

고양각 선회비행에 대한 비행특성연구*

하철근*, 심인식+

*울산대학교 수송시스템공학부 조교수

+울산대학교 항공우주공학과 대학원

<요 약>

본 연구는 항공기가 고양각 선회비행을 하고 있을 때 이로부터 빠져나오고자 조종사가 엘리베이터 조종입력만을 가했을 때 발생하는 Spiral-dive 비행현상이 무게중심의 변화, 선회하강 속도의 변화 및 비행기 자체무게의 변화에 대하여 그 비행특성이 어떻게 변화하는지에 대해 이해하고자 한다. 이를 위하여 비행기의 완전 6자유도 모델을 유도하여 정상 선회하강비행에 대한 트림을 계산하고 각각 무게중심, 비행속도 및 자체무게 변화에 대하여 엘리베이터 조종입력에 따른 시뮬레이션 결과로부터 Spiral-dive 비행특성을 분석하였다.

Study on Flight Characteristics of Helical Flight with High Angle of Attack

Ha, Cheolkeun* and Sim, Insik+

* School of Transportation Systems Engineering

+ Department of Aerospace Engineering

<Abstract>

In this study, for an airplane in steady descent turn flight with high angle of attack being tried to escape from the turn flight by use of elevator only, influence of change in airplane center of gravity, descent turn flight velocity, and airplane mass itself, respectively, on the spiral-dive characteristics is analyzed. For doing that, first of all, derivation of full 6 DOF nonlinear equation of rigid body airplane motion is made and

* 이 논문은 1997학년도 울산대학교 학술조성비(대학연구비 일반과제)에 의하여 연구되었으며 이에 감사드립니다.

thereby the trim for the flight is calculated. Then, influence of change in the three parameters mentioned on the flight characteristic is analyzed based on numerical simulation.

1. 서 론

현재 일반항공기는 보다 경량화 및 고속화하는 추세이며 특히 전투기와 같은 기종은 보다 다양한 임무를 수행할 수 있도록 고기동성을 아울러 요구하고 있다. 지난 96년 서울에 여쇼에서 재현한 코브라 기동이나 헵스트 기동은 대표적인 고기동 비행이다. 이러한 고기동 비행은 고양각 영역에서 가능하며 이는 정상수평 비행같은 전형적인 비행현상을 해석하는 방법으로는 그 현상을 이해하기 힘들다. 왜냐하면 복잡한 공기역학적 현상이 비행운동역학적 현상과 상호간섭되어 비행기의 종운동과 횡운동을 선형적으로 분리해서 해석할 수 없어 비행기의 완전 6자유도 운동을 해석해야 하기 때문이다. 이러한 운동의 대표적인 것이 Spiral-dive와 Spin이다. 전자는 고양각영역에서 이루어지는 고기동 비행이지만 실속이전의 양각에서 이루어지며 후자는 실속이후의 양각영역에서 이루어진다. Spin 비행현상을 연구하기 위해서는 수직풍동이나 로우터리 밸런스 같은 장비를 이용하여 비행기의 강제요동 시험(forced oscillation test)같은 시험으로부터 얻은 공력데이터를 반드시 이용하여야 한다. 하지만 이는 세계적으로 미국, 소련 및 유럽 등 몇몇 나라만이 이러한 데이터를 확보하고 있다. 그리고 국내에서도 국방과학연구소만이 국내에서 개발한 KTX-I에 대한 데이터를 갖고 있으나 민간 연구자는 이에 접근하지 못한다. 그래서 여기서는 고양각 비행의 하나인 Spiral-Dive 비행특성에 대하여 연구하고자 한다. 본 연구는 Spiral-dive 비행이 무게중심, 선회속도 및 비행기 자체무게의 변화에 대해 그 특성이 어떻게 변화되며 Spiral-dive로부터 엘리베이터 조종입력을 주었을 때 회복가능성의 변화에 대해 연구하고자 한다.

본 논문의 2장에서는 강제 항공기에 대한 일반적인 운동방정식으로부터 본 연구에 사용된 항공기의 수학적 모델을 제시하고, 수학적 모델로부터 하강 선회상태의 트림을 보인다. 3장 및 4장에서는 비선형 수학적 모델로부터 Spiral-Dive 현상을 정성적으로 이해하고 이 현상이 일어나기까지의 과정에 대하여 기술하며, 아울러 이러한 Spiral-Dive 현상이 속도 변화와 무게중심의 변화, 그리고 항공기 자체의 무게 변화에는 어떤 영향을 받는지 보여주고 있으며 5장에서 결론을 맺고 있다.

2. 수학적 모델

2.1 가정 및 좌표계

본 연구에서는 항공기의 운동을 해석하기 위한 운동방정식을 다음의 기본적인 가정 하에 유도하였다.

- 가정 1 : 항공기는 질량불변이고 강체이다.
- 가정 2 : 지구는 회전하지 않는 관성계이다.
- 가정 3 : 고도변화에 관계없이 밀도는 일정하고 균질하다.

아울러 항공기의 운동방정식을 유도하기 위하여 본 연구에서는 기체고정 좌표계 (body-fixed coordinates)와 풍축좌표계(Wind coordinates)를 사용하였으며 <Fig.2.1>에 나타내었다.

2.2 수학적 모델

일반적인 강체 항공기의 병진 및 회전운동을 나타내는 변수들은 기체에 고정되어 항공기와 함께 움직이는 기체고정좌표계에 대해 나타내는 것이 일반적이지만 지구 고정 좌표계와의 관계를 나타내는 운동학적 관계식이 필요하다. \vec{x}_I 를 관성공간에서의 항공기의 위치벡터라 하고, $\vec{\nu}_b$ 를 Euler 각 벡터(실제로는 벡터가 아님)라고 하면 그들 성분은 다음과 같다.

$$\vec{x}_I = \begin{bmatrix} x_I \\ y_I \\ z_I \end{bmatrix}, \quad \vec{\nu}_b = \begin{bmatrix} \Phi \\ \Theta \\ \Psi \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

기체고정축 방향의 병진 및 회전속도 벡터를 각각 \vec{v}_b 와 $\vec{\omega}_b^I$ 로 나타낸다.

$$\vec{v}_b = \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix}, \quad \vec{\omega}_b^I = \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

\vec{x}_I 와 \vec{v}_b 사이에는 다음과 같은 관계식이 성립한다.

$$\frac{d}{dt}(\vec{x}_I) = H_b^I(\vec{v}_b) \quad (2.3)$$

여기서 H_b^I 는 기체고정 좌표계로부터 지면고정 좌표계로의 좌표변환 행렬이다.

