

解説

종축 정안정성 비행시험기법 이해

이주하*

The understanding of the Longitudinal Static Stability Flight Test

Ju-Ha Lee*

ABSTRACT

When the aircraft is developed, several flight tests are performed including stability and controllability, performance and systems, above all the most important part of the flight test is stability test. Stability test is divided into two parts, static stability and dynamic stability. Static stability of the aircraft is typically defined in terms of its initial tendency to return to equilibrium after a disturbance and not included time concept. One of static stability, longitudinal static stability, was addressed here. The longitudinal static stability was studied from the basic theory to the flight test method and also explained data reduction method throughout the flight test. Finally showed how to meet the specifications such as ROC, FAR and MIL-specifications.

Key Words : Statically Stable(정적 안정), Neutral Point(중립점), Stick fixed Stability(조종간 고정 안정성), Stick free Stability(조종간 자유 안정성), Static Margin(정적 여유), Speed Stability(속도 안정성)

I. 서 론

항공기의 정안정성(Static Stability)은 평형상태의 비행조건에서 어떤 운동변수에 순간적인 외란(Disturbance)을 받을 때 이 운동에 반대되는 힘이나 모멘트를 발생하여 원래의 균형상태로 돌아가려는 항공기의 경향성으로 시간개념이 포함되지 않은 초기경향만을 다룬다. 이 시험은 항공기가 외부 외란에 대하여 정적으로 안정되어 있다는 것을 증명하기 위한 조종력 대 속도와의 관계(F_s/V)인 Speed Stability, 조종간을 움직이기 시작할 때 필요한 Friction Force와 Breakout Force, 속도변화 후 원래의 트림속도로 돌아가려는 자유 복원 속도(Free Return Speed)

및 중립점(Neutral Point) 등을 찾아서 해당 규격(ROC, FAR, MIL-SPEC...)의 충족여부를 결정하는데 있다.

II. 본 론

1. 이 론(Theory)

1) 정의(Definition)

(1) 용어 정의

- 균형상태(Equilibrium/Trim) : 힘의 합이 '0'($\Sigma F=0$)이고, 무게중심에 대한 모든 피칭 모멘트가 '0'인 상태($CMc.g = 0$)로 비가속 직선 비행 상태이다.

- 정적 안정(Statically Stable) : 받음각에 교란을 받을 경우 초기의 균형상태로 회귀하려는 피칭 모멘트를 생성할 때 정적으로 안정하다고 한다.

- 조종간 고정 종축 정안정성(Stick Fixed

* 정회원, 한국항공우주산업(주), 책임연구원
연락처, E-mail : juhalee@koreaaero.com
경남 사천시 사남면 유천리 802번지

Longitudinal Static Stability) : 트림 받음각(α Trim)보다 큰 받음각의 변화가 있을 후에 항공기의 종축 조종간이 변위되어야만 양의 안정성이 있다고 한다.

- 조종간 자유 종축 정안정성(Stick Free Longitudinal Static Stability) : 트림 받음각(α Trim)보다 큰 받음각을 위해 조종간 당김력(Pull Force)이 필요할 때 양의 안정성이 있다고 한다.

(2) 좌표계

본문에 사용되는 항공기 좌표계 및 부호(+, -)는 Fig. 1과 같다. x, y, z는 좌표축을 나타내고, 힘과 가속도 및 모멘트는 오른손 법칙을 적용하여 양(+)으로 한다. 즉 좌측 러더 변위(Left Rudder Deflection), 승강타 하방(Trailing Edge Down), 우측 보조익 상방(Right Aileron Up)이 양(+)의 방향이다.

