QTW는 신개념 복합형 무인기로서 수직 이착륙과 고속비행조건을 동시에 만족해야 한다. 따

Table 1. Design Requirement for a QTW UAV

Flight Mode	Requirement
VTOL Mode	<ul style="list-style-type: none"> - More than 1.0 of Thrust/Weight - Identical Moment Arm from CG to Each Propeller - Symmetric airfoil
Transition Mode	<ul style="list-style-type: none"> - Flight Stability - Sufficient Control Power
Fixed-Wing Mode	<ul style="list-style-type: none"> - Positive SM(Static Margin)

라서 회전익의 특성을 나타내는 회전익모드와 고정익의 특성을 나타내는 고정익모드의 운용요구조건을 동시에 만족하여야 한다. QTW의 전 비행영역에서의 요구조건들을 Table 1에 정리하였다.

회전익모드에서 수직이착륙을 고려하여 추력대 중량비는 1.0 이상이어야 하며, 각 모터에 걸리는 추력을 균등하게 하기 위해 CG(Center of Gravity)에 대한 모멘트 암이 동일해야 한다. 고정익모드시의 정안정성 조건을 만족해야 하며, 천이모드시에는 비행역학적 불안정성을 내포하는 구간으로 제어를 위한 충분한 크기의 조종면을 설계하여 천이구간에서의 조종력을 확보해야 한다. 또한 천이모드를 비롯한 고정익모드 운용시 전방주익에서 발생한 후류가 후방주익에 영향을 주게 되어 후방주익의 공력특성을 저하시키게 된다. 따라서 전방주익의 와류에 의한 양력 저하 문제를 최소화하기 위해 전방주익과 후방주익의 수직높이 차이가 발생하도록 설계하였다. 앞서 언급된 설계 조건들을 모두 고려하여 설계를 수행하였으며, 설계된 기체의 제원은 Table 2와 같다.

Table 2. Specification of CNU-QTW2

Specification	Value	
Wing	Area	0.489m ²
	Chord	0.165m / 0.21m
	Span	1.1m / 1.43m
	AR	6.67 / 6.65
Length	1.145m	
Gross Weight	10kg	
Stall Speed	15m/s	
Airfoil	NACA-0015	

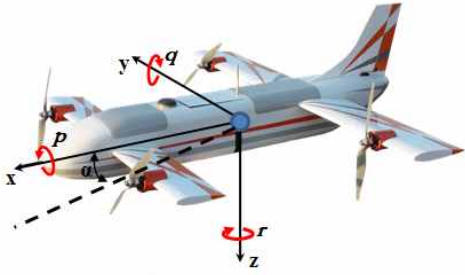


Fig. 3. Body-fixed Coordinate Frame

2.4 동역학 모델링

QTW 비행체의 동역학 모델링을 위해서는 항공기의 질량변화나 질량분포의 변화가 없다고 가정하고 항공기에 작용하는 공기역학적 힘, 추력에 의한 힘, 중력에 의한 힘 등을 고려한다. 항공기에 고정되어 있는 기체고정 좌표계가 관성좌표계에 대해 회전하고 있다고 가정하고 기체고정 좌표계에 대하여 각성분별로 운동방정식을 정리하면, Fig. 3과 같이 설계된 비행체 형상에 대해 6자유도 운동방정식을 얻을 수 있다[6].

$$\dot{U} = VR - WQ + (F_x/m) \quad (1)$$

$$\dot{V} = WP - UR + (F_y/m) \quad (2)$$

$$\dot{W} = UQ - VP + (F_z/m) \quad (3)$$

$$\dot{P} = (I_{yy} - I_{zz})QR/I_{xx} + L/I_{xx} \quad (4)$$

$$\dot{Q} = (I_{zz} - I_{xx})PR/I_{yy} + M/I_{yy} \quad (5)$$

$$\dot{R} = (I_{xx} - I_{yy})PQ/I_{zz} + N/I_{zz} \quad (6)$$

위의 운동방정식에서 모든 힘과 모멘트는 항공기에 작용하는 각 부분의 힘과 모멘트의 합으로 표현할 수 있다.

$$\sum F_i = F_A + F_{A_w} + F_T + F_G \quad (7)$$

$$\sum M_i = M_A + M_{A_w} + M_T + M_G \quad (8)$$

여기서 아래첨자 $()_A, ()_{A_w}, ()_T, ()_G$ 는 각각 프로펠러 후류 부분에서의 Slip stream 효과에 의해 발생하는 공기역학적 힘, 후류에 잠기지 않는 주익 면적에 대한 공기역학적 힘, 그리고 프로펠러에 의해 발생하는 추력 및 중력에 의한 힘을 나타낸다. Fig. 4는 프로펠러 후류에 잠기는 주익 면적과 잠기지 않는 부분을 보여주고 있다.

