

높은 받음각에서의 비행기 공력특성의 실험기법

조 옥 찬*

Test Techniques for Aerodynamic Characteristics of Airplane at High Angle of Attack

A. C. CHO

목 차

- I. 서론
- II. 실속근방에서의 공력특성과 비행현상
- III. 스피ن(Spin)
- IV. 실험기법(Test Techniques)
- V. 결론

I. 서론

비행기의 운동영역의 공기역학적 현상이 잘 알려진 낮은 받음각의 영역을 포함하게 된다.

높은 받음각의 영역(high angle of attack regime)에서 공력적인 현상은 대단히 복잡하고 비선형적(nonlinear)인 영향으로 인해 공력특성과 비행역학적인 문제를 이론적으로 해석하는데 만족할 만한 방법이 개발되어 있지 않다.

지금까지는 높은 받음각에서의 공력특성이나 비행현상을 예측하는데는 낮은 받음각에서의 공력 이론과 비행기운동의 이해를 바탕으로 해서 통계적인 예측방법이나 몇 가지의 비행기 model에 의한 실험결과를 통해 이해하고 실증하는 경향이 있다.

본 해설에서는 높은 받음각에서의 비행기 공력특성에 대하여 중요한 현상과 몇 가지 실험기법에 대하여 요약해서 다음과 같은 내용을 기술하기로 한다.

(1) 실속근방에서의 공력특성과 비행현상

- (a) Pitch - up
- (b) Deep - stall
- (c) 비대칭실속(Asymmetric stall)
- (d) 자전(Autorotation)

(2) 스핀(Spin)

(3) 실험기법(Test techniques)

- (a) 동력적 모델 기법(Dynamic model technique)
- (b) 풍동자유비행 기법(Wind-tunnel free-flight technique)
- (c) 무선조종 모델 기법(Outdoor radio-controlled technique)
- (d) 스핀 터널 실험기법(Spin-tunnel test technique)
- (e) 비행시뮬레이터 연구(Flight simulator study)

II. 실속 근방에서의 공력특성과 비행현상

높은 받음각에서 비행기의 비정상적인 공력특성과 비행역학적인 현상을 이해하는데는 이같은 비행영역에서 수반하는 기본적인 물리적인 현상과 구조를 해석해야 한다. 높은 받음각에서 흐름 상태(flow condition)는 대단히 복잡한 것이며 실속흐름의 큰 영역, 실속된 면에서 생긴 적은 에너지의 후류(wake), 그리고 강한 소용돌이 흐름(vortex flow)이 존재할 뿐만 아니라 공력우보(aerodynamic interference)가 존재한다.

이같은 흐름상태의 유장내에서는 복잡하고 비선형적인 영향을 예측하기가 대단히 곤란하며 또한 비행기의 안정성과 조종에 미치는 영향이 역효과를 가져오게 된다. 따라서 높은 받음각에서 조종이 급격하게, 때로는 완전하게 손실이 되며 대단히 위험한 실속이나 스핀의 현상을 가져오게 된다.

그림-1은 대표적인 전투기의 경우 받음각영역에 따르는 비행영역에서의 현상을 나타내고 있다. 그림-2는 날개의 실속면에서의 흐름과 날개앞전부근에서 생긴 강한 소용돌이 흐름을 나타낸다.

제2차 세계대전이래 프로펠러 전투기 설계에서는 실속에서 세로 및 방향안정성(longitudinal and directional stability)을 안정하도록 유지하기 위해 비교적 큰 꼬리날개를 뒤로하는 경향을 갖도록 하므로 비교적 스핀이나 스핀회복(spin recovery)특성에 좋은 결과를 갖게 되었다. 이와 대조적으로 오늘날 제트전투기는 후퇴형 날개, 엔진위치를 뒤로, 전방동체는 길게, 뾰족하게 하는 설계특징을 가지고 있다. 이같은 설계상의 특성이 실속에서 방향안정성과 러더효과(rudder effectiveness)의 손실을 가져오게 하고 세로안정성에서의 불안정과 스핀회복에서도 그리 좋은 특성을 못 가져온다.