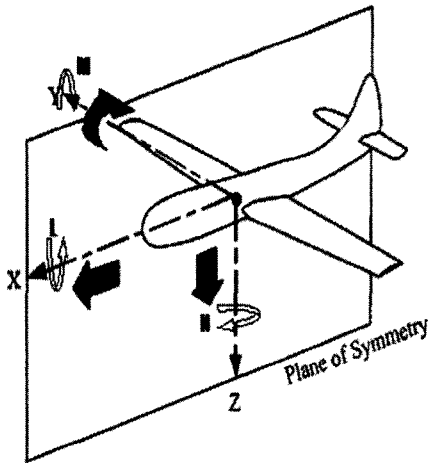


Fig. 1. 항공기 좌표계

2) 중립점(Neutral Point)

(1) 조종간 고정 중립점(Stick Fixed NP)

조종간 고정 중립점은 종축 조종면이 고정되어 있는 상태에서 피칭모멘트가 받음각의 영향을 받지 않는 무게중심 위치이다. 즉 $dC_M/dC_L = 0$ 인 무게중심 위치로 $C_{M\alpha} = 0$ 이며 항공기는 'Neutrally Stable'하다고 한다.

따라서, 조종간 고정 중립점은

$$dC_M/dC_L = h - h_n, h = X_{cg}/\bar{c}, h_n = X_{np}/\bar{c} \text{ ---(1)}$$

이며 무게중심과 중립점 사이의 간격이 클수록 항공기는 더 안정적이 된다. 조종간 고정 정적 여유(Static Margin)는 ' $h_n - h$ '로 식(2)와 같이 표현되며 항공기는 정적여유가 '(+)'가 되어야 'Stable'한 항공기가 된다. Fig. 2는 무게중심과의 상관관계를 보여준다.

$$C_{M\alpha} = C_{L\alpha}(X_{cg}/\bar{c} - X_{np}/\bar{c}) = C_{L\alpha}(-\text{Static Margin}) \text{ -----(2)}$$

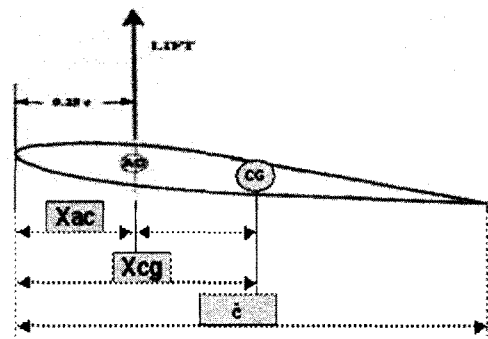


Fig. 2. 무게중심

(2) 조종간 자유 중립점(Stick Free NP)

조종간 자유 중립점은 종축 조종면이 자유로운 상태에서 피칭 모멘트가 받음각의 영향을 받지 않는 무게중심 위치이다. 종축 조종면의 부양(floating) 특성은 조종간 자유 중립점 정의에 영향을 준다. 조종간 자유(Stick Free) 조건은 'Irreversible Control System'에서는 조종면이 공력하중에 의해 부양되지 않기 때문에 무시할 수 있다. 조종간 자유 중립점은

$$dC_M/dC_L = h - h'_n, h = X_{cg}/\bar{c}, h'_n = (X_{np}/\bar{c})_{\text{stick-free}} \text{ -----(3)}$$

이며 조종간 자유 정적여유는 $h'_n - h$ 로 표현된다.

3) 조종간 고정 안정성

비행시험에서 승강타에 의해 생성되는 피칭 모멘트가 트림 상태로 돌아가려는 항공기의 안

정성과 동일하고 방향이 반대라는 것을 안다면 항공기의 정안정성을 측정할 수 있다. 항공기가 수평 비가속 비행을 하고 트림되어 있다고 가정하면 항공기에 작용하는 피칭 모멘트는 받음각 (a)과 승강타 변위(δe)의 함수이다. 정안정성을 구하는 식에서 정적여유는

$$\text{Static Margin} = h_n - h = C_{M\delta e} * (d\delta_e/dC_L) \text{ -----(4)}$$

으로 표현된다. $C_{M\delta e}$ 는 상수이기 때문에 정적여유는 $d\delta_e/dC_L$ (또는 $d\delta_e/a$)와 직접 관련이 있다. 정적여유가 '0'이 되는 중립점은 $d\delta_e/dC_L=0$ 인 점에서 얻어진다. 비행시험에서 중립점은 Fig. 3에서 처럼 구할 수 있다.

