

비행시험 기법
(스핀)

나 승혁*, 이 주 하**

FLIGHT TEST METHOD (SPIN)

Seung-Hyuk Na and Ju-ha Lee

목 차

- I. 서 론
- II. 본 론
 - 1. 스펀의 정의
 - 2. 스펀 시험방법 및 회복방법
 - 3. 설계시 예측치와 비행시험후 나타난 차이점
- III. 결 론

* 대우중공업(주) 우주항공연구소 책임연구원

** 대우중공업(주) 우주항공연구소 주임연구원

요 약

본 연구 논문은 항공기 개발에 있어서 비행시험의 최종 단계라 할 수 있는 스피너시험의 정의, 스피너 시험방법 및 스피너 진입시의 회복방법과 실제 비행에서의 스피너 특성으로 스피너에 대한 안전성 제고 및 비행시험의 중요성을 논하였다.

I. 서 론

비행시험이란 항공기 개발자에게 있어서 하나의 독립된 비행체로서 인증을 받기 위한 마지막 작업이다. 항공기는 설계자가 계산값과 예측값을 토대로 하여 풍동시험을 실시하고 여기서 획득한 자료와 계산값을 바탕으로 Iron Bird를 제작한다. 그리고 각 계통별 시험을 실시한 후 모든 데이터를 종합하여 시제기를 제작한다. 이 시제기는 다시 각 계통별로 기능시험(Functional Test)을 실시한 다음 지상작동시험을 실시한다. 이러한 과정을 거친후 비행시험(Flight Test)을 하게 된다. 비행시험은 고도 및 속도계 오차 수정에서 시작하여 성능시험, 조종성과 안정성 시험, 구조시험(Load Survey)을 실시하고 마지막 단계로 스피너시험을 실시하게 된다. 스피너시험은 항공기가 스피너에 진입시 그 특성을 파악하는 것으로 많은 위험성을 내포하고 있는 가장 중요한 비행시험의 하나이다. 본 논문에서는 스피너에 대한 정의와 시험방법 및 스피너에 진입시 안전하게 회복하는 방법등을 소개하고 그 결과에 대하여 논하고자 한다.

II. 본 론

1. 스펀의 정의

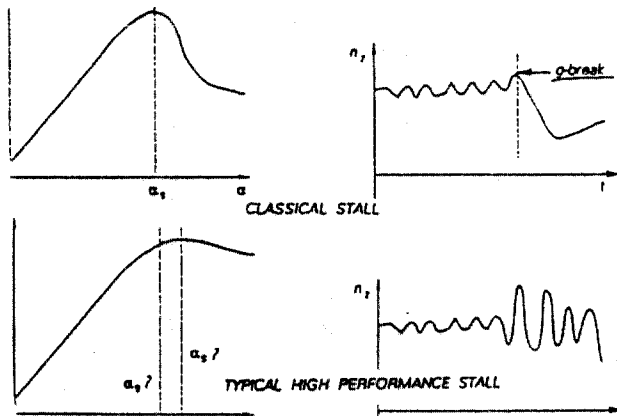
스핀을 정의하려면 먼저 스펀에 진입하는 단계를 구분해야 한다. 항공기가 실속에 진입한 이후 스펀까지의 단계는 실속, Departure, Post-stall Gyration, Spin의 4단계를 거친다.

가. 실속(Stall)

실속에 대한 정의는 FAA의 Flight Training Handbook에 의하면 실속은 항공기 날개 위를 지나는 Airflow가 분열되어 양력이 급격히 감소할때의 현상으로 정의했고 MIL-SPECIFICATION에 의하면 주어진 비행조건에서 최대 사용가능 양력조건일때의 받음각(Angle of Attack)이 실속받음각이고 이때의 현상을 실속으로 정의하고 있다. 즉, 실속은 항공기 주익이 최대양력계수보다 더 큰 받음각을 가질때 발생하는 것으로 그 현상은 다음과 같다.

- Pitch, Roll, Yaw의 제어불가능
- 과도한 침하율
- 심한 Buffet
- 고도수정 불가능

고전적 의미의 실속은 다음 도표에서 볼 수 있듯이 C_{La} 곡선에서 쉽게 식별이 가능하고 G-break도 같다. 그러나 고받음각 기동을 하는 현대의 항공기에서 볼 수 있는 High Performance Stall에서는 실속속도, G-break의 식별이 명확하지 않다.



< 그림 1 실속 >

나. Departure

Departure는 비행조종가능상태에서 조종불가능상태로의 천이과정으로 Post Stall Gyration, Spin 혹은 Deep Stall로 전환되는 과정이다. 이것은 Post-stall 체제에서 일어나고 Departure 받음각은 최대사용가능 양력일 경우의 받음각(실속 받음각)과 같거나 크다. 즉 Post-stall Gyration, Spin, Deep Stall 은 모두 Departure에서 시작된다.

Departure는 1개 축(X,Y,Z축 중 하나) 이상의 축에 대하여 조종불능상태가 되는 것이며 Departure가 내포하고 있는 의미는 항공기가 이 과정에서 즉각적인 회복이 되지 않을 수도 있다는 것이다. 이것은 실속이 생길때 Aileron이 과도하게 변위되었다면 조종이 불가능할 수 있다는 것을 의미한다.

Departure의 특성은 진폭이 큰 “Uncommanded & Divergent” 운동이다. 여기서 “Uncommanded”란 국지적인 고받음각이 조종면의 효과가 없도록 만들 수 있다는 것으로 조종사가 조종석에서 횡가속도(Lateral Acceleration) 때문에 조종간을 적절히 움직일 수 없는 것이다.