이러한 복잡한 동역학적 특성을 분석하기 위하여 본 논문에서는 QTW의 중축 반응만을 고려하였으며 롤 운동과 요 운동은 고정되어 있다고 가정하였다. 또한 회전익 모드와 천이모드 영역에서의 해석을 수행하였다.

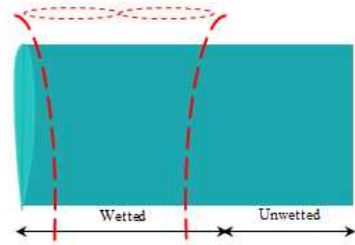


Fig. 4. Slip stream Area

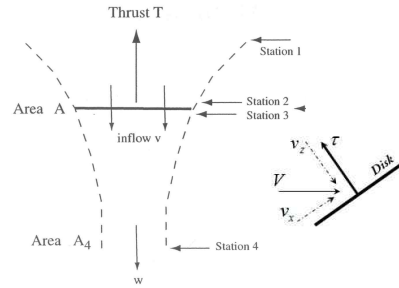


Fig. 5. Flow around a rotor

프로펠러에 의한 추력

각 프로펠러에 발생하는 추력은 Momentum Theory를 기초로 한다. Fig. 5에서 프로펠러를 지나는 공기흐름을 표현하고 있다.

Momentum Theory와 Bernoulli's Equation을 이용하여 유도속도와 추력을 계산한다. 프로펠러 기준으로 z축의 속도, 프로펠러의 깃 형상 등을 고려한 속도와 추력은 다음과 같이 표현된다[7].

$$v_b = v_z + \frac{2}{3}\omega_r r \left(\frac{3}{4}K_{twist} \right) \quad (9)$$

$$\tau = \frac{1}{4}(v_b - v_i)\omega_r r^2 \rho_\infty a_0 b c_r \quad (10)$$

식(9)에서 $v_z, \omega_r, r, K_{twist}$ 는 각각 프로펠러의 회전디스크에 수직인 방향의 속도, 프로펠러의 각속도, 프로펠러의 회전디스크 반지름, 프로펠러 뒤틀림 정도를 나타내는 상수이며 식(10)에서의 $v_i, \rho_\infty, a_0, b, c_r$ 은 각각, 프로펠러를 지난 후류의 속도, 프로펠러의 양력 기울기, 프로펠러의 블레이드 수, 프로펠러 코드의 길이를 나타낸다.

프로펠러를 지난 유도속도 v_i 는 식(11)와 같이 표현된다.

$$v_i = \frac{\tau}{2\rho_\infty \pi r^2 v'} \quad (11)$$

여기서 v' 는 원거리 속도(Far-Field Velocity)로 식(12)와 같이 나타낼 수 있다.

$$v' = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + (v_z - v_i)^2} \quad (12)$$

식(11)를 식(13)의 Newton-Raphson method 반복 기법을 사용하여 유도속도를 구할 수 있다.

$$v_{i,j+1} = v_{i,j} - \frac{f(v_{i,j})}{\frac{df}{dv_i}(v_{i,j})} \quad (13)$$

여기서 $f(v_i)$ 는 식(14)와 같다.

$$f(v_i) = v_i - \frac{0.25(v_b - v_i) \omega_r r^2 \rho_\infty a_0 b c_r}{2 \rho_\infty \pi r^2 (\sqrt{v_x^2 + v_y^2} + (v_z - v_i))^2} \quad (14)$$

수렴시까지 반복 계산하여 구한 유도속도 v_i 를 식(15)에 적용하면 다음과 같이 추력을 구할 수 있다.