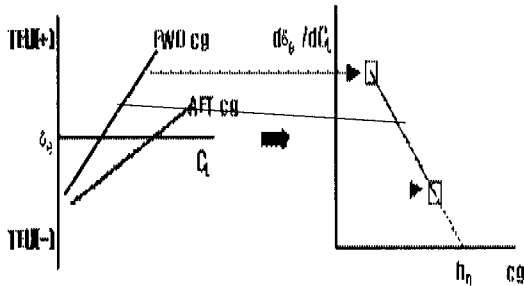


Fig. 3. 조종간 고정 중립점 측정

Fig. 3은 동일 양력계수에서 무게중심이 전방으로 움직임에 따라 승강타 변위가 더 많이 요구됨을 보여준다. 즉 항공기가 더 안정하게 된다. 중립점은 각 무게중심에서 획득한 기울기를 '기울기 대 무게중심'으로 그래프를 그린 다음 외삽법으로 $d\delta_e/dC_L=0$ 인 점을 찾으면 된다. 항공기가 운용 시 안정성을 갖기 위해서는 중립점 앞에 최후방 무게중심을 두어야 한다.

4) 조종간 자유 안정성

항공기를 트림 상태에서 이동시키는데 필요한 것은 조종면을 변위시키는 것이지만 조종사는 변위량을 알 수 없고 단지 조종력으로 감지한다. 따라서 조종력이 안정성에 중요한 요소이며 FAR도 안정성 평가에 조종력을 언급하고 있다. 이런 이유로 조종력과 속도변화 사이의 관계를 시험해야 하고 이것을 걸보기 안정성이라 한다. 걸보기 안정성과 밀접한 관계가 있는 것이 조종간 자유 안정성이고 조종사가 조종간을 놓았을

때 트림 상태로 돌아가려는 항공기 고유의 경향이다.

조종간 자유 중립점도 조종간 고정 중립점과 같은 방법으로 측정하고 조종간 자유 정적여유는

$$[dC_M/dC_L]_{stick free} = h - h'_n \text{ -----(5)}$$

으로 나타내며 h'_n 은 h_n 앞에 위치한다. $h_0(X_{ac}/c)$, h , h'_n , h_n 의 관계를 그림으로 표시하면 <Fig. 4와 같다.



Fig. 4. 공력중심, 무게중심, 중립점 상관관계

(1) 속도 안정성(Speed Stability)

대부분의 조종사들은 비행 시 트림속도에서 벗어날 때 트림 받음각보다는 조종력의 변화에 더 관심을 갖는다. 단위 속도당 조종력은

$$dF_e/dV_e = f(\delta_e), \delta_e \text{ 승강타 변위 -----(6)}$$

로 승강타 변위의 함수이다. 따라서 승강타를 다르게 맞추면 dF_e/dV_e 도 다르게 된다.

$$dF_e/dV_{etrim} = f(\delta_e) = f(V_{etrim}, dC_M/dC_{Lstick free}) \text{ ---(7)}$$

에서 항공기가 다른 두 무게중심에서 비행하고 각각 dF_e/dV_{etrim} 이 결정된다면 다른 무게중심에서의 Speed Stability를 외삽법으로 결정할 수 있다.

Control System의 마찰력이 크다면 트림속도를 정밀하게 결정하기 어렵다. 종축 제어 시스템의 마찰효과를 보기 위해서 Fig. 5 처럼 Vetricm 에 완전히 트림된 항공기를 가정해보면 트림 변화없이 속도를 증감시키면 Control System의 마찰력 때문에 원위치로 완전히 돌아 오지 않는다. 항공기는 V2와 V3 사이의 어느 속도로 회귀할 것이고 마찰력이 클수록 이 속도범위는 넓어진다. 이것을 'Free Return' 속도 범위라 하며 정밀하게 비행하려고 하는 조종사에게 매우 중요하다. 항법이나 계기비행에서 속도 교

란 시 새로운 트림속도로 이동한다면 업무부하가 증가한다. 따라서 FAR에서는 이 속도범위를 제한하고 있다.