다. Post-stall Gyration(PSG)

Post-stall Gyration은 Departure 다음의 조종불능상태를 말한다. PSG는 아직까지 스피너로 발전한 단계는 아니고, 계속 실속 받음각 이상이 안되며, 실속 받음각을 넘나드는 과정의 한 단계이다.

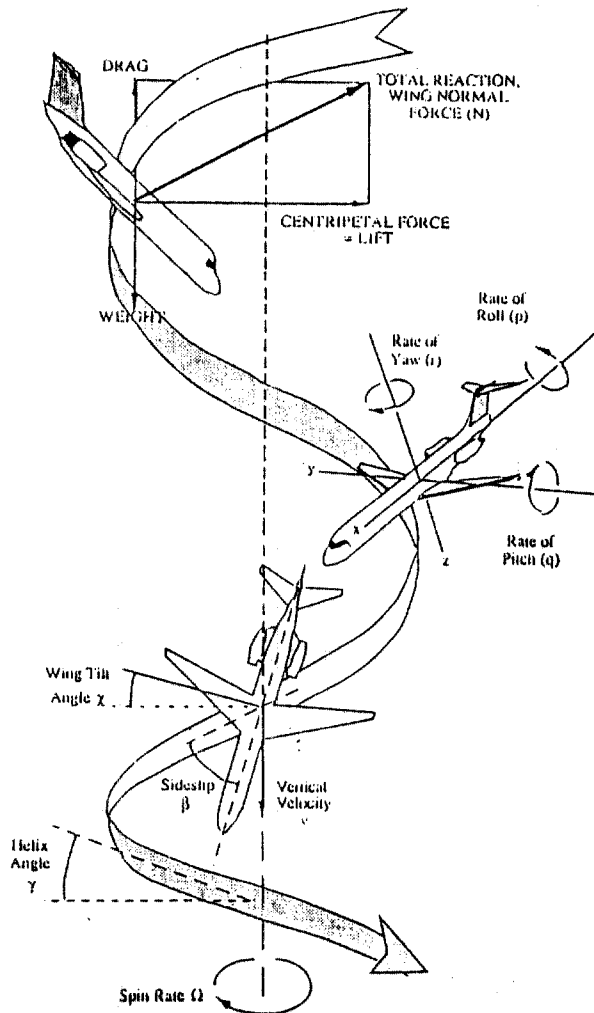
라. Spin

(1) 스핀의 정의

스핀은 실속받음각 이상에서 지속적으로 Yawing과 Rolling Rotation을 하는 항공기 운동이다. Rolling보다는 Yawing Rotation이 우세하므로 Z축에 대한 Yaw Rate(r)가 지배적이다. 그러므로 조종사는 스핀에 진입되었을때 가장 중요한 시계 관측자료로 지속적인 Yaw Rate를 고려해야 한다.

(2) 스핀 유형

대표적인 스핀 유형을 그림으로 도시하면 그림 2.와 같다.



<그림 2 스핀 현상>

스핀의 특성은

- 받음각이 실속받음각보다 크고
- 무게중심의 선형속도가 거의 수직으로 작용하고
- 수직축에 대하여 높은 회전율을 갖는 것이다.

항공기의 스핀운동을 분류하면 다음과 같다.

(가) 받음각의 부호에 따른 분류

Normal Spin (그림 3.)

- 받음각(α)>0
- Normal Force(n_z)>0
- 조종사의 자세 : Up 자세
- Roll Rate(p)의 부호와 Yaw Rate(r)의 부호가 다르다.

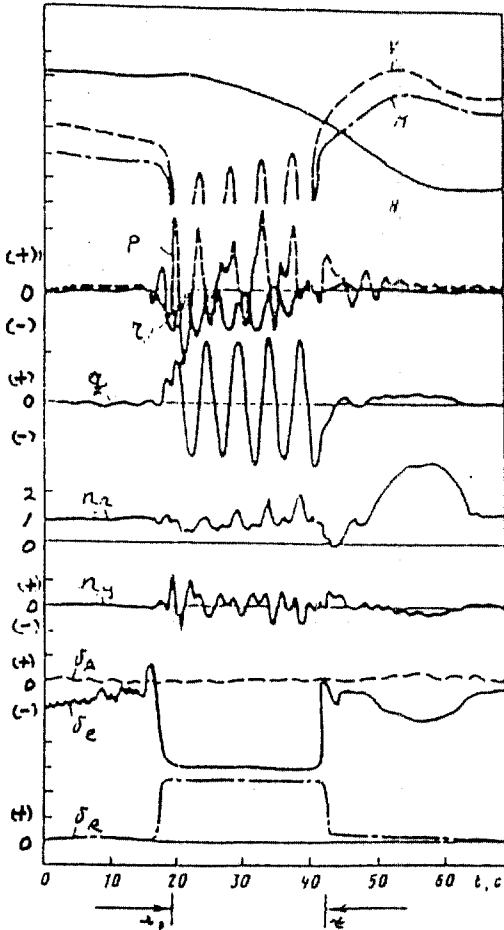
Inverted Spin (그림 4.)

- 받음각(α)<0
- Normal Force(n_z)<0
- 조종사의 자세 : Down 자세
- Roll Rate(p)의 부호와 Yaw Rate(r)의 부호가 같다.