$$T = 2 \rho_\infty \pi r^2 v_i^2 \quad (15)$$

Slip stream 효과

Slip stream이란 프로펠러가 추력을 일으키면서 회전할 때 그 회전면의 뒤쪽에 프로펠러의 전진 속도보다 큰 유속의 기류가 생기는 것을 말한다. QTW는 프로펠러가 주익에 고정되어 틸트시 같이 움직이기 때문에 Slip stream 효과로 인해 후류에 잠기는 부분에 대해 일정한 공기역학적 힘이 발생하게 된다. Fig. 6은 로터에 의해 발생하는 추력과 후류에 의해 발생하는 에어포일의 양력과 항력을 설명한 그림이다.

Fig. 6에서 주익의 양력계수는 식(16)으로 나타낼 수 있으며, 이 때 받음각에 따른 양력계수 $C_{l\alpha}$ 는 통상적인 값인 0.1/deg로 설정하였다.

$$C_{l,w} = C_{l\alpha}(\alpha_{motor,i}) + C_{l,\delta f}(\delta f) \quad (16)$$

$\alpha_{motor,i}$ 는 프로펠러 후류에 대한 주익의 불임각과 같은 효과와 캠버를 가진 에어포일이라는

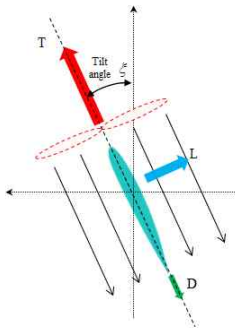


Fig. 6. Effect of Slip stream

점을 고려하여 3도로 설정하였다. $C_{l,\delta f}$ 는 조종 명령인 플랩각도에 따른 양력계수 증가를 고려한 항으로 0.02로 가정했으며 δf 는 플랩의 변위이다.

$$L_w = (C_{l,w} q S)_w, D_w = (C_{d,w} q S)_w \quad (17)$$

식(17)과 같이 양력계수를 적용하여 후류에 잠기는 부분에 대한 양력과 항력을 구할 수 있으며, Fig. 4와 같이 후류에 잠기는 부분의 면적이 일정하지 않은 점과 설계된 QTW 비행체의 기하학적 형상을 고려하여 프로펠러 지름의 70%를 평균적으로 잠기는 영역의 스패너로 가정하고 면적 S_w 를 계산하였다. 항력부분에서는 QTW 형상의 특성상 프로펠러의 후류가 주익 끝단까지 잠기기 때문에 유한한 날개의 특성인 Vortex에 의한 Downwash와 Downwash에 의한 유도항력을 무시하고 형상항력만을 고려하였다. 식(17)에서 동압은 식(18)과 같으며, 여기서 유도속도는 식(14)에서 계산된 프로펠러의 후류속도에 해당된다.

$$q = \frac{1}{2} \rho v_i^2 \quad (18)$$

Slip stream에 의한 공기역학적 힘들은 틸트 각이나 비행체 자세각에 무관하며 프로펠러에 의해 발생하는 후류 유도속도와 플랩변위에만 영향을 받게 된다.

Total force and Moment

추력과 후류에 의한 공기역학적 힘은 Fig. 7과 같이 틸트 각도에 따라 각 힘의 방향이 달라지기 때문에 각 축 방향의 힘의 크기를 계산할 때 틸트 각도를 고려하여야 한다.

계산된 추력과 후류에 의한 공기역학적인 힘과 모멘트는 다음과 같이 기체 고정 좌표계로 표현될 수 있다.

$$F_x = -m g \sin\theta + F_{Ax} + F_{Tx} \quad (19)$$

$$F_z = m g \cos\theta + F_{Az} + F_{Tz} \quad (20)$$

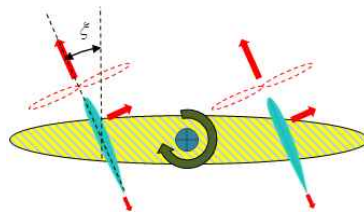


Fig. 7. Total Force and Moment

$$M = (T_F - T_R) l \cos \xi + (L_F - L_R) l \sin \xi + (D_F - D_R) l \cos \xi \quad (21)$$