이제 식(2.3)을 사용하여 기체축 주위의 각속도 벡터 $\vec{\omega}_b^I$ 및 Euler 각 벡터 $\vec{\nu}_b$ 사이의 관계를 구하면 다음과 같다.

$$\frac{d}{dt}(\vec{\nu}_b) = L_b^{-1} \vec{\omega}_b^I, \quad L_b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \Theta \\ 0 & \cos \Phi & \sin \Phi \cos \Theta \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

다음으로 Newton의 제2법칙에 의하면 물체에 작용하는 외력은 관성좌표계(여기서는 지구고정 좌표계)에서의 병진운동량의 시간에 대한 변화율과 같다. 따라서 식(2.3)을 미분하면 관성계에서의 가속도를 기체고정축의 변수로 나타낼 수 있다.

$$\frac{d^2}{dt^2}(\vec{x}_I) = H_b^I \frac{d}{dt}(\vec{v}_b) + \dot{H}_b^I \vec{v}_b \quad (2.5)$$

$$\dot{H}_b^I = H_b^I \tilde{\omega}_b^I \quad (2.6)$$

$$\tilde{\omega}_b^I = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

여기서 $\tilde{\omega}_b^I$ 는 $\vec{\omega}_b^I \vec{x}$ 의 행렬표시이다.

한편 식(2.6)으로부터 기체고정축에 대한 가속도 방정식을 구할 수 있다.

$$\frac{d}{dt}(\vec{v}_b) = H_I^b \frac{d^2}{dt^2}(\vec{x}) - \tilde{\omega}_b^I \vec{v}_b \quad (2.8)$$

그리고 항공기에 작용하는 비외력(specific force) 즉, 중력, 공기력 및 추력을 고려하여 $\frac{d^2}{dt^2}(\vec{x}_I)$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{d^2}{dt^2}(\vec{x}_I) = H_b^I \left(\frac{\vec{F}_b}{m} + \frac{\vec{T}_b}{m} \right) + \vec{g}_I \quad (2.9)$$

여기서, \vec{g}_I , $\frac{\vec{F}_b}{m}$, $\frac{\vec{T}_b}{m}$ 는 각각 중력, 공기력, 추력이다.

따라서 병진운동을 나타내는 벡터방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(\vec{v}_b) &= H_I^b \frac{d^2}{dt^2}(\vec{x}_I) - \tilde{\omega}_b^I \vec{v}_b \\ &= \frac{\vec{F}_b}{m} + \frac{\vec{T}_b}{m} + H_I^b \vec{g}_I - \tilde{\omega}_b^I \vec{v}_b \end{aligned} \quad (2.10)$$

다음으로 항공기의 회전운동량을 지구고정 좌표계에 대하여 나타내면 다음과 같다.

$$\vec{h}_I = H_b^I (I_b \vec{\omega}_b^I) \quad , \quad I_b = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

한편, 항공기에 가해지는 외력의 모멘트는 관성공간에서의 회전운동량의 시간변화율과 같으므로 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(\vec{h}_I) &= H_b^I J_b \frac{d}{dt}(\vec{\omega}_b^I) + \dot{H}_b^I J_b \vec{\omega}_b^I \\ &= H_b^I J_b \frac{d}{dt}(\vec{\omega}_b^I) + H_b^I \tilde{\omega}_b^I I_b \vec{\omega}_b^I \end{aligned} \quad (2.12)$$

또한, 외부에서 항공기에 작용하는 모멘트는 공기력 모멘트(\vec{M}_b)와 추력 모멘트(\vec{G}_b)로 나누어 생각할 수 있으므로 식(2.12)로부터 다음과 같이 표현된다.

$$\vec{M}_b + \vec{G}_b = I_b \frac{d}{dt} \vec{\omega}_b^I + \tilde{\omega}_b^I I_b \vec{\omega}_b^I \quad (2.13)$$

지금까지의 운동학적 관계식을 다시 쓰면 다음과 같이 요약할 수 있다.

$$\frac{d}{dt}(\vec{x}_I) = H_b^I \frac{d}{dt}(\vec{v}_b) \quad (2.14)$$

$$\frac{d}{dt}(\vec{v}_b) = L_b^{-1} \vec{\omega}_b^I \quad (2.15)$$

$$\frac{d}{dt}(\vec{v}_b) = -\tilde{\omega}_b^I \vec{v}_b + H_I^b \vec{g}_I + \frac{(\vec{T}_b + \vec{F}_b)}{m} \quad (2.16)$$

$$\frac{d}{dt}(\vec{\omega}_b^I) = -I_b^{-1} \tilde{\omega}_b^I I_b \vec{\omega}_b^I + I_b^{-1}(\vec{M}_b + \vec{G}_b) \quad (2.17)$$

본 연구의 대상이 된 항공기는 일정한 속도를 가지고 Spiral-Dive 상태에 있다고 가정하였다. 또한, 고도변화가 그다지 크지 않다고 가정하고 공기밀도는 상수로 두었으며 추력은 공회전 상태로 하였다. 이러한 비행상태에 대한 수학적 모델을 얻기 위하여 기체고정좌표계를 항공기의 주축으로 하여 식(2.14), (2.15), (2.16)으로부터 일정한 속도를 갖는 경우에 대한 비선형 운동방정식을 유도하였으며 나선 선회 비행운동을 쉽게 표현하기 위해 받음각과 옆미끄럼각에 대한 힘 방정식을 풍축계에 대하여 미분방정식으로 나타내었다. 한편, 항공기의 조종면들의 최대변위를 <Table 2.1>과 같이 가정하였으며 받음각이 21° 이상이면 항공기는 실속 되어 실속/스핀과 같은 또 다른 비행상태로 접어들게 된다고 가정하여 항공기는 유효 받음각 21° 를 넘지 않는다고 가정하였다.

<Table 2.1> 항공기 조종면의 최대변위

	최대 변위 (deg)	
엘리베이터(elevator)	+15	-25
러더(rudder)	+30	-30
에일러론(aileron)	+15	-15

그리고 비행경로각(flight path angle)은 다음과 같이 주어진다.

$$\sin \gamma = \sin \theta \cos \beta \cos \alpha - \sin \phi \cos \theta \sin \beta - \cos \phi \cos \theta \cos \beta \sin \alpha \quad (2.18)$$

한편, 본 연구에 사용된 비행기의 제원은 <Table 2.2>와 같다.