다시 말하면 높은 받음각에서 전투기의 비행현상은 날개 뿐만 아니라 비행기전체의 구성부품에 의한 영향(configuration)에 의해서 아주 영향을 받게 된다. 그러므로 오늘날 전투기의 공력특성해석은 더욱 복잡해졌으며 특히 높은 받음각에서의 공력특성도 더욱 복잡해졌고 어려워졌다.

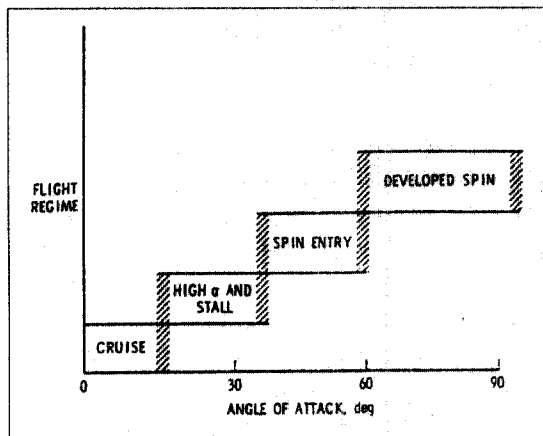


그림-1. 대표적인 전투기에서 받음각과 비행영역에서의 특성

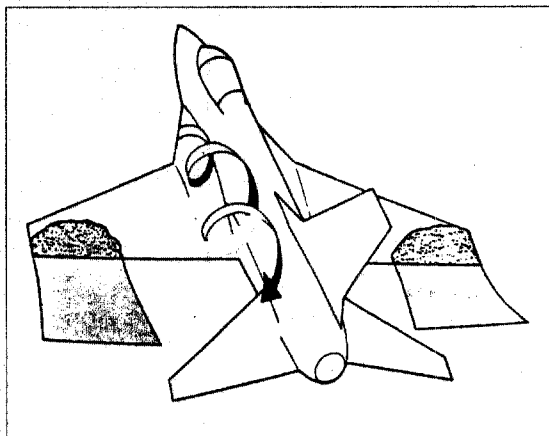


그림-2. 높은 받음각에서 실속흐름과 소용돌이 흐름

2-1 .Pitch-up

2차 대전중 날개앞전이 후퇴되지 않은 날개를 가진 프로펠러 구동 전투기에서는 높은 받음각에서 세로안정성의 문제가 거의 발생하지 않았으나 후퇴된 날개로 설계된 전투기에서는 높은 받음각에서 받음각에 대한 비선형적인 공력피칭모멘트의 변화가 심하게 나타난다는 것을 경험하게 되었다. 특히 높은 받음각에서 안정성과 조종의 상실을 가져오는 현상을 경험하게 되었다. 기수올림(nose-up)을 하는 pitch-up현상, 심각한 운동제한, 안전점검의 문제를 가져왔다.

pitch-up은 날개의 기하와 꼬리날개의 위치에 크게 좌우되는 것으로 연구되었으며 어떤 경우에는 피칭모멘트가 실속에서 기수올림이거나 기수내림으로 바뀌게 된다. 양력과 조종의 큰 손실을 가져오는 것을 감소시키고 회복하는 경향을 일으키도록 하기 위해서는 피칭모멘트를 기수내림으로 하는 것이 바람직하다. 만일 피칭모멘트가 기수올림을 하게 되면 이것을 방지하기 위해서 빠른 조작으로 pitch-up을 방지해야 한다. 이런 조종이 실속과 spin entry로 발달시키는 결과를 가져오게 된다