각 날개에서 얻어진 힘들을 성분별로 다시 정리해 보면 다음과 같다.

$$F_{Ax} = -(L_{total}) \cos \xi - (D_{total}) \sin \xi - F_{uw,x} \quad (22)$$

$$F_{Tx} = (T_{total}) \sin \xi \quad (23)$$

$$F_{Az} = -(L_{total}) \sin \xi + (D_{total}) \cos \xi - F_{uw,z} \quad (24)$$

$$F_{Tz} = -(T_{total}) \cos \xi \quad (25)$$

틸트 각도에 따라 각 힘 성분들을 기체고정 좌표계로 변환하였으며, 각 축방향의 공기역학적 힘에 후류에 잠기지 않는 부분에 대한 힘을 추가해 주었다. 회전익모드에서는 잠기지 않는 부분이 항력으로 작용하게 되고 천이모드를 거쳐 고정익모드로 틸트됨에 따라 항력은 줄고 양력은 증가하게 된다. 식(21)의 피칭모멘트는 전방주익과 후방주익의 추력, 양력 및 항력의 차이에 의해 크기가 결정된다.

2.5 정적 트림 해석

QTW의 비선형 운동 방정식을 이용해 정적 트림을 계산하였다. 트림조건을 계산하기 위해서 조종입력에 해당하는 RPM, 틸트 각도, 엘리베이터 변위와 상태 변수를 입력하여 시뮬레이션 하였다. 여기서 얻어진 총 힘과 모멘트가 트림조건을 만족하는지 판정하고, Jacobian 행렬을 이용한 구배방법으로 새로운 조종변위와 상태변수를 얻어 내고, 얻어진 조종변위와 상태변수가 새로운 입력이 되어 트림계산을 다시 시작하게 되는데, 지정된 문턱 값에 도달할 때 까지 반복 계산하여 트림조건을 계산하였다. 정지비행부터 20m/s까지의 전진 방향 속도에 대해 트림상태를 구하였으며, 트림 파라미터 조종입력은 구동 모터의 RPM과 틸트 각도, 엘리베이터 변위로 선정하였다.

$$x = [RPM \ \xi \ \delta E \ \theta]^T \quad (26)$$

계산된 결과는 Fig. 8과 같다. 비행속도가 증가함에 따라 틸트 각도가 증가하여 회전익모드에서 천이모드를 거쳐 고정익모드로 전환되어 가는 것을 확인할 수 있다. Fig. 9는 $V_\infty = 20.3m/s$ 의 고정익모드의 트림조건에 첫 번째 그래프와 같이 10초에서 12초 사이 +1도와 -1도의 더블렛 엘리베이터 조종입력을 인가한 시뮬레이션 결과이다. 시뮬레이션 결과 엘리베이터입력을 가진하기

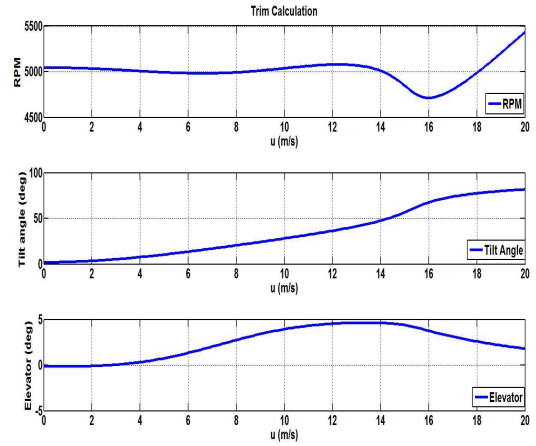


Fig. 8. Trim State with respect to Airspeed

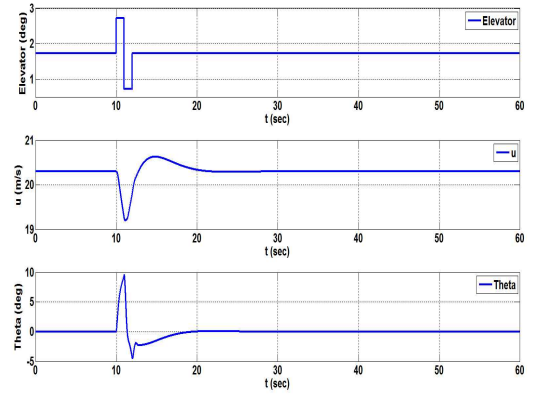


Fig. 9. Control Response at CTOL Mode

전에는 초기 트림값을 잘 유지하고 있는 것을 확인하였으며, 조종입력 인가 후 다소간의 과도상태를 지나 트림 상태로 되돌아오는 것을 확인하였다. 이로써 고정익 모드에서 동적 안정성을 확보함을 확인할 수 있다.