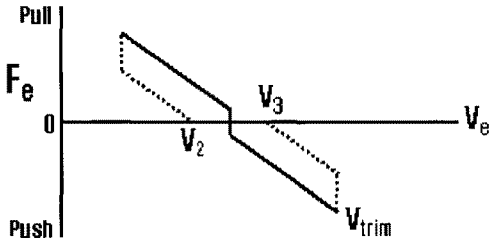


Fig. 5. Control System 마찰력 효과

(2) 조종간 자유 안정성 측정

조종력과 양력계수와의 관계식은

$$d(F_e/q)/dC_L = f(dC_M/dC_L)_{stick\ free} \text{ -----(8)}$$

로 조종간 자유 안정성과 'Fe/q vs CL'의 기울기 사이에는 직접 상관관계가 있음을 보여준다. 따라서 조종간 자유 중립점은 조종간 고정 중립점을 구하는 방식으로 구할 수 있다. Fig. 6을 참조하라.

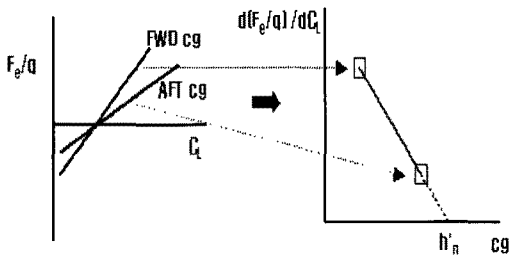


Fig. 6. 조종간 자유 중립점 측정

2. 비행시험기법(Flight Test Methods and Techniques)

1) 속도 안정법(Stabilized Method)

이 기법은 운용속도범위가 적은 항공기에서 주로 사용한다. 시험방법은

- (1) 항공기를 설정된 고도, 속도에 트림시키고 트림조건을 기록한다.
- (2) 항공기 속도를 일정 간격으로 천천히 변화시킨다(예, ± 10kts, ± 20kts, ± 30kts). 이 때 최초로 움직이기 시작하는 시점의 조종력을 기록한다.
- (3) 계획된 속도에서 항공기가 안정되면 속도,

조종력(Fe), 승강타 변위(δe)를 기록한다.

- (4) 계획된 시험구간에서 동일한 방법으로 시험하여 자료를 획득한다. 시험순서는 감속단계시험이 끝나면 가속단계의 시험을 실시하여 동일한 방법으로 자료를 획득한다.
- (5) 감속단계 마지막 포인트와 가속단계 마지막 포인트에서 조종간을 놓아 원래의 트림속도로 복원하는지 확인하고 복원속도를 기록한다.

2) 가속/감속법(Acceleration/Deceleration Method)

이 기법은 속도범위가 비교적 큰 항공기에서 사용하는 방법으로 출력 적용 시 피칭 모멘트가 생성되지 않아야 한다. 이 방법은 천음속 시험에 항상 사용된다. 이 방법은 지속적으로 데이터를 받기 때문에 자동 데이터 저장장치를 사용해야 하며 전 시험구간을 통하여 종축 트림을 바꿔서는 안된다. Fig. 7을 참조하라. 시험방법은

- (1) 설정된 고도, 속도에 항공기를 트림시킨 후 트림조건을 기록한다.
- (2) 원하는 데이터 구간을 약간 벗어나도록 출력을 증가 또는 감소시킨다(2kts/sec 이하).
- (3) 원하는 속도에서 출력을 트림시의 출력으로 재설정하고 트림속도까지 일정한 고도에서 가속 또는 감속을 허용한다.
- (4) 모든 데이터 지점을 통해 트림 출력과 승강타 트림을 동일하게 유지하고 트림속도의 높은 쪽 또는 낮은 쪽 속도로부터 트림속도로 복귀하는 동안 지속적으로 속도, 조종력(Fe), 승강타 변위(δe) 데이터를 획득한다.
- (5) 본래의 트림점으로 돌아온 후 트림조건을 기록한다

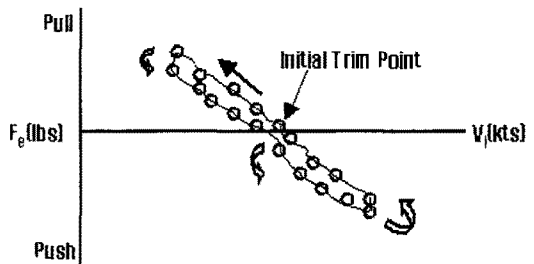


Fig. 7. 가속/감속법

3) 비행경로 안정성 시험기법(Flight Path Stability Method)