<Table 2.2> 항공기의 제원

$W = 1000 \text{ kg}$	$S = 16.25 \text{ m}^2$
$b = 11.2 \text{ m}$	$\bar{c} = 1.5 \text{ m}$
Altitude = 1524 m	$I_x = 121.4 \text{ kg} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2$
$I_y = 165.9 \text{ kg} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2$	$I_z = 253.5 \text{ kg} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2$

3. Spiral-Dive 현상의 이해

3.1 정상 선회하강비행

정상상태 비행이라 함은 부록에서 소개한 식(2.16), (2.17)의 모든 운동변수(motion variables)가 시간변화에 관계없이 일정하게 유지되는 상태를 말한다. 즉, 기체고정좌표계에 대하여 병진속도(\vec{v}_b)와 회전속도($\vec{\omega}_b^1$)가 일정하게 유지되는 상태이다. 이를 수학적으로 표시하게 되면 다음과 같다.

$$\frac{d}{dt}(\vec{v}_b) = 0 \quad \frac{d}{dt}(\vec{\omega}_b^1) = 0 \quad (3.1)$$

정상상태 비행에 대한 이 같은 정의는 균질한 대기(Homogeneous Atmosphere)에서만 가능하다. 따라서 공기 밀도가 변화하는 실제 대기에서 항공기가 취할 수 있는 정상상태 비행은 엄밀히 말하면 정상 수평 직선 비행(Steady Level Straight Flight)과 정상 수평 선회 비행(Steady Level Turning Flight) 뿐이다. 본 연구에서 관심 있는 비행상태는 나선

선회 비행상태로서 고도의 변화가 그다지 크지 않아서 공기 밀도가 일정한 값을 가지며 대기가 균질하다는 가정 하에서 정상상태 비행에 포함시킨다.

3.2 트림 계산

조종입력(추력 및 타각)이 운동방정식에서 평형상태, 즉 힘과 모멘트 평형(moment equilibrium)을 이루도록 조절이 되었을 때 항공기는 트림(trim)상태에 있다고 하고 그 상태에서의 조종입력, 운동변수 및 자세를 계산하는 것을 트림 계산이라고 한다. 정상 수평 직선 비행이나 정상 수평선회 비행처럼 간단한 운동에 대하여 트림 상태를 계산하는 것은 큰 어려움이 없으나 종 운동과 횡 운동이 상호관련(coupling)되어 나타나는 복잡한 운동에 대한 트림 계산은 그 자체가 비행역학에서 다루는 중요한 과제의 하나이다. 정상상태에 대한 트림 계산을 하기 위해 먼저 정상상태를 정의한 다음 정의된 정상상태에 대하여 상태변수와 조종입력변수를 독립적으로 선택해야 하며, 나머지 상태변수들 사이에 존재하는 구속조건으로 <Fig.3.1>과 <Fig.3.2>에 따라 트림 상태를 계산 할 수 있다.

3.3 상태변수와 조종입력의 선택 및 구속조건

정상 나선선회 비행은 종운동과 횡운동이 상호관련(coupling)되어 나타나는 비행상태로서 트림(trim)상태를 계산하기 위하여 조종입력 δ_e , δ_a , δ_r , T 와 상태변수 α , β , P , Q , R 그리고 자세각 Φ , Θ 를 찾는 문제가 된다. 가정에 의하여 활공상태 비행이기 때문에 추력은 트림 계산에서 제외시켰다. 따라서 트림 계산에서 찾아야 하는 미지수의 개수는 10개이고 사용 가능한 식의 수는 8개로서 미지수가 식의 수보다 많기 때문에 다음과 같은 구속조건을 적용하였다. 트림 상태는 식(2.16)의 상태변수들의 시간에 대한 변화율이 0이어야 한다. 또 정상 나선선회 비행상태를 이루기 위해서는 coordinated turn 상태에 서 측력(Side Force)이 0이어야 한다. 측력계수 C_y 는 옆미끄럼각(β)과 러더(rudder) 변위각(δ_r)에 의해 결정되는데 트림 상태를 찾기 위해 다음 식을 구속조건으로 사용하였다.

$$C_y = C_{y_\beta} \cdot \beta + C_{y_{\delta_r}} \cdot \delta_r = 0 \quad (3.2)$$

트림 계산을 하기 위해 사용한 식은 8개의 운동방정식에 식(2.18)을 첨가한 9개의 방정식이며 미지수는 δ_e , δ_a , δ_r , α , β , P , Q , R , Φ , Θ , γ , C_y 로 모두 12개이다. 정상 나선 선회 시의 트림계산을 하기 위해 세 개의 구속조건이 더 필요하기 때문에 식(3.2)와 비행경로각(flight path angle)과 롤 각(bank angle)을 일정한 값으로 고정시켜 구속조건으로 적용하였다.

4. 계산 결과

4.1 무게중심, 비행속도 및 비행기 자체무게 변화에 따른 비행특성 변화

트림 계산은 앞에서 세운 수학적 모델을 Newton-Raphson 방법을 이용하여 구하였다. 식(2.16), (2.18)과 구속조건들을 동시에 만족하는 상태변수와 자세각들에 대하여 취할 수 있는 조종입력은 유일하지만 뱅크각과 비행경로각을 변화시켜 찾을 수 있는 트림 상태는 유일하지 않다. 본 연구에서는 많은 트림 계산 결과 중에서 관심 있는 몇몇의 트림 계산 결과를 가지고 Spiral-Dive 현상을 해석하였다. 그 중에서 우선 트림 상태를 구하기 위한 구속조건으로서 $\gamma = -0.5^\circ$, $\Phi = 40^\circ$, $C_y = 0$ 인 경우와 같은 조건에서 $\gamma = -11.5^\circ$, $\Phi = 40^\circ$, $C_y = 0$ 으로 둔 결과를 해석하였다. <Table 3.1> ~ <Table 3.3>에 나타나 있는 트림 상태 결과는 하강 나선 선회비행으로부터 벗어나기 위해 조종사가 엘리베이터 입력을 가했을 때 그 비행상태에서 벗어날 수 있는 경우에 대하여 계산한 트림 상태 결과들이다. 여기서 회복 가능한 경우와 회복 불가능한 경우의 구분은 엘리베이터 입력 후 유한한 시간 내에서 비행경로각과 비행경로각의 시간에 대한 변화량이 양(+)-수이면 회복 가능한 경우이고 그렇지 못하면 회복 불가능이라고 간주하였다. 결과적으로 비행경로각이 지나치게 크게 되면 나선 선회비행상태로부터 조종사의 엘리베이터 입력만으로 회복될 가능성이 줄어드는 것으로 나타났으며 또한, 속도가 서로 다른 경우의 트림계산 결과를 보면 다른 값들은 크게 차이가 나지 않았지만 받음각과 엘리베이터 변위는 속도가 느린 경우에 매우 큰 값을 나타내고 있다. 다시 말해서 속도가 느려질수록 실속에 들게 될 가능성이 커진다는 것을 의미하며 트림상태로 가져가기 위한 엘리베이터 변위도 커져야 한다는 것을 의미한다. 한편, 무게중심의 변화에 있어서도 받음각과 엘리베이터 변위는 무게중심이 뒤쪽(+)으로 이동될수록 점점 더 큰 값을 가지는 것을 볼 수 있다. 아울러 항공기의 자체 무게가 무거운 경우에도 받음각과 엘리베이터 변위가 큰 값을 가지는 결과를 보였다. 예를 들어 속도가 35 m/sec이고 무게중심과 항공기 자체 무게가 각각 앞쪽(-)으로 0.3m 이동되고 900kg인 경우와 속도가 30 m/sec이고 무게중심과 항공기 자체 무게가 각각 뒤쪽(+)으로 0.3m 이동되고 1100kg인 경우의 트림계산 결과를 보면 같은 비행경로각에 대해 받음각과 엘리베이터 변위가 10° 이상이나 차이가 나는 것을 볼 수 있다.