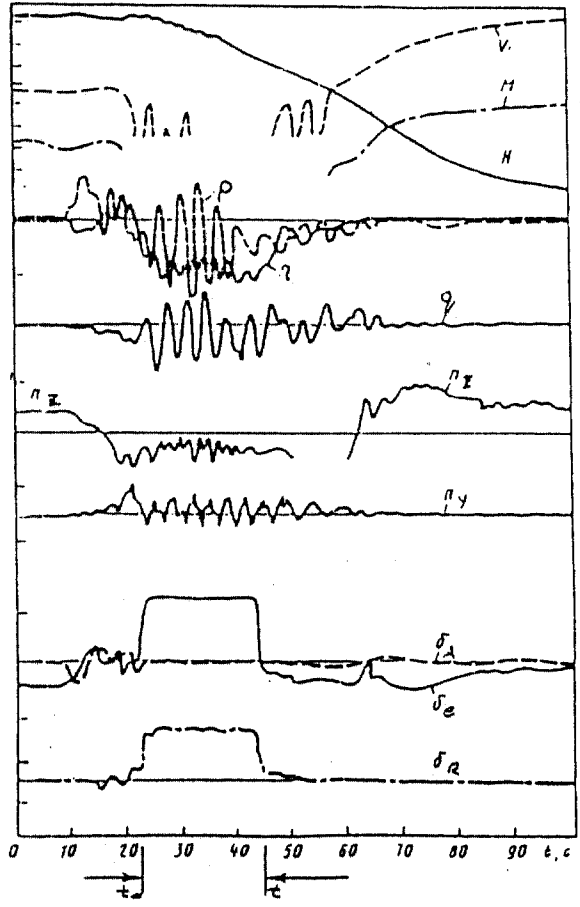
(나) 받음각의 평균값에 따른 분류

Steep Spin : $10 < \alpha < 35$

Medium Spin : $35 < \alpha < 50$



< 그림 3 Normal Spin >



< 그림 4 Inverted Spin >

Flat Spin : $50 < \alpha$

* 평균값에 따른 분류는 시각에 따라 반응각의 범위에 차이가 있다.

(다) 스핀회전 방향에 따른 분류

Right Spin : Inside Wing이 우측인 경우. $r < 0$

Left Spin : Inside Wing이 좌측인 경우 $r > 0$

(라) 1주기 동안 항공기의 운동변화에 따른 분류

Isochronal Spin : 시간에 대한 각속도(ω), 받음각, Sideslip(β)이 적고 모든 항공기 운동의 Parameter들이 평균치에 가깝다.

Unisochronal Spin(Oscillatory Spin) : 시간에 대한 Parameter들의 변화량이 크다.

(마) 운동 Parameter들의 평균치에 따른 분류

Steady Spin : 운동변수들의 값이 일정하고 그 값은 각 주기마다 반대가 된다.

Unsteady Spin : 시간에 대한 운동 변수와 특성은 주기마다 변화한다.

(바) 항공기의 스피ん특성에 따른 분류

- **Stable Spin** : 조종간을 특정 위치에 고정시켰을때 항공기는 이 스피ん을 유지하고 조종사는 스피ん에서 회복하기 위해 조종간을 사용해야 한다.

- **Unstable Spin** : 조종간을 특정 위치에 고정시켰을때 항공기는 이 스피ん 유형을 계속 유지하지 않고 더 큰 받음각으로 발전하거나 다른 형상의 스피ん으로 발전한다.

스피ん유형의 식별은 매우 혼돈하기 쉬우므로 다음의 표1.과 표2.를 참조하면 좀더 명확한 답을 얻을 수 있다.

Group 1	Group 2	Group 2
Upright	Steep	Smooth
		Mildly Oscillatory
Inverted	Flat	Oscillatory
		Highly Oscillatory
		Violently Oscillatory

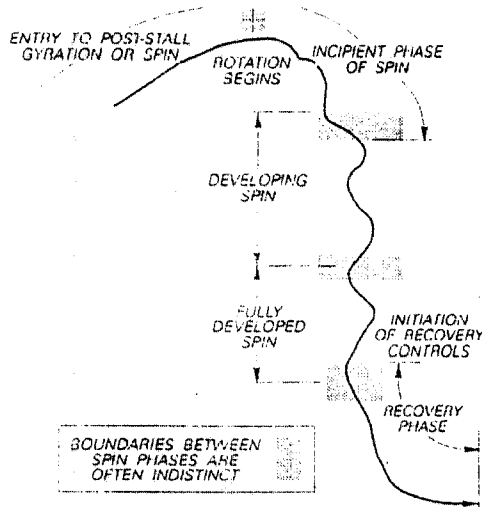
< 표 1 Spin Mode Modifier >

Mode Description	Average AOA (°)	AOA Oscillations (°)	Yaw Rate (°/sec)	Roll Rate (°/sec)	Pitch Rate (°/sec)
Steep-Smooth	42	±5	40-50	50	15
Steep-Mildly Oscillatory	45-60	±10	45-60		
Steep-Oscillatory	50-60	±20	50-60 (with large oscillations)	Same as yaw rate	
Flat-Smooth	77-80	Negligible	80-90	25	7

< 표 2 Spin Mode 예 : F-4E >

(3) 스핀 발전단계

스핀은 곧바로 “Fully Developed Spin”인 “Equilibrium Dynamic State”에 들어가지 않고 통상 3단계를 거쳐서 “Fully Developed Spin”에 도달하게 된다. 따라서 스핀의 발전단계는 Incipient Phase, Developing Phase, Fully Developed Phase의 3 과정으로 이루어지며 그림 5와 같다.