착륙형상을 적용하여 비행경로 안정성을 시험하는 기법은 속도 안정법의 특수유형이라 할 수

있다. 시험기법은

- (1) 착륙형상을 유지하고 정상 착륙접근속도 (VOmin)로 정상강하각(-3γ)을 유지한 상태에서 시험고도 보다 2000피트 높은 고도에서 트림을 맞춘 후 출력을 고정하고 고도, 속도, 외기온도 및 강하율을 기록한다.
- (2) 조종간만을 사용하여 시험 포인트에 안정시킨 후 데이터를 기록한다. 이때 원하는 강하율의 ± 100fpm 범위 내에서 강하율을 유지하고 속도는 0.5kts 이내에서 안정시켜야 한다.
- (3) 데이터 구간은 VOmin, VOmin-5kts, VOmin-10kts, VOmin+5kts, VOmin+10kts, VOmin+15kts가 적절하며 고도 구간은 4000 피트(시험고도 ± 2000피트)로 한다.

3. 데이터 분석(Data Reduction)

1) 속도 안정법(Speed stability)

시험에서 획득하는 데이터는 초기 트림조건에서는 고도, 속도 및 최초로 조종간을 움직이기 시작할 때 사용되는 Friction Force와 Breakout Force이다. 이후 각 시험지점에서 속도, 종축 조종력 및 승강타 변위량을 측정한다. 분석방법은 각 시험지점에서 속도, 종축 조종력, 승강타 변위각의 평균값을 산출하고, 획득한 계기속도를 대등속도(KEAS)로 변환하여 Fe 대 Veas, δe 대 Veas의 기울기를 산출하면 된다. 여기서 Fe 대 Veas의 관계를 속도 안정성(Speed Stability) 또는 겉보기 안정성(Apparent Stability)이라 한다.

2) 자유 복원 속도(Free Return Speed)

시험속도 범위내의 어느 속도에서 조종간을 놓았을 때 원래의 트림 위치로 복원하여 안정되는 속도를 자유 복원속도(Free Return Speed)라 하고 이 속도는 규격에 정한 범위 내에서 안정되어야한다. Fig. 8을 참조하라.

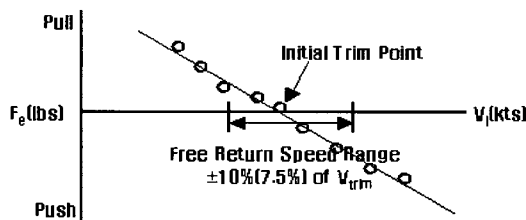


Fig. 8. 자속도

3) 비행경로 안정성(Flight Path Stability)

시험지점에서 획득한 데이터는 속도가 안정된 부분에서의 속도 및 고도의 평균값을 산출하고 대기속도를 진대기 속도로 환산한 다음 고도와 시간 관계에서 시험고도에서의 강하율을 계산한다. 표준대기에 대한 강하율을 보정하기 위한 것이며 고도에 대한 강하율의 변화는 선형변화로 가정한다. 강하각(Flight Path Angle, γ)은

$$\gamma = \sin^{-1}(\text{보정된 강하율}/V_{TAS})$$

에서 계산된다. 이 후 γ와 VTAS의 관계를 2차 그래프로 그린 다음, VOmin(Fig. 9의 1)과 VOmin-5kts(<Fig. 9의 2)에서의 미분값(dy/dVTAS)을 산출하면 된다.

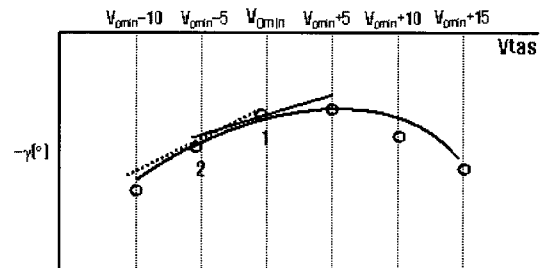


Fig. 9. 비행경로 안정성

4. 규정 충족도(Specification Compliance)

종축 정 안정성은 항공기 설계에 있어서 가장 기본적인 사항으로 미 연방 항공규정(FAR)과 군사 규격서(MIL Specification)에 자세히 언급하고 있다. 여기서는 이해를 돕기 위해 FAR과 지금은 없어진 MIL-F-8785C를 기준으로 설명한다 (MIL-F-8785C는 MIL-STD-1797A로 바뀌었으며 항공기 수요자가 주요 사항들을 직접 기입하게 되어 있다).