4.2 무게중심, 비행속도 및 비행기 자체무게변화에 따른 회복 가능영역의 변화

앞에서 구한 트림상태로부터 비선형 수학적 모델에 대한 시간응답을 알아보았다. 하강하는 나선 선회 비행상태에서 벗어나기 위하여 조종사가 엘리베이터 입력을 가한 후 유한한 시간 동안의 반응을 보여주고 있다. <Fig.3.3> ~ <Fig.3.5>에서 회복 가능한 경우에 대한 시간응답을 나타내고 있는데 서로 다른 일정한 유속의 경우와 무게중심이 변하는 경우, 그리고 항공기 자체 무게의 변화에 따라 다른 트림 상태를 나타내었다. 정상상태로 비행하는 중에 기수를 올려 수평상태로 가져가고 Spiral-Dive 현상으로부터 회복하기 위해 조종사가 엘리베이터 입력을 음의 방향(nose up)으로 가했을 때 항공기의 시간응답을 나타낸 것이다. 엘리베이터 입력에 대하여 피치 변화율의 응답을 보면 순간적으로 큰 과도응답과 빠른

응답을 보이다가 0.5sec 이후 천천히 증가하여 새로운 정상상태에 도달하는 반응을 보여준다. 피치 변화율의 변화는 받음각의 변화를 주게 되는데 피치 변화율의 영향을 받는 받음각의 응답도 초기에 빠른 응답을 보이다가 천천히 감소하는 반응을 보이고 있다. 롤 변화율과 요 변화율의 응답을 보면 순간적으로 빠르게 반응하고 어느 순간에 일정한 값을 유지하다가 다시 증가하는 응답을 보이며 옆미끄럼각은 입력이 있고 난 후 약간 감소했다가 계속해서 증가하는 반응을 보이고 있다. 롤 각은 입력을 받은 후 계속 증가하는 반응을 보이고 있고 피치 자세각과 비행경로각의 응답은 증가하다가 어느 시간부터는 감소하는 반응을 보이고 있다. 유속이 다른 경우와 무게중심이 변하는 경우, 그리고 항공기 자체의 무게가 변하는 경우에 있어서는 유속이 빠를수록, 무게중심이 앞쪽(-)으로 이동할수록, 그리고 무게가 가벼울수록 회복할 수 있는 가능성이 커지는 것을 알 수가 있다. 또한, 속도가 서로 다른 경우에는 거의 모든 상태값들이 초기상태부터 현저한 차이를 보이고 있으며 무게가 서로 다른 경우에는 받음각과 옆미끄럼각, 그리고 비행경로각이 많은 차이를 나타내는 것을 볼 수 있다.

또한, <Fig.3.6> ~ <Fig.3.8>에 유속이 다른 경우와 무게중심이 변하는 경우, 그리고 항공기 자체의 무게가 변하는 경우에 대해 많은 횟수의 시뮬레이션을 통해 얻은 회복 불가능한 영역을 나타내었다. 각 경우의 시간반응에서도 볼 수 있었던 것처럼 속도가 빠를수록, 무게중심이 앞쪽(-)으로 이동할수록, 그리고 무게가 가벼울수록 회복 가능한 영역이 넓게 나타남을 볼 수 있다.

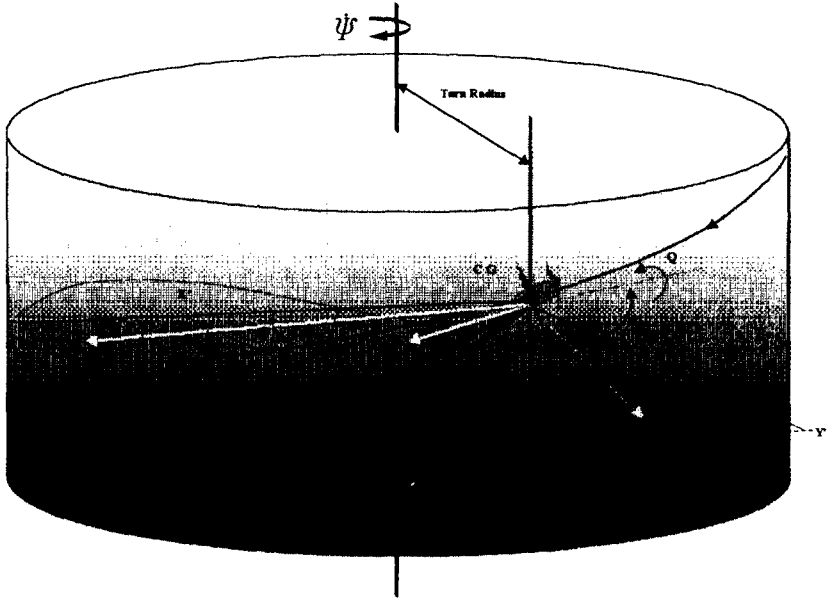
5. 결 론

본 연구에서는 후퇴각이 없는 날개를 가진 소형 항공기에 있어서 엘리베이터 조종입력만을 이용하여 무게중심, 비행속도 및 비행기 자체무게의 변화에 따른 Spiral-Dive 비행특성 변화에 대하여 연구한 결과, Spiral-Dive 현상에 대한 다음과 같은 결론을 얻었다.