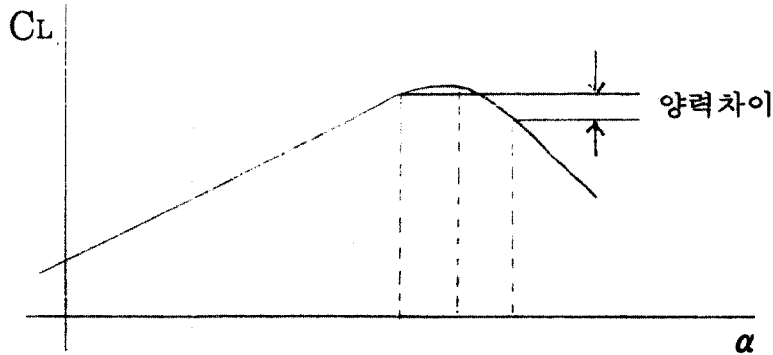


< 그림 5 Spin Phase >

(가) Incipient Phase

실속에서부터 시작되는 스피인은 처음부터 Steady Spin이나 Oscillatory spin으로 진입되지 않고 대략 3단계를 거치는데 그 첫 단계를 Incipient Phase라 한다. Incipient Phase는 스피인 유형을 식별하기 어려운 초기의 일시적인 운동으로 Yawing과 Rolling 운동이 시작될 때 시작한다. 이 과정은 스피인유형이 식별될 때 끝난다.

일단 항공기가 실속에 진입후 공기역학적인 현상으로 Autorotation을 하게 되는데 초기에는 Rolling운동을 하게되고 점차 Rolling과 Yawing 운동의 복합 운동으로 나타난다. Autorotation은 그림 6.에서 보는 것처럼 실속 진입전의 받음각과 실속 진입후의 받음각에 의한 양력차이 때문에 생긴다.



< 그림 6 Autorotation >

이 과정의 받음각은 실속 받음각(α_s)보다 크다. Incipient Phase의 운동특성은 PSG와 혼돈하기 쉽지만 PSG와 Developed Phase와 구별된다.

(나) Developing Phase

Developing Phase는 스피인 유형의 식별이 가능한 단계로 진동(Oscillation)이 존재할 수 있지만 평균적인 주기운동의 식별이 가능하다. 이 단계는 공력과 모멘트가 관련 선형가속도와 각가속도에 의해 완전한 균형은 이루어지지 않지만 균형조건이 나타나게 된다. 회복은 완전한 균형상태가 되기전에 시작하는

것이 바람직하다.

(다) Fully Developed Phase

이 단계는 최종적으로 균형상태에 도달한 경우이다. 스핀이 Steady하게 되면 약간의 Sideslip이 존재하고 항공기는 3축에 대하여 회전하게 된다. 그러나 항공기에 작용하는 모든 힘과 모멘트는 균형상태가 된다. 회전을 일정하고 강하율도 일정하다. 항공기의 자세는 항공기의 Aerodynamic Shape, 질량분배, 그리고 조종간의 위치에 따라 다르다. 이론적으로 각속도와 선형가속도는 1주기가 지나면 평균치가 "0"가 된다. 그러나 이러한 이상적인 스핀운동은 종종 많은 회전이 지나야 가능하다. 즉, 몇몇 상태에서는 운동이 Oscillation하여 평균치가 "0"가 아니기 때문이다.

(4) Aerodynamics

스핀운동을 해석하는데는 몇가지 가정이 따른다. 즉, 이상적인 스핀을 가정하여 스핀운동을 해석한다. 이상적인 스핀운동이 되기 위한 가정은

- Helical Axis가 수직이다.
- Sideslip이 없고 Wing은 수평이다.
- Sideforce(F_y)를 무시한다.

이 가정은 각속도가 Helical Flight Path에 평행하다는 것을 의미한다.

(가) 힘의 균형

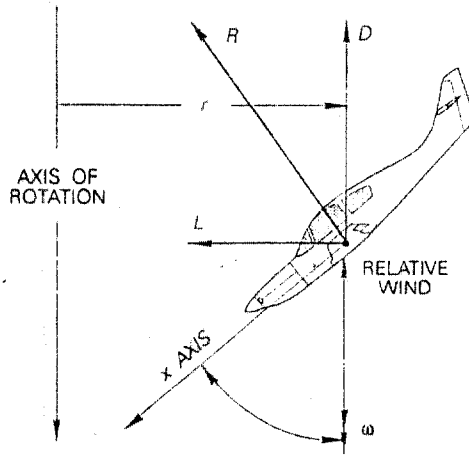
Sideforce를 무시하면 합성력은 대칭면에서 작용하고 날개 시위선에 직각이다. 그림 7.에서 수직력은

$$W = D = 1/2 * \rho V^2 S C_D$$

가 되고 수평방향의 힘은 구심가속도와 균형을 이루므로

$$mr\omega^2 = L = 1/2 * \rho V^2 S C_L$$

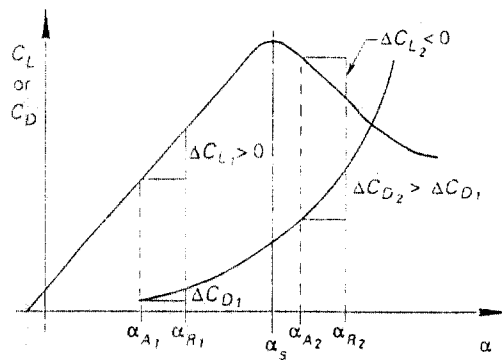
가 된다.