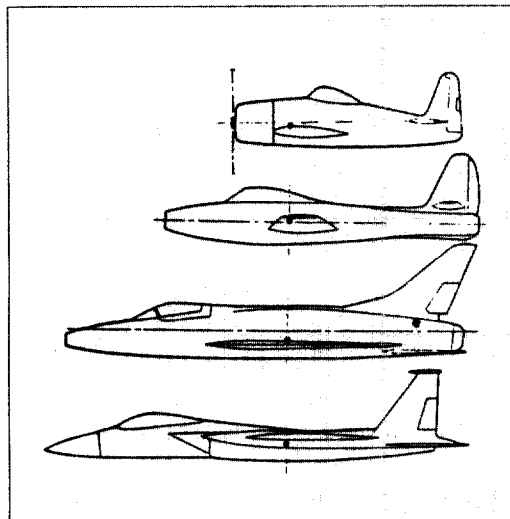


그림-3 2차 대전이후 전투기설계의 변천

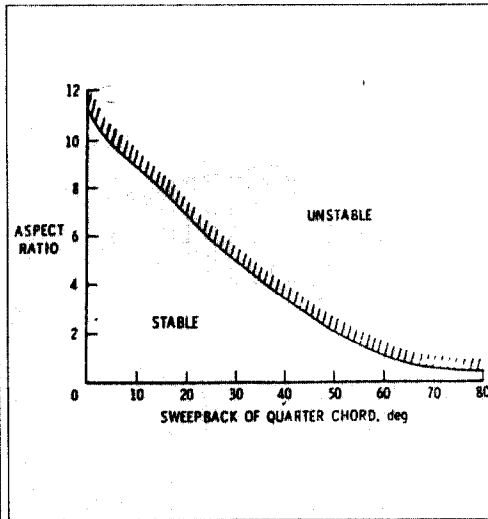


그림-4. pitch-up에 미치는 가로세로비와 후퇴각의 영향

높은 받음각에서 날개의 후퇴각과 가로세로비가 pitch-up을 결정하는데 아주 큰 영향을 준다. 이 두 요소간의 관계를 그림-4에 나타내며 그림에서 작은 가로세로비가 바람직한 영역과 후퇴각이 바람직하지 못한 영역이 구분되고 있다.

그림-5에서 알 수 있는 바와 같이 큰 양력조종에서 꼬리날개의 위치가 피칭모멘트의 비선형적에 아주 큰 영향을 주고 있다. 이것은 받음각에 커짐에 따라 꼬리날개가 날개 후류속으로 가까워진다는 것을 의미한다. 높은 위치의 꼬리날개는 큰 양력계수에서 후류에 수직으로 접근하게 되며 물론 이것은 C_L 이 증가함에 따라 d_c/d_a 가 증가하게 된다.

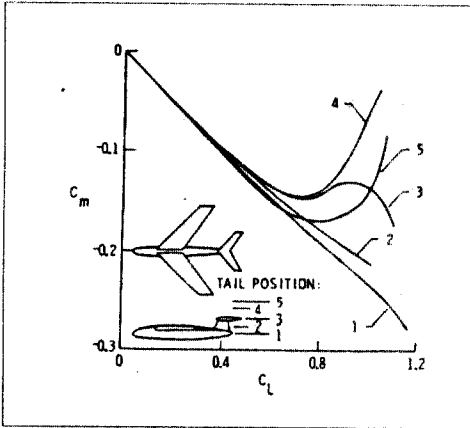


그림-5. 수평꼬리날개가 pitch-up에 미치는 영향

후퇴된 날개에서 날개끝 실속은 가로세로비의 감소 효과로 인해 하중이 안쪽으로 변하는 경향을 가지며 소용돌이 후류로 인하여 날개끝 소용돌이를 일으키는 경향도 갖게 된다. 이같은 영향이 C_L 이 증가함에 따라 d_c/d_a 를 더욱 증가시키게 되며 안정성에 대한 꼬리날개의 역할을 감소시키고 효과적으로 큰 C_L 에서 pitch-up을 일으키게 된다. 이와 반대로 낮은 위치의 꼬리날개는 a 가 증가함에 따라 날개의 소용돌이 후류내에 있게 되며 작은 d_c/d_a 의 범위에 들어간다. 이같은 안정성에 미치는 영향은 다른 요소에 의해서 발생하는 pitch-up의 영향을 상쇄시키는 경향을 갖는다. 그림-5에서 후퇴된 날개를 갖는 비행기의 경우라도 큰 C_L 에서 안정성을 급격히 감소되는 것을 적절한 꼬리날개의 위치를 선정함으로써 C_m vs C_L 의 기울기를 계속 유지하도록 하여 pitch-up을 조절할

수도 있다.