III. 비행특성 분석

3.1 틸트 각도에 따른 성분별 힘의 분포

천이과정의 조종력의 분배는 매우 중요한 문제로 본 논문에서는 틸트 각도에 따른 각 성분별 영향력을 분석하였다. 비행속도를 고정한 상태에서 틸트 각도를 변화 시켜 틸트 각도에 따른 각 성분별 영향력의 변화를 확인 하였다. 천이모드의 비행상태 중 한 지점(12.8m/s)의 트림조건을 적용하고 틸트 각도를 변화시켜 Fig. 10의 틸트 각도에 따른 힘의 변화를 확인하였다.

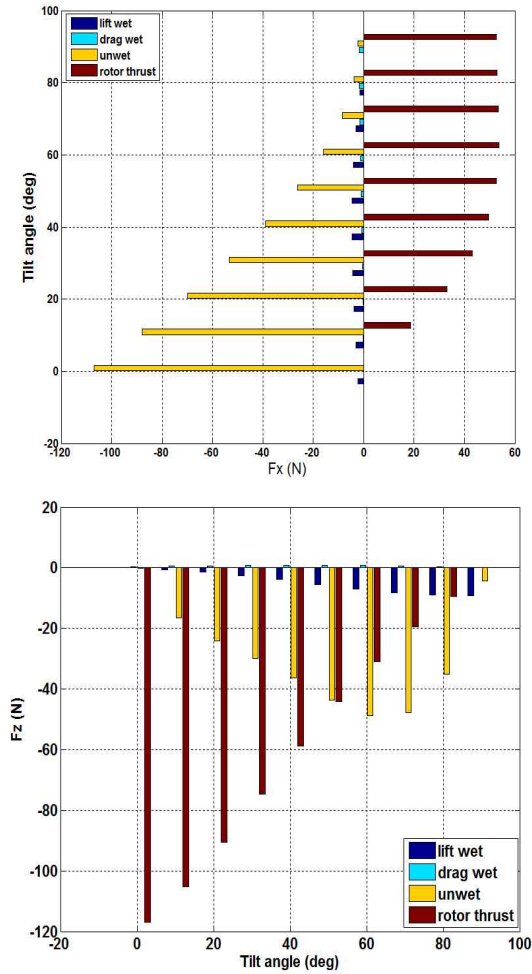


Fig. 10. Componentwise force distribution

틸트 각도가 증가함에 따라 X축에 대한 힘은 Rotor 추력에 의한 영향력이 증가하게 되고 주익의 항력은 줄어들어 영향력이 줄어들게 된다. Rotor에 의한 추력이 지속적으로 증가하지 않고 일정하게 유지되는 이유는 Rotor에 유입되는 전진방향속도가 증가하면서 추력이 감소하기 때문이다. 수직방향에서는 틸트 각이 증가할수록 Rotor 추력에 의한 영향력이 줄어들고 주익에서 발생하는 공기력들이 지배적이게 된다. 이와 같이 특정 비행조건외 틸트 각도별 영향력을 분석함으로써 효율적으로 조종력을 분배할 수 있다.