< 그림 7 고영각에서 C_L, C_D 변화 >

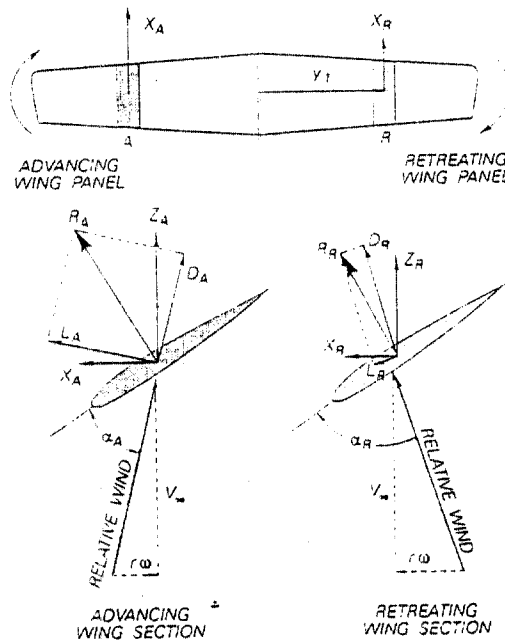
(나) Autorotation

Autorotation은 스피어를 시작하고 지속시키는 추진 모멘트이다. 이 공력 모멘트가 스피어를 지속시키는데 실속 이후의 공력 미계수는 비선형이므로 날개가 주로 Autorotation을 유도한다. 또 실속 받음각 이상에서는 양력은 감소하고 항력은 급속하게 증가한다(그림 8.참조)



< 그림 8 Aerodynamic Mechanism >

Autorotation의 추진 모멘트인 Yawing Moment는 X축의 관성력의 차이 때문에 생기고 Rolling Moment는 Z축의 관성력의 차이 때문에 생긴다. Autorotation의 주안점은 전진 날개와 후진 날개의 받음각의 차이 때문이다(그림 9 참조)



< 그림 9 전진 날개와 후진 날개의 양/항력 >

(다) Mass Distribution

관성력과 관성모멘트가 질량분배에 직접 영향을 주므로 항공기의 Post-stall Motion에서 중요한 요소이며 회전율을 결정하는데도 큰 역할을 한다.

(라) Post-stall 운동 방정식

Post-stall은 방정식을 단순화시켜도 선형 방정식과 크게 달라서 상태의 큰 변화가 예측되고 공력계수도 일정하지 않다.

- Fully Developed Spin을 위한 가정
 - 회전을 ω 는 XZ 평면상에 있고(Q=0)
 - V와 ω 가 모든 궤적에서 평행하고
 - V는 수직이고 항공기의 강하율과 같으며
 - ω 는 일정하고
 - $I_{xz} = 0$

- 균형상태를 설명하는데는 모멘트 방정식으로 충분하다. $I_{xz} = 0$ 이므로 모멘트 방정식은 다음과 같다.

- $dP/dt = L/I_x + QR(I_y - I_z)/I_x$
- $dQ/dt = M/I_y + RP(I_z - I_x)/I_y$
- $dR/dt = N/I_z + PQ(I_x - I_y)/I_z$

(마) Dynamic Equilibrium Condition

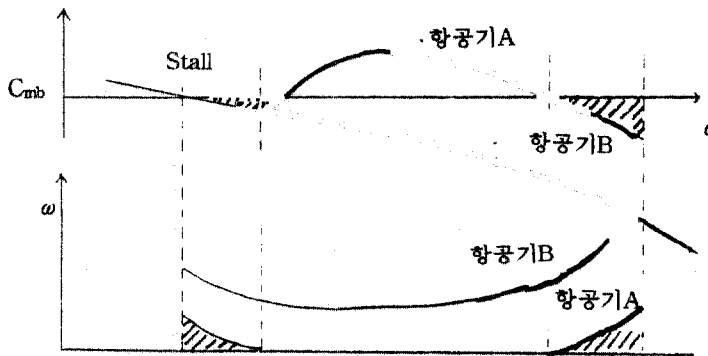
- Pitching Moment

- Fully Developed Spin에서 피칭 모멘트 방정식은 공력 모멘트와 관성 모멘트 사이의 균형을 나타낸다.
- 주 공력 미계수는 받음각이다.
- 주 Inertial State는 회전을(ω)이다.
- Equilibrium 상태가 되려면

$$C_{mb} < 0, dC_{mb}/d\alpha < 0$$

이 되어야 한다.

* C_{mb} : Wing Span(b)에 의한 Pitching Moment Coefficient



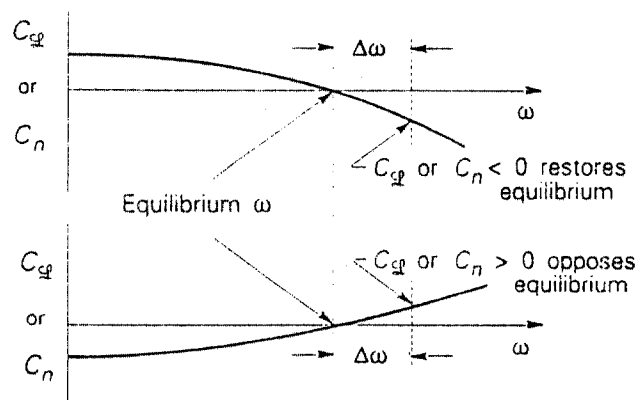
< 그림 10 Pitching Moment Coefficient : Steady Spin >