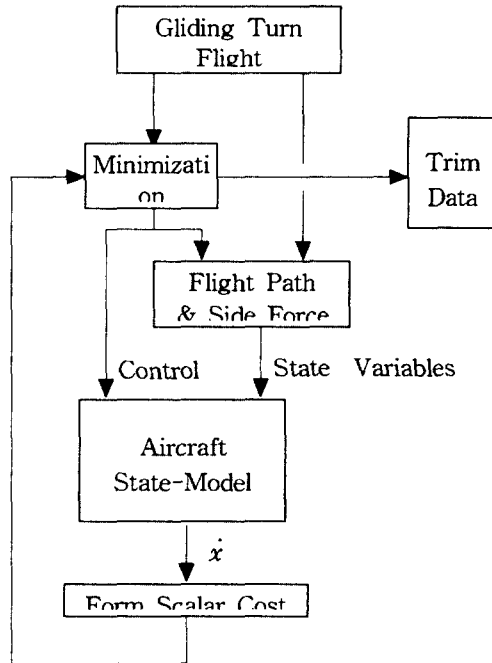
- 1) Spiral-Dive 현상이 일어나는 과정은 항공기의 종 운동과 횡 운동의 운동 역학적, 공기 역학적 상호관련에 의해 발생됨을 알았다.
- 2) Spiral-Dive 현상은 받음각의 변화에 따라 롤 모멘트가 발생하고 그로 인한 공기역학적 상호관련에 의해 유도됨을 확인할 수 있었다.
- 3) 각각의 경우에 대한 시간반응을 알아본 결과 속도가 빠른 경우와 무게중심이 앞쪽(-)으로 이동된 경우, 그리고 자체 중량이 가벼운 경우에 있어서 회복 가능성이 큰 것으로 나타났다.
- 4) 많은 횟수의 시뮬레이션을 통해 얻은 각 상태에서의 회복 가능/불가능한 영역에 있어서도 속도가 빠른 경우와 무게중심이 앞쪽(-)으로 이동된 경우, 그리고 자체중량이 가벼운 경우가 회복 가능한 영역이 넓게 나타났다.

[참고 문헌]

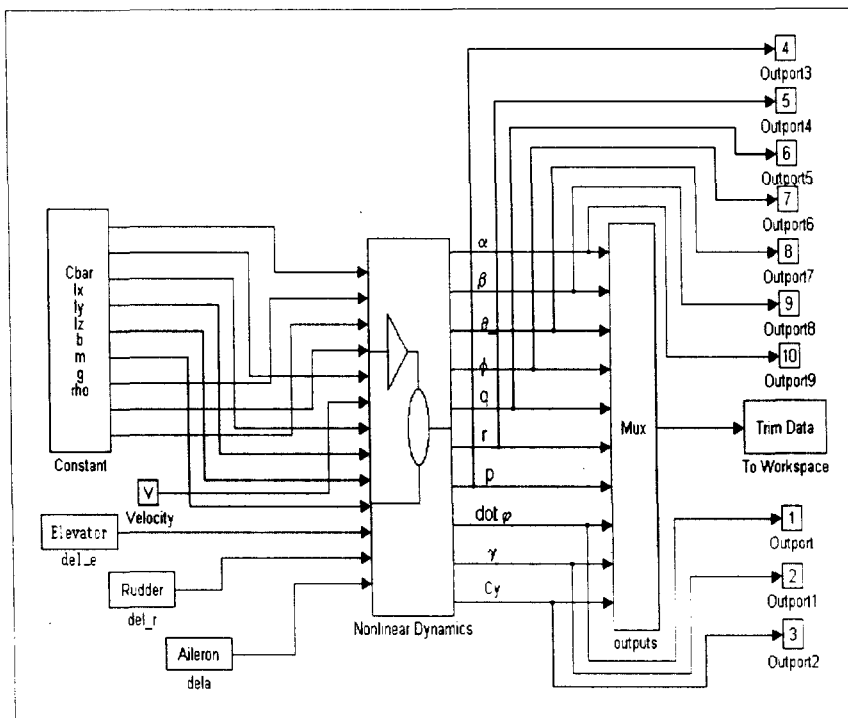
- [1] Hacker, T. and Oprisiu, C., "A Discussion of the Roll Coupling Problem", in Progress in Aerospace Sciences, Vol. 15, Pergamon Press, Oxford, 1974
- [2] Phillips, W.H., "Effect of Steady Rolling on Longitudinal and Directional Stability", NACA TN-1627, June 1948
- [3] Welch, J.D. and Wilson, R.E., "Cross-Coupling Dynamics and the Problem of Automatic Control in Rapid Rolls", Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 24, Oct. 1957
- [4] Haddad, E.K., "Study of Stability of Large Maneuvers of Airplanes", NASA CR-2447, 1974
- [5] Porter, R.F., and Loomis, J.P., "Examination of an Aerodynamic Coupling Phenomenon", Journal of Aircraft, Vol. 2, Nov.-Dec. 1965, pp. 553-556
- [6] Jan Roskam, Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls, 1979