3.2 수치선형화를 통한 비행 동특성 분석

비행운동 특성을 해석하고 제어를 설계하기 위해서 비선형 운동방정식보다는 선형화된 형태의 방정식이 실용적인 면에서 많이 활용될 수 있

다. 따라서 회전익모드, 천이모드, 고정익모드의 비행운동 특성을 해석하고 향후 각 모드별 제어기 설계를 위해 앞서 구성된 비선형 모델링을 수치 선형화 하였다. 본 논문에서는 트림 구간에서 미소변위를 이용해 선형화된 운동방정식의 중운동을 분석하였다. 중운동 방정식을 표현하기 위한 상태변수 x 는 다음과 같다.

$$x = [u \ w \ q \ \theta]^T \tag{27}$$

또한 제어입력으로 엘리베이터(Elevator)를 이용하였다. 상태변수와 제어입력으로 이루어진 트림점에서의 힘과 모멘트 값에 식(28)과 같이 미소변화를 이용하여 각각의 상태변수 및 제어변수에 대한 작용력의 변화율로 선형모델 파라미터 값을 구할 수 있다.

$$F(x) = \frac{\partial F}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial F}{\partial \delta_E} \Delta \delta_E \tag{28}$$

작용력을 질량과 관성모멘트로 나누어줌으로써 아래와 같이 선형상태방정식을 얻을 수 있다.

$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{29}$$

각 비행모드에 대한 시스템 행렬은 부록에 나타내었다. 시스템행렬 A로부터 특성치를 구하여 감쇄비와 진동수를 구함으로써 비행특성을 분석하였다. Table 3에 각 모드에서의 고유치를 비교하였으며, 고유치에 해당하는 극점을 Fig. 11에 도시하였다. Fig. 11에서 보이는 바와 같이 회전익모드와 천이모드 구간에서는 우반부에 극점을 가지고 있어 불안정성을 보이고 있지만 고정익모드로 전환되면서 회복되고 있음을 알 수 있다.

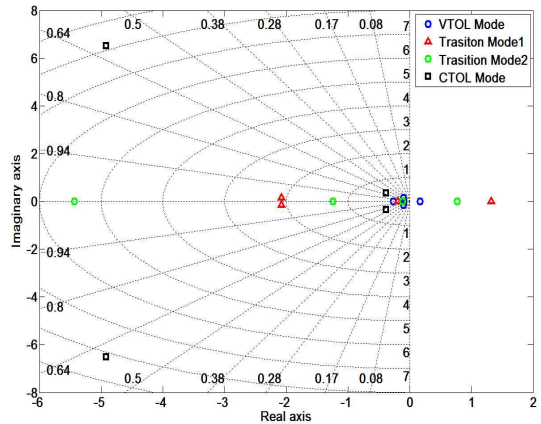


Fig. 11. Pole Locations for Each Flight mode

Table 3. Dynamic Characteristics for Each Flight mode

Flight Mode	VTOL Mode	Transition Mode		Fixed-Wing Mode
Trim State	$V_{\infty} = 0.1m/s$ $\xi = 2.142 \text{ deg}$	$V_{\infty} = 10.4m/s$ $\xi = 29.770 \text{ deg}$	$V_{\infty} = 15.3m/s$ $\xi = 60.252 \text{ deg}$	$V_{\infty} = 20.3$ $\xi = 82.899 \text{ deg}$
Eigen-value	0.1723 $-0.1007 + 0.1435i$ $-0.1007 - 0.1435i$ -0.2613	$-2.0736 + 0.1463i$ $-2.0736 - 0.1463i$ 1.3266 -0.1941	-5.4346 -1.2458 0.7743 -0.1119	$-4.9170 + 6.5084i$ $-4.9170 - 6.5084i$ $-0.3800 + 0.3528i$ $-0.3800 - 0.3528i$

즉, 회전익 모드에서 틸트 각도 30도 천이 모드로 전환할 때 극점이 오른쪽으로 이동하여 좀 더 불안정한 특성을 나타내다가 틸트 각도가 60도 천이모드로 전환되면서 다시 왼쪽으로 이동하며 고정익 모드에서는 완전히 좌반부로 이동하여, 천이모드에서 고정익모드로 천이됨에 따라 안정한 방향으로 극점이 이동하려는 경향이 있음을 확인하였다.