그림 10.은 전투기의 대표적인 피칭모멘트 곡선이다. $C_{mb}-\alpha$ 곡선의 기울기는 Post-stall 조건에서는 안정성 때문에 (-)가 되어야 한다. 이 기울기는 저받음각이나 고받음각 모두 정적 종 안정성(Static Longitudinal Stability) 때문에 (-)가 되어야 한다. 즉, $dC_{mb}/d\alpha > 0$ 은 Divergent를 의미한다. 그림 10.은 서로 다른 두 항공기를 직접 비교함으로써 Fully Developed Spin을 위한 피칭 모멘트의 제약조건을 설명한다. 항공기 B는 실속 받음각 이상에서 Fully Developed Spin을 유지할 수 있지만 항공기 A는 빗금친 부분에서만 가능하다. 즉, 항공기 A는 두가지 스핀유형을 가지며 항공기 B는 단일 스핀 유형만 가진다.

- Rolling Moment와 Yawing Moment

Rolling Moment와 Yawing Moment의 균형상태도 역시 만족되어야 한다. 즉 항공기는

- $C_n = 0$ 및 $C_l = 0$
- 균형상태가 되기 위해서는, ω 에 대한 C_l 과 C_n 의 변화율은 둘 모두 (-)가 되어야 한다(그림 11 참조).



< 그림 11 C_l, C_n 과 ω 와의 관계 >

(5) Spin Requirements

(가) MIL-S-83691

- 스핀 비행시험은 다음 사항에 대한 MIL-F-8785를 만족해야 한다.
실속 경고

Resistance of Loss of Control

Loss of Control Prevention

Recovery Criteria

- 스핀을 발전시키는 조종계통의 계속적인 사용은 고의적인 스핀을 허용하는 항공기를 제외하고는 요구되지 않는다.

- 스핀시 만족스러운 스핀회복 기술이 논증되어야 하고 그것은 표 3.에 따라 진행되어야 한다. (표는 훈련 항공기)

Test Phases	Maneuver Requirements					
	Control Application	Smooth AOA Rate		Abrupt AOA Rate		Tactical
		One g	Accelerated	One g	Accelerated	
A Stalls	Pitch control applied to achieve the specified AOA rate, lateral/directional control inputs as normally required for the maneuver task. Recovery initiated after the pilot has a positive indication of: (a) A definite g-break, (b) a rapid angular divergence, or (c) the aft stick stop has been reached and AOA is not increasing.	Class: I, II, III, IV	Class: I, II, III, IV	Class: I, II, III, IV	Class: I, IV	Class: I, IV
B Stalls with Aggravated Control Inputs	Pitch control applied to achieve the specified AOA rate, lateral/directional controls as required for the maneuver task. When condition (a), (b), or (c) from above has been attained, controls briefly misapplied, intentionally or in response to unscheduled aircraft motions, before recovery attempt initiated.	Class: I, II, III, IV	Class: I, II, III, IV	Class: I, II, III, IV	Class: I, IV	Class: I, IV
C Stalls with Aggravated Control and Sustained Control Inputs	Pitch control applied to achieve the specified AOA rate, lateral/directional controls as required for the maneuver task. When condition (a), (b), or (c) has been attained, controls are misapplied, intentionally or in response to unscheduled aircraft motions and held for 3 seconds before recovery attempt is initiated.	Class: I, II, III, IV	Class: I, II, III, IV	Class: I, II, III, IV	Class: I, IV	Class: I, IV
D Spin Attempts*	Pitch control applied abruptly, lateral/directional controls as required for the maneuver task. When condition (a), (b), or (c) has been attained, controls applied in the most critical positions to attain the expected spin modes of the aircraft and held for up to 15 seconds before recovery attempt is initiated, unless the pilot definitely recognizes a spin mode.			Class: I, IV	Class: I, IV	Class: I, IV

* 표는 훈련 항공기

< 표 3 Maneuver Requirement >

(나) FAR-23

- 보통급 항공기(Normal Category)

단발엔진, 보통급 항공기는 1회전이나 3초중 더 긴 조건에서 회복이 가능해야 한다. 부가조건으로 플랩 인입/전개(Flap Extended/Retracted)시 속도 제한치와 (+)g 제한치를 초과하지 않아야 하고 회복시 과도한 조종간 당김이 없어야 하며 조종간의 사용으로 인한 조종불가능한 스피스로 발전되지 말아야 한다.

- 실용급 항공기(Utility Category)

보통급과 곡예급 항공기의 요구조건을 만족해야 한다.

- 곡예급 항공기(Acrobatc Category)

곡예급 항공기는 다음의 요구조건을 만족해야 한다.

- 항공기는 스피니 어느 시점에서든 회복이 가능해야 하고 정상적인 회복절차를 취한후 1 1/2회전을 초과하지 말아야 한다. 정상적인 회복절차를 취하기 전에 스피니시험은 플랩 인입시는 6회전이나 3초중 긴 조건으로, 플랩 전개시는 1회전이나 3초중 긴 조건으로 진행해야 한다. 하지만 3초를 초과하는 경우 스피니는 플랩 인입시 Spiral 특성이 나타나면 중단할 수 있다.

- 플랩 전개/인입 두 경우에 속도 제한치와 양의 한계기동하중계수를 초과해서는 안된다.

어떤 조종간의 사용으로도 조종불능 스피니 일어나지 않아야 한다.