2.2 Deep Stall

높은 받음각에서 비선형 세로공력특성과 관련된 비행역학의 문제에서 가장 중요한 현상중의 하나가 deep stall이다. 수년간 여러 날에서 많은 비행기를 사용해서 바람직하지 않은 pitch-up에 관한 연구를 해왔다. 최근에 T형 꼬리날개의 운송기설계에서 pitch-up의 경향성에서 구분하여 deep stall이란 현상을 부르게 되었다. deep stall은 아주 큰 받음각에서 계속되는 실속이며 실속회복이 어렵거나 불가능하다는데서 이같은 deep stall이란 용어를 쓰게 되었다.

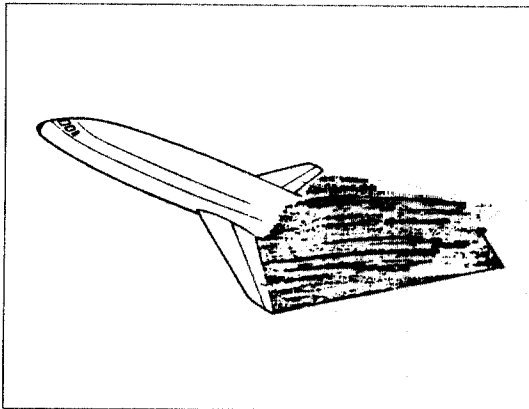


그림-6. deep stall을 일으키는 흐름상태

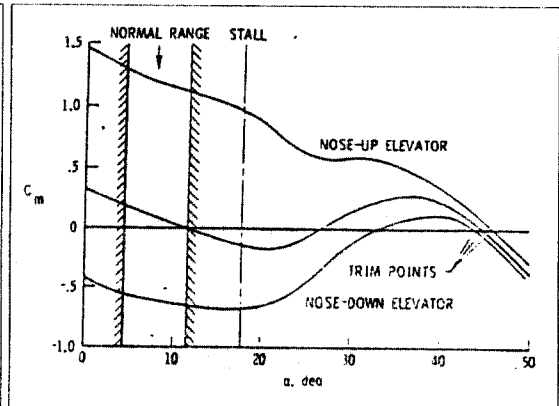


그림-7. deep stall상태에서 피칭모멘트의 변화

그림-6에서 deep stall을 일으키는 흐름상태를 나타낸다. 수평꼬리날개가 날개, 엔진, 그리고 동체로 인해 혼합된 후류속으로 들어가게 되어 날개의 실속각보다 아주 큰 받음각에서 deep stall이 일어난다. 후류속으로 들어간 꼬리날개의 어떤 한 점에서는 날개흐름이 완전히 발달된 분란현상을

갖게 되며 이같은 모든 영향이 피칭모멘트의 비선형적인 변화를 일으킨다.

그림-7에서 비선형적인 피칭모멘트계수의 변화가 낮은 받음각에서의 정상범위에서와 높은 받음각범위에서 안정한 트림점의 두 범위를 갖는다. 완전한 기수올림 완전한 기수내림의 elevator작용으로 인해 생기는 피칭모멘트의 증가를 그림-7에 나타내고 있다. 실속이상인 날개의 받음각에서는 elevator효과가 현저하게 감소하는 것을 나타낸다. 이것은 elevator가 에너지가 작은 날개후류속에 들어간 결과이며 deep stall의 트림점에서 회복하기 위해서는 기수내림의 조종이 충분하지 못하다는 것을 의미한다.

비행운동에서 deep stall에 의한 영향을 그림-8에서 piloted-simulator system에서 얻어진 시간경과로 나타내었다. 조종사에 의하면 그림-8과 같은 deep stall인 경우에는 실속회복이 아주 어려우며 以前에야만이 회복이 성공할 수 있다고 deep stall을 제시하고 있다.

T형 꼬리날개의 비행기가 추락한 사고자료와 풍동 및 piloted-simulator연구에 의한 조사결과에 의하면 deep stall에서 회복하는데 중요한 요소들은 다음과 같은 것임을 확인할 수 있었다.

• 피칭모멘트 대 받음각, • 중심위치, • 실속에서의 elevator효과, • 실속에서의 안정관효과, • 추력모멘트, • 피치댐핑, • 피칭에서의 관성, • 가로-방향안정성. 여기서 중요한 것은 풍동시험을 통해서 기체설계를 변경해서 이같은 문제를 감소시킬 수가 있다는 사실이다. 받음각의 최대치를 구속하도록 자동제한의 pusher나 α -제한조종계통 등을 사용하게 되면 pitch-up과 이에 수반하는 deep stall을 제거할 수도 있다.