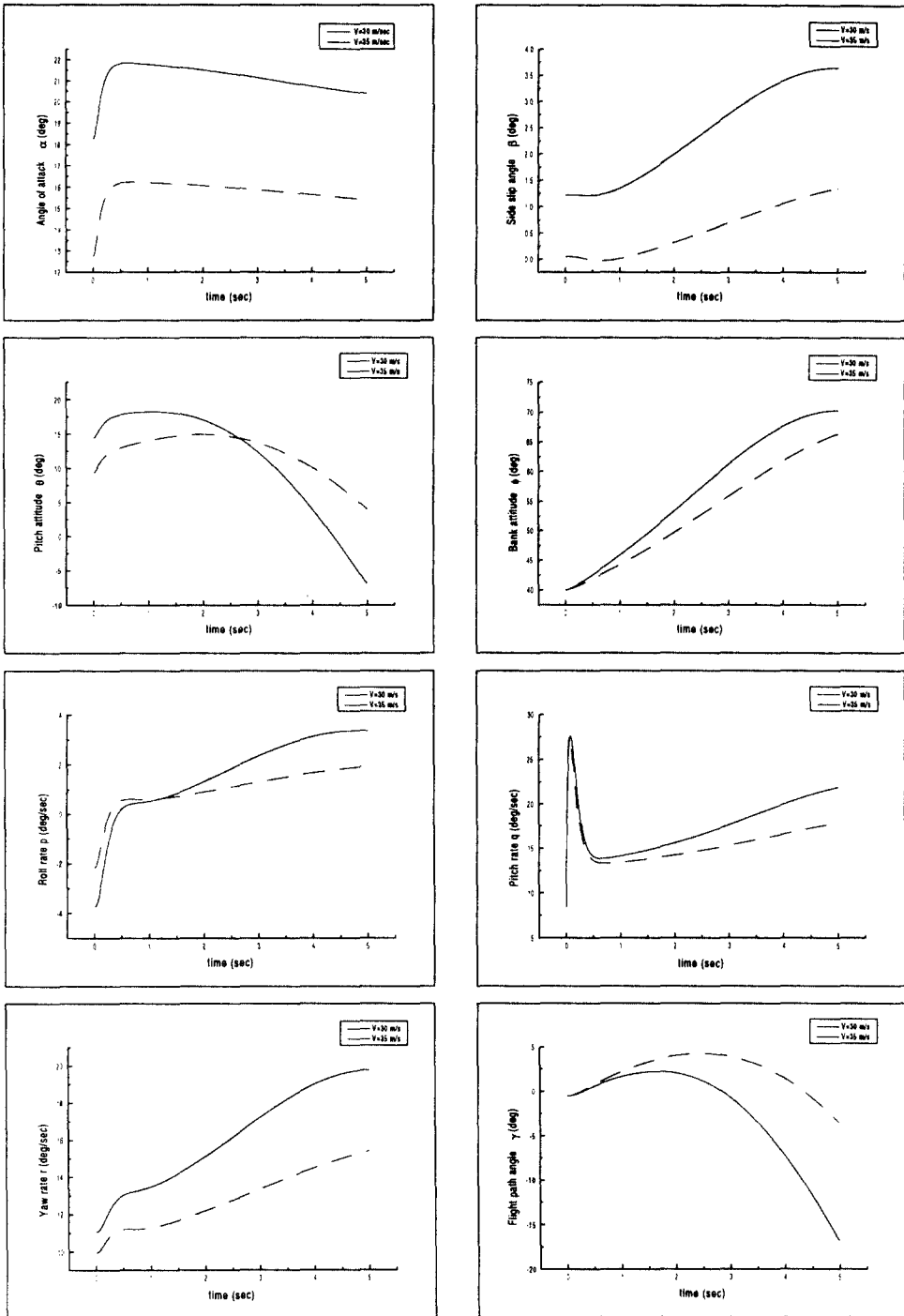
<Fig.2.1> 기체고정좌표, 안정성좌표, 풍축계



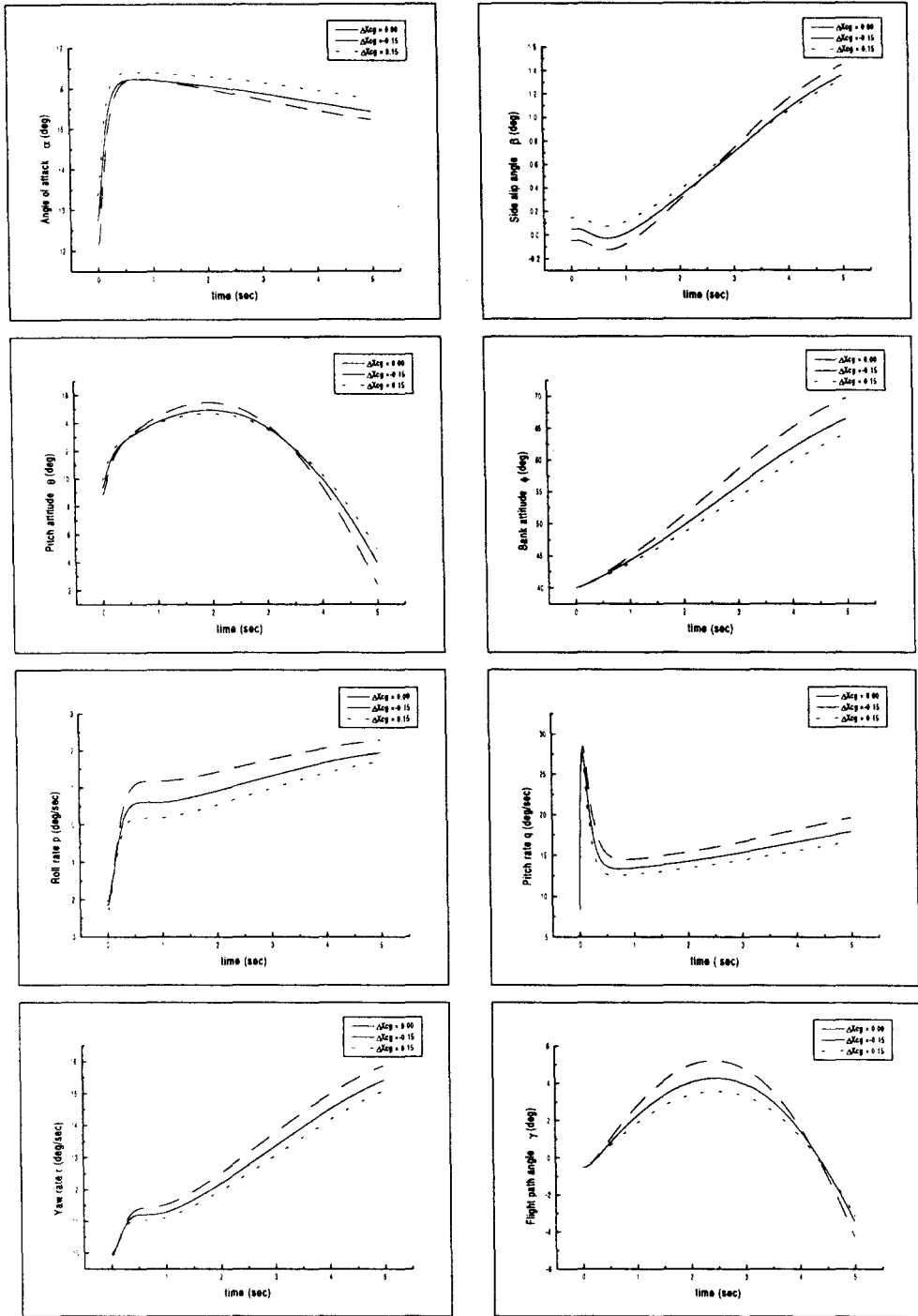
<Fig.3.1> Trim 계산의 흐름도



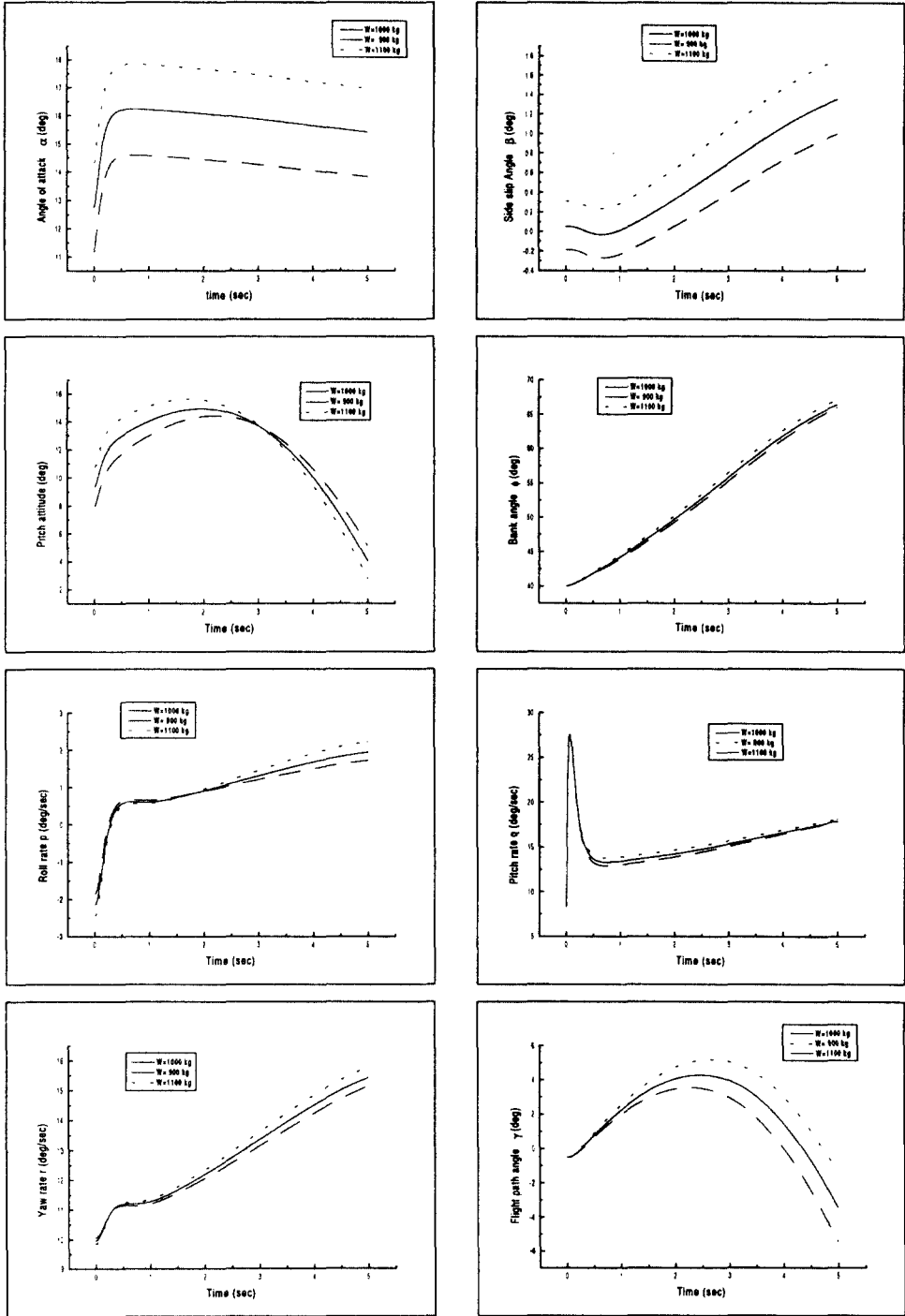
<Fig.3.2> 비선형 운동의 시뮬레이션도



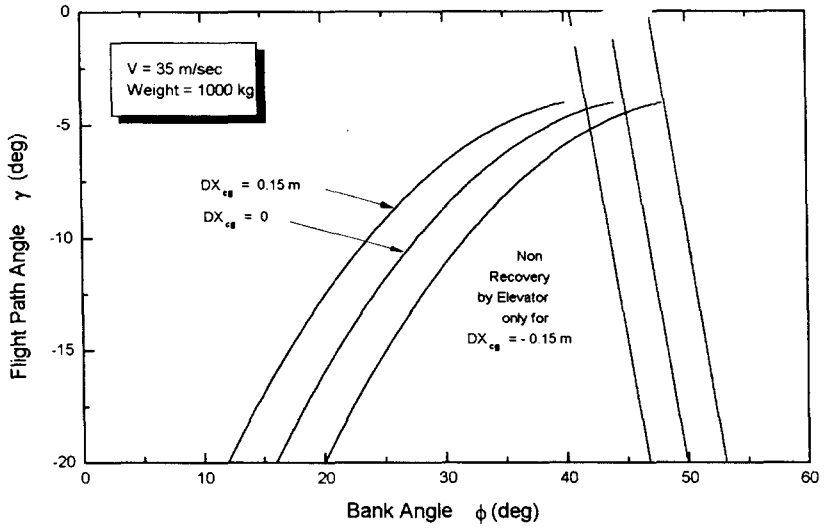