2. 스피니 시험방법 및 회복방법

가. 시험 개요

항공기의 스피니특성을 시험하기 위해서 고려해야할 필요한 변수들은 다음과 같다.

- Configuration
- Gross Weight
- Center of Gravity
- Stability & Control Augmentation
- External Store Loadings & Attitude
- Stall/Departure Speed & Altitude
- Thrust Effects
- Gyroscopic Effects

나. 스핀시험 방법

스핀 비행시험은 단계적으로 실시해야 한다(표 4.참조).시험에 들어가기 전에 속도 감속 방법과 Wing Drop 방법 및 효과적인 스핀 회복방법을 미리 강구해야 한다. 항공기가 스핀에서 회복할 수 있다는 확신이 없으면 Anti-spin Chute 같은 장치가 필요하다.

시험은 실속속도를 결정하기 위해서 속도를 단계적으로 줄이는 것으로부터 시작한다. 모든 실속진행특성, 실속 진입시의 조종력 등을 파악하는 것이 중요하다. 속도 감속에 따라 점진적으로 조종력을 증가시킨다. 실속시험은 저속에서 조종면의 효율 점검과 최소운용속도를 찾기 위해 Gliding 중에 실시할 수 있다. 최소운용속도를 찾기 위한 시험은 정상 C.G에서 수행하는 것이 필요하고 전방 C.G한계와 후방 C.G한계에서 결과를 점검하는 것이 필요하다. 이 시험을 수행한 후에 본격적인 스핀시험을 실시한다.

항공기 속도를 실속속도까지 감속시킨후 원하는 방향으로 방향타를 사용하여 Wing Drop을 시켜 스핀에 진입한다. 항공기가 스스로 스핀운동을 한다면 그때 조종사는 회전수에 따라 항공기를 스핀에서 회복시킨다(최대 6회전). 첫 시험은 Aileron을 중립에 두고 Rudder만으로 회복시키는 것이 바람직하다. 스핀 진입시 Rudder의 사용은 초기에는 1/2을 사용하고 그 다음 Full Rudder를 사용한다. 회전수는 스핀시마다 등급에 따라 최대 6회전까지 증가시킨다.초기에는 프로펠러 Rolling 방향으로 실시하는 것이 필요하다. 그 이유는 자이로 모멘

트가 스핀회복을 돕기 때문이다. 이러한 방법으로 스핀시험을 실시한 후, 다음 단계는 조종간 Full Back으로 스핀을 실시하는데 이때 Rudder Deflection과 회전수를 증가시킨다. 그 다음 다른 Aileron 변위각으로 스핀을 실시한다. 즉, 처음에는 스핀 회전방향으로 변위시키고 그 다음에는 반대방향으로 변위시킨다. 스핀시험은 시험 도중에 항공기의 운동을 주의깊게 관찰하는 것이 필요하고 때에 따라서는 선회계를 이용하여 스핀 진행방향을 확실히 점검해야 한다. 이것은 회복시도 같다.

스핀에 진입하는 몇가지 경우를 설명하면 다음과 같다.

- 스핀 진행방향으로 조종면 변위시

- Normal Spin : 조종간을 Full Back한 다음 회전방향으로 변위시킨다.
- Inverted Spin : 조종간을 Full Forward하고 회전 반대방향으로 변위시킨다. 이 때 Rudder는 회전 반대방향으로 변위시킨다.

- 스핀 진행 반대방향으로 조종면 변위시

- Normal Spin : 조종간을 Full Forward한 다음, 회전 반대방향으로 변위시킨다. Rudder도 회전 반대방향으로 변위시킨다.
- Inverted Spin : 조종간을 Full Back하고 회전 방향으로 변위시킨다.

Aileron의 위치는 스핀에서 항공기 운동 특성에 매우 큰 영향을 준다. Rolling을 방지하기 위해 스핀 초기의 모멘트에서 Aileron 변위는 횡-방향(Lateral-Directional)운동의 Stiffness를 증가시킨다. 스핀동안 Aileron을 스핀 방향으로 변위시키면 스핀은 점점 Oscillatory하게 되고 안정성을 감소시킨다. 반면에 스핀 반대방향으로 변위시키면 점점 Isochronal하게 만든다.

스핀 비행시험을 단계적으로 실시하는 예를 들면 표 4.와 같다.

No.	방향	회전수	Aileron 변위	Rudder 변위	Elevator 변위
1	R	2	Neutral	R->L	After->Neutral
2	R	3	"	"	"
3	R	3	1/2 Left	"	"
4	R	3	Full R/H	"	"
5	R	3	Full L/H	"	"
6	L	1	Neutral	L->R	"
7	L	2	"	"	"
8	L	3	"	"	"
9	L	3	1/2 Right	"	"
10	L	3	Full L/H	"	"
11	L	3	Full R/H	"	"
12	L	4	Neutral	"	"
13	R	6	Neutral	"	"

< 표 4. 스펀시험 예 >

다. 스펀 회복방법

스핀 비행시험은 본 시험에 들어가기 전에 항공기 모델을 가지고 풍동시험을 실시하고 유사 항공기로 스펀 비행시험 경험을 분석하는 것이 필요하다. 또한 축소 모델로 Remote Control 스펀 비행시험을 실시하는 것이 추천된다. 이러한 시험과 분석은 당 항공기의 스펀 특성 및 회복 특성과 최선의 회복방법을 선택하는데 도움을 준다. 다음은 Normal Spin에서 항공기를 회복시키기 위한 방법을 설명한다.