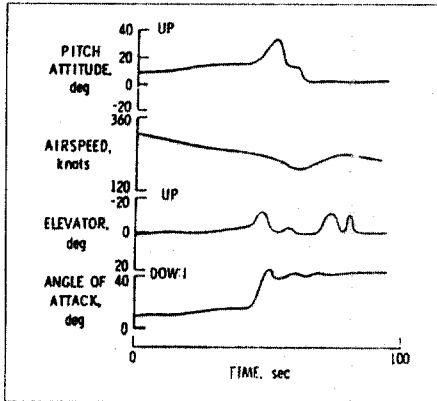


그림-8. 시뮬레이션한 deep stall의 시간경과

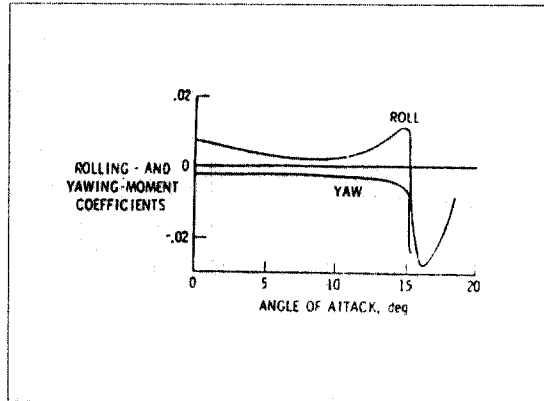


그림-9. 실속에서의 비대칭롤링 및 요잉모멘트 계수

2.3 비대칭 실속(Asymmetric Stall)

지금까지 역사적으로 높은 받음각에서 가로-방향안정성과 조종의 문제는 세로안정성의 문제보다 많은 것을 제기하고 있다. 이같은 문제에는 대단히 복잡하고 비선형적인 특성을 가진 정적및 동적현상들을 포함하고 있다. 높은 받음각에서 후퇴되지 않은 날개의 비행기 공력특성은 주로 날개특성에 관련된 것이 주요인 이었으며 실속부근이나, 실속에서 나타내는 비행역학적인 문제에는 비대칭 실속과 자전의 두 가지가 포함된다.

비행시험과 풍동실험연구에서 얻어진 비대칭 실속에 대한 결과는 비행기가 실속에 가까워짐에 따라 트림을 할 수 있는 rudder power가 불충분하게 되고 실속에서 roll과 yaw가 아주 빨리 발산하게 되며 결국 비행기는 실속에서 방향안정성이나, rudder효과를 상실하게 된다. 그림-9에서 나타내는 풍동실험결과와 같이 비대칭롤링모멘트와 요잉모멘트가 급격히 변한다. 이경우 흐름가시화로 얻어진 실속모양을 그림-10에 나타나고 있다. 왼쪽날개의 넓은면이 완전한 실속에 들어갔으며 반대로 오른쪽 날개에서는 날개뿌리근방에서만 실속이 좁은 면에 전개되고 있다. 이같은 비대칭실속은 프로펠러가 없는 경우에는 발생하지 않으나 프로펠러가 동일한 방향으로 회전하고 날개위에 비대칭흐름을 발생시킴으로 프로펠러가 비대칭실속의 주요한 요소가 된다. 단발엔진의 비행기인 경우, 날개실속에서 큰 비대칭성을 나타내지 않는다