<Fig.3.3> 회복 가능한 경우에 대한 시간응답(속도가 서로 다른 경우)



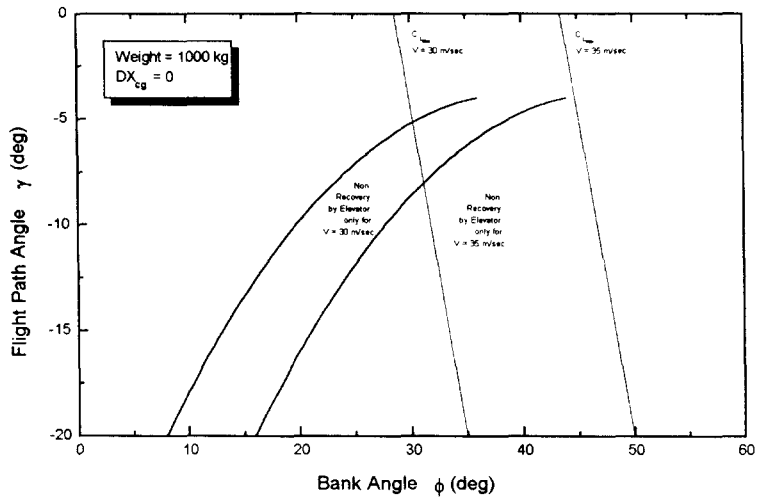
<Fig.3.4> 회복 가능한 경우에 대한 시간응답(무게중심이 서로 다른 경우)



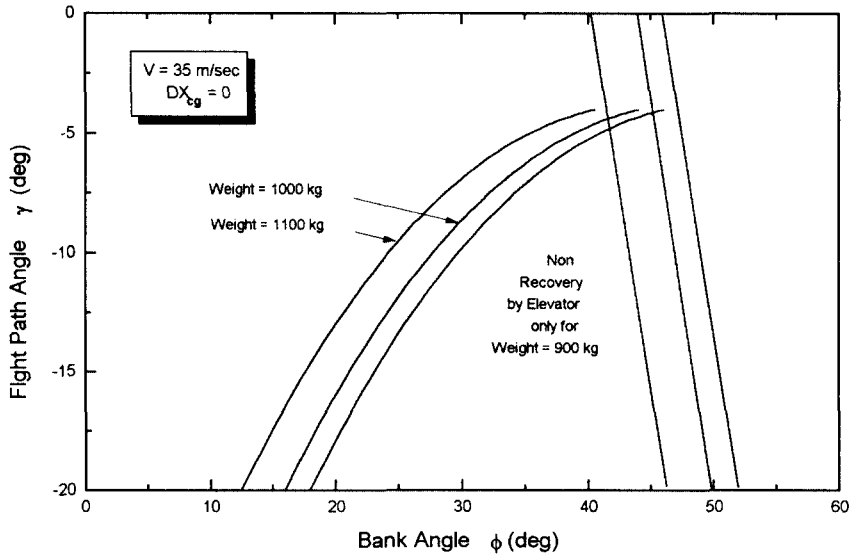
<Fig.3.5> 회복 가능한 경우에 대한 시간응답(무게가 서로 다른 경우)