방법 1 : Bank와 Yaw없이 실속 받음각 이하의 받음각으로 즉시 모든 Controls(Aileron, Elevator, Rudder)을 직선수평비행 위치에 둔다. 이 방법은 Unsteady Oscillatory Spin의 회복방법으로 적절하다.

방법 2 : 항공기 회전 반대방향으로 Rudder를 완전히 차고 2 - 4초후 실속 받음각 이하로 조종간을 직선수평비행 위치에 둔다. 회전이 감속되면 Rudder를 중립 위치에 둔다. 이 방법은 Weak Stable Spin(Steep Oscillatory)의 회복방법으로 적절하다.

방법 3 : 항공기 회전 반대방향으로 Rudder를 완전히 차고 3 - 6초후 조종간을 Full Forward한다. 회전이 감속되면 Rudder를 중립 위치에 둔다. 이 방법은 Stable Spin의 회복방법으로 적절하다.

방법 4 : 항공기의 회전 반대방향으로 Rudder를 완전히 차고 동시에 회전 방향으로 조종간을 완전히 변위시킨다. 3 ~ 6초후 조종간을 Full Forward한다. 회전이 감속되면 모든 조종면을 중립 위치에 두어야 한다. 이 방법은 Stable Flat Spin의 회복방법으로 적절하다.

방법 5 : 항공기 회전 반대방향으로 Rudder를 완전히 차고 동시에 조종간을 Full After한다. 회전이 감속되면 모든 조종면을 중립 위치에 두어야 한다. 이 방법은 Stable Flat Spin의 회복방법으로 적절하다.

방법 4와 방법 5를 사용하여도 항공기가 회복되지 않을 경우 Anti-spin Chute와 같은 장비를 사용하여 스핀에서 회복하여야 한다. 상기의 방법들은 반드시 정형화된 것이 아니고 경험이 많은 조종사는 다른 방법을 사용하여 회복시킬 수 있다.

배면스핀의 회복방법으로는 다음 방법중의 하나를 사용한다.

방법 1 : 실속 받음각 이하의 받음각으로 모든 조종면을 즉시 직선수평 위치에 둔다. 이 방법은 Unstable Oscillatory Spin의 회복방법으로 적절하다.

방법 2 : 항공기 회전 반대방향으로 Rudder를 완전히 차고 동시에 혹은 1 ~ 3초후에 조종간을 Full Back한다. 또 Aileron은 중립 위치에 둔다. 이 방법은 Steep Isochronal Spin의 회복방법으로 적절하다.

방법 3 : 항공기 회전 반대방향으로 Rudder를 완전히 차고 2 ~ 4초후에 조종간을 Full Back한다. 이 때 Aileron은 중립 위치에 둔다. 이 방법은 More Stable Spin의 회복방법으로 적절하다.

스핀 회복시 항상 더 강력한 방법이 필요한 것은 아니다. 왜냐하면 배면스핀에서는 날개와 수평미익에 의한 Rudder Shading이 더 적어서 효율이 더 좋기 때문이다.

3. 설계시 예측치와 시험비행후 나타난 차이점

풍동시험을 통하여 획득한 예측치와 시험 항공기로 획득한 비행시험 자료를 비교분석한 결과

- 받음각은 풍동시험의 경우 35도였으나 비행시험에서는 20도였다.
 - 회전율은 풍동시험에서는 140 deg/sec였으나 비행시험에서는 조건에 따라 110 ~ 140 deg/sec의 분포를 나타냈다.
 - 회복조작후 완전히 회복될때까지의 회전수는 풍동시험에서는 1 1/5회전에 완전히 회복되었으나 비행시험에서는 조건에 따라 3/4 ~ 1 1/2회전까지 다양한 분포를 나타냈다.
 - 회복특성은 RC Model의 경우 Aileron을 스펀방향으로 변위시켰을때 좌/우측 스펀 모두 회전율이 점점 증가되었으나 회복조작후 즉시 회복되었다. 그러나 비행시험에서는 동조건의 경우 심한 Oscillation 현상이 발생하여 즉시 회복시켰으며 용이하게 회복되었다.
- 유사 항공기인 PC-9의 경우 1회전당 시간은 3 - 4초이고 고도손실은 회전당 400 ~ 500피트이며 3회전이후에는 안정된 스펀특성을 나타낸다.

III. 결 론

이상에서 설명한 것처럼 스핀 비행시험은 상황에 따라 진입방법도 다양하고 회복방법 또한 많은 방법들이 있다. 이 많은 방법중 가장 적절한 방법을 조종사가 상황에 맞게 적용해야 한다. 스핀은 때에 따라 조종사의 생명도 위협할 수 있으므로 어느 시기에든 실속에 접근하면 스핀으로 발전할 가능성이 있다는 것을 염두에 두어야 한다. 항상 미리 생각하고 미리 조작하여 비행안전에 최선을 다하는 길만이 스핀에 대한 두려움을 제거할 수 있으며 스핀특성은 예측치와 다른 양상을 보이는 경우가 종종 있으므로 반드시 비행시험으로 입증되어야 한다.

▣ 참 고 문 헌

1. Donald T.Ward, "Introduction to Flight Test Engineering", Elsevier
2. ITPS, "Stability & Control"
3. JAN ROSKAM, "Aerodynamics and Performance"
4. Flight Test Manual, "Stability & Control"
5. PC-9 Manual
6. Donald T.Ward, Thomas W.Strganac, "Hazardous Flight Test"
7. FAA, "FAR Part 23 "
- P8. MIL-SPECIFICATION, "MIL-F-8785"