IV. 결 론

본 논문에서는 QTW 무인항공기의 운용 및 제어개념을 바탕으로 설계된 비행체를 토대로 종축 비행동역학을 연구하였다. 비선형 모델링을 구축하였으며 트림분석을 수행하였다. Jacobian matrix를 이용하여 Trim을 계산하였고 그 결과 속도가 증가함에 따라 틸트 각도 또한 증가하는 트림상태를 보이며 회전익모드에서 고정익모드로의 천이 과정의 비행상태 트림이 가능함을 확인하였다. 수치선형화를 통해 선형 모델을 구하였으며, 특정 틸트 각도에 따른 종축 비행 특성을 분석하였다. 회전익 모드와 초기 천이모드에서는 불안정한 특성을 보이지만, 천이 모드에서 고정익 모드로 전환되어감에 따라 불안정한 극점이 안정한 영역으로 이동함으로써, 고정익 모드로 천이가 진행될수록 안정해지려는 비행경향이 있음을 확인하였다. 본 논문에서 QTW의 모델링에서부터 트림 해석, 수치선형화와 선형모델을 이용한 안정성 분석에 이르기까지 일련의 과정들을 체계적으로 연구함으로써, QTW 비행제어시스템 설계의 기본을 마련하였다. 향후 횡/방향축에 대한 비행동특성 분석을 수행하고, 풍동시험과 비행시험을 통해 모델링을 수정, 보완함으로써 보다 정확한 모델링 및 시뮬레이션 환경을 구축하여 전 비행영역에 대한 비행제어시스템 설계에 기여할 것으로 기대된다.

References

- 1) Kenzo Nonami, Farid Kendoul, Satoshi Suzuki, Wei Wang, Daisuke Nakazawa, 2010, "Autonomous Flying Robots", Springer, Tokyo, pp. 77~93
- 2) Satoshi SUZUKI, Ren ZHIJIA, Yoshikazu HORITA, Kenzo NONAMI, Gaku KIMUR, Toshio BANDO, Daisuke HIRABAYASHI, Mituhiko FURUYA, Kenta YASUDA, 2010, "Attitude Control of Quad Rotors QTW-UAV with Tilt Wing Mechanism", Journal of System Design and Dynamics 2010
- 3) Koji Muraoka, Noriaki Okada, Daisuke Kubo, 2009, "Quad Tilt Wing VTOL UAV: Aerodynamic Characteristics and Prototype Flight Test", AIAA Infotech@Aerospace Conference and AIAA Unmanned Unlimited Conference
- 4) J.Holsten, T. Ostermann, and D. Moormann, "Model Validation of a Tiltwing UAV in Transition Phase Applying Windtunnel Investigations and Flight Tests", Proceedings of ICAS 2012, Brisbane, Australia, 2012
- 5) T. Ostermann, J.Holsten, and D. Moormann, "Control Concept of a Tiltwing UAV During Low Speed Manoeuvring", Proceedings of ICAS 2012, Brisbane, Australia, 2012
- 6) Robert C. Nelson, 1998, "Flight Stability and Automatic Control", McGraw-Hill, New York, pp.96~130
- 7) Eric N. Johnson, Michael A. Turbe, 2005, "Modeling, Control, and Flight Testing of a Small Ducted Fan Aircraft", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit

[APPENDIX: Linearized Longitudinal System Matrices with respect to Tilt Angle]

A.1 VTOL Mode (Tilt Angle = 0deg)

$$A = \begin{bmatrix} -0.0143 & 0.0302 & 0 & -9.8100 \\ 0.0071 & -0.2746 & 0.1001 & -0.0000 \\ -0.0006 & 0.0051 & -0.0015 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (A1)$$

A.2 Transition Mode 1 (Tilt Angle = 30deg)

$$A = \begin{bmatrix} -0.8249 & -0.3200 & 0 & -9.8100 \\ -0.2870 & -0.1423 & 10.5021 & -0.0000 \\ -0.2906 & 0.2500 & -2.9515 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (A2)$$

A.3 Transition Mode 2 (Tilt Angle = 60deg)

$$A = \begin{bmatrix} -0.7926 & -0.2225 & 0 & -9.8100 \\ -0.7656 & 0.0519 & 15.5021 & -0.0000 \\ -0.2115 & 0.0924 & -5.2773 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (A3)$$

A.4 CTOL Mode (Tilt Angle = 80deg)

$$A = \begin{bmatrix} -0.8292 & -0.0879 & 0 & -9.8100 \\ -0.7953 & -1.7728 & 20.6978 & -0.0000 \\ -0.1003 & -2.5164 & -7.9920 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (A4)$$