<Fig.3.6> 회복 가능/불가능 영역 분포(무계중심이 서로 다른 경우)



<Fig.3.7> 회복 가능/불가능 영역 분포(속도가 서로 다른 경우)



<Fig.3.8> 회복 가능/불가능 영역 분포(무게가 서로 다른 경우)

<Table 3.1> Trim 계산결과1 (회복 가능한 경우)

Trim data for recoverable case (flight path angle = -0.5° , weight = 1000 kg)

ΔX_{cg} (m)	α (deg)	β (deg)	θ (deg)	ϕ (deg)	p (deg/s)	q (deg/s)	r (deg/s)	$\dot{\psi}$ (deg/s)	δ_e (deg)	δ_r (deg)	δ_a (deg)
V = 30 m/sec											
-0.3	16.6893	0.8629	12.9760	40.0000	-3.3843	9.4406	11.2509	15.0719	-7.2693	2.9979	-11.3279
-0.15	17.4857	1.0413	13.7205	40.0000	-3.5570	9.3645	11.1602	14.9966	-13.4162	3.6176	-11.6689
0	18.2706	1.2213	14.4586	40.0000	-3.7249	9.8257	11.0663	14.9186	-19.4855	4.2432	-11.9926
0.15	19.0436	1.4025	15.1898	40.0000	-3.8878	9.2045	10.9695	14.8380	-25.4745	4.8724	-12.2993
0.3	19.8047	1.5840	15.9133	40.0000	-4.0456	9.1210	10.8700	14.7553	-31.3806	5.5032	-12.5890
V = 35 m/sec											
-0.3	11.5157	-0.1370	8.2787	40.0000	-1.9083	8.4303	10.0468	13.2532	-3.6535	-0.4761	-7.5858
-0.15	12.1343	-0.0445	8.8198	40.0000	-2.0272	8.3981	10.0085	13.2215	-8.3273	-0.1547	-7.8587
0	12.7481	0.0508	9.3598	40.0000	-2.1448	8.3641	9.9680	13.1879	-12.9703	0.1763	-8.1248
0.15	13.3569	0.1481	9.8983	40.0000	-2.2609	8.3285	9.9255	13.1527	-17.5805	0.5163	-8.3838
0.3	13.9604	0.2488	10.4351	40.0000	-2.3755	8.2912	9.8811	13.1158	-22.1562	0.8643	-8.6358

<Table 3.2> Trim 계산결과2 (회복 가능한 경우)

Trim data for recoverable case (flight path angle = -0.5° , weight = 900 kg)

ΔX_{cg} (m)	α (deg)	β (deg)	θ (deg)	ϕ (deg)	p (deg/s)	q (deg/s)	r (deg/s)	ψ (deg/s)	δ_e (deg)	δ_r (deg)	δ_a (deg)
V = 30 m/sec											
-0.3	14.7491	0.4494	11.1824	40.0000	-2.9553	9.6092	11.4518	15.2386	-5.9957	1.5613	-10.4476
-0.15	15.4826	0.6020	11.8569	40.0000	-3.1187	9.5483	11.3792	15.1784	-11.6077	2.0915	-10.7884
0	16.2074	0.7573	12.5277	40.0000	-3.2787	9.4847	11.3035	15.1155	-17.1624	2.6310	-11.1157
0.15	16.9233	0.9148	13.1941	40.0000	-3.4352	9.4187	11.2247	15.0502	-22.6570	3.1783	-11.4293
0.3	17.6298	1.0740	13.8557	40.0000	-3.5880	9.3504	11.1433	14.9825	-28.0892	3.7313	-11.7292
V = 35 m/sec											
-0.3	10.0536	-0.3408	7.0122	40.0000	-1.6262	8.4981	10.1277	13.3204	-2.7360	-1.1841	-6.9231
-0.15	10.6169	-0.2648	7.4980	40.0000	-1.7350	8.4733	10.0981	13.2959	-6.9725	-0.9201	-7.1813
0	11.1767	-0.1862	7.9834	40.0000	-1.8430	8.4470	10.0668	13.2698	-11.1870	-0.6468	-7.4343
0.15	11.7329	-0.1050	8.4683	40.0000	-1.9501	8.4192	10.0336	13.2423	-15.3780	-0.3647	-7.6821
0.3	12.2853	-0.0214	8.9523	40.0000	-2.0562	8.3899	9.9988	13.2134	-19.5438	-0.0744	-7.9246

<Table 3.3> Trim 계산결과3 (회복 가능한 경우)

Trim data for recoverable case (flight path angle = -0.5° , weight = 1100 kg)

X_{cg} (m)	α (deg)	β (deg)	θ (deg)	ϕ (deg)	p (deg/s)	q (deg/s)	r (deg/s)	$\dot{\psi}$ (deg/s)	δ_e (deg)	δ_r (deg)	δ_a (deg)
$V = 30$ m/sec											
-0.3	18.6059	1.2994	14.7753	40.0000	-3.7959	9.2509	11.0248	14.8841	-8.5566	4.5146	-12.1272
-0.15	19.4600	1.5014	15.5851	40.0000	-3.9745	9.1593	10.9156	14.7932	-15.2109	5.2162	-12.4593
0	20.2994	1.7036	16.2855	40.0000	-4.1467	9.0650	10.8032	14.6996	-21.7648	5.9187	-12.7707
0.15	21.1240	1.9053	17.1756	40.0000	-4.3125	8.9684	10.6882	14.6037	-28.2153	6.6193	-13.0616
0.3	21.9335	2.1057	17.9550	40.0000	-4.4717	8.8700	10.5708	14.5057	-34.5604	7.3156	-13.3326
$V = 35$ m/sec											
-0.3	12.9688	0.0858	9.5546	40.0000	-2.1870	8.3515	9.9529	13.1754	-4.5769	0.2982	-8.2192
-0.15	13.6403	0.1952	10.1500	40.0000	-2.3148	8.3113	9.9050	13.1356	-9.6765	0.6783	-8.5028
0	14.3054	0.3074	10.7431	40.0000	-2.4408	8.2691	9.8547	13.0939	-14.7347	1.0679	-8.7776
0.15	14.9638	0.4219	11.3336	40.0000	-2.5647	8.2250	9.8021	13.0503	-19.7494	1.4658	-9.0435
0.3	15.6154	0.5385	11.9211	40.0000	-2.6863	8.1791	9.7474	13.0048	-24.7182	1.8710	-9.3003