1) FAR(Federal Aviation Regulation)

FAR에 의하면 항공기는 운용 중에 조우할 수 있는 모든 조건에서 종축으로 안정해야 한다고 명기하고 있다. 항공기의 종축 정 안정성은 트림속도 보다 적은 속도를 유지하기 위해서는 조종간 당김(Pull Force)이 있어야 하고 트림속도 보다 큰 속도를 유지하기 위해서는 조종간을 밀어야 한다(Push Force). 또, 정상 운용영역에서

는 어느 속도에서도 힘의 역전이 없어야 한다. FAR-25급 항공기에서는 각 시험형상에서 조종력 대 속도 곡선의 평균 기울기가 1 lb/6kts 이상이어야 한다.

자유 복원속도는 상승, 접근 및 착륙 제원에 서는 시험 범위내의 어느 속도에서도 조종간을 놓았을 때 원 트림속도의 10% 이내에 들어가야 하고, 순항 형상에서는 7.5% 이내에 들어가야 한다.

2) MIL-F-8785C

항공기가 트림으로부터 교란된 경우 등급 1, 2(Level 1, 2)는 조종간 고정 및 자유 모두 속도가 비주기적으로 발산하는 경향이 없어야 한다. 이 요구조건은 속도에 대한 종축 조종력 및 승강타 변위가 유연하고 국부기울기가 안정되어야 함을 의미한다. 종축 정 안정성은 트림속도의 ± 15% 또는 50kts 중 적은 범위 내에서 만족되어야 한다.

종축 조종계통은 정상적인 트림조건에서 비행시 양(+의 복원력(Centering))을 가져야 한다. 절대적이지는 않지만 Centering, Breakout Force, 안정성 및 조종력 기울기 등의 복합적인 효과가 불만스러운 비행특성을 나타내지 않아야 하며 조종간 자유 상태에서 트림조건으로부터 크게 벗어나지 않아야 한다. 또, Breakout Force는 정해진 제한치(Table 1) 내에 있어야 한다.

Table 1. Breakout Force

Control	최소값(Min)(lbs)	최대값(Max)(lbs)
Pitch	0.5	3
Roll	0.5	2
Yaw	1	7

III. 결론

어떤 과목의 비행시험을 완전히 이해하기 위해서는 그 비행시험을 실시하는 논리적 근거인 이론부터 이해할 수 있어야 한다. 비행시험이란 이 이론에 의거 항공기가 설계된 대로 제작되었는지를 비행시험을 통하여 최종적으로 입증하기 때문이다. 따라서 본고에서는 종축 정 안정성의 논리적 근거인 중립점을 찾는 데 부터 시작하였다. 조종간 고정 및 조종간 자유 중립점을 찾는 이론 및 방법을 제시하였으며 조종사 관점의 속도 안정성에 대하여 기술하였다. 그 다음 이 이론에 근거하여 비행시험에서 데이터를 획득하는 여러 가지 비행시험 기법을 제시하였고 비행시험에서 획득한 데이터를 분석하는 방법을 설명하였다. 마지막으로 이러한 일련의 과정을 거쳐 획득한 결과가 ROC, FAR, MIL-SPEC 등 여러 요구문서에 어떻게 충족되어야 하는지를 설명하였다.

참고 문헌

- [1] Handling Quality Flight Testing, Chapter 5, 1998, NTPS
- [2] Introduction to Flight Test Engineering, Chapter 6, 1993, Donald T.Ward, Elsevier
- [3] U.S. Naval Test Pilot School Flight Test Manual, Chapter 4, 1997, Naval Air Warfare Center
- [4] 항공기 조종계통에 따른 비행시험기법 비교연구, 20p~, 70p~, 2005, 정영식
- [5] FAR, 2 April. 1991, FAA
- [6] MIL-F-8785C, 5 Nov. 1980, DoD