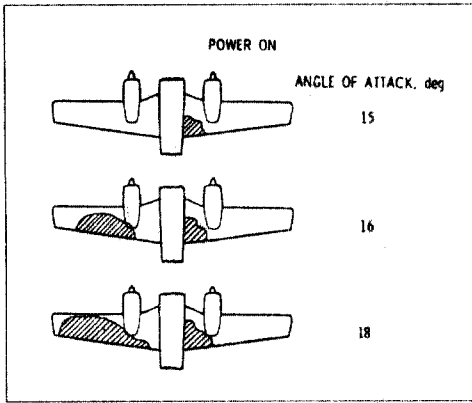


그림-10 비대칭모멘트와 관련되는 실속모양

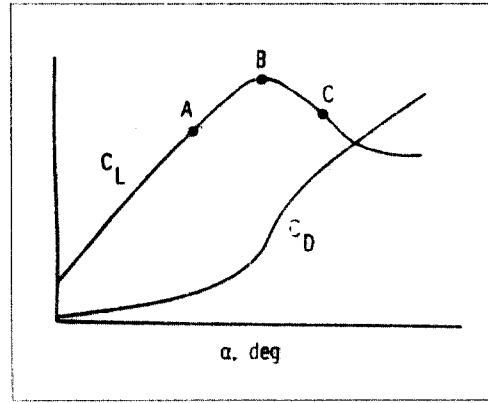


그림-11. 후퇴되지 않은 날개의 C_L 및 C_D

2.4 자전

후퇴되지 않은 날개에 대한 자전현상의 개념을 그림-11과 그림-12에서 설명하기로 한다. 그림-11은 후퇴되지 않은 날개를 갖는 비행기에서의 C_L vs α , C_D vs α 를 나타낸 대표적인 도표이다.

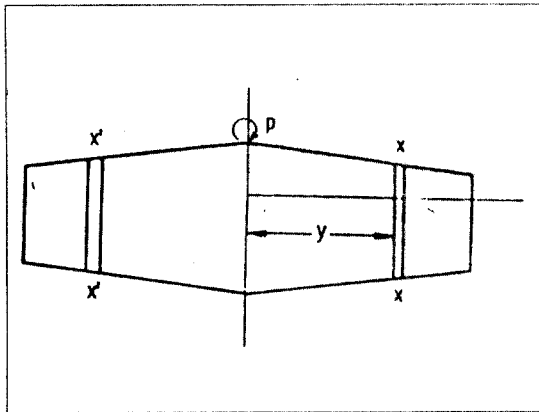


그림-12. 후퇴되지 않은 날개의 롤링모멘트

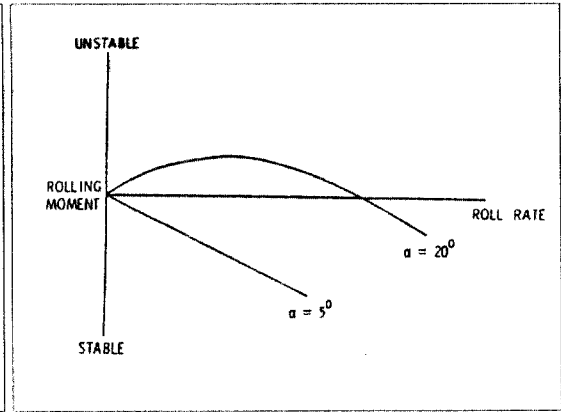


그림-13. 롤 회전속도와 자전롤링모멘트의 비선형변화

그림-11에서 실속(B점)보다 작은 받음각에서는 받음각이 증가하면 양력도 증가하며 반대로 실속(B점)보다 큰 받음각에서, 즉 실속이후의 받음각에서는 받음각이 증가하면 양력은 감소한다. 양력은 받음각이 증가하면 계속 증가한다. 그림-12에서 후퇴되지 않은 날개가 시계방향으로 회전속도 P로 롤을 하는 경우 날개중심선에서 y거리에 있는 우측날개의 시위단면인 X-X에서는 Py/V 만큼 받음각이 감소하게 된다. 그림-11과 같은 양력곡선을 갖는 경우 실속이전의 A점에서 날개는 내려가는 날개(우측)의 양력은 증가되고 올라가는 날개(좌측)의 양력은 감소하게 된다. 따라서 회전속도(P)에 의한 롤링모멘트를 발생시켜 damping역할을 하게 된다. 따라서 실속이전에서는 롤에서 안정한 댐핑을 가져온다.

그러나 실속이상(C점)인 비행에서는 올라가는 날개(좌측)의 양력이 내려가는 날개(우측)의 양력보다 크게 작용하기 때문에 회전하려는 자전모멘트가 생긴다. 이와 같은 현상이 후퇴되지 않은 날개를 가진 비행기에서 스펀을 일으키는 기본구조이다. 그림-13에서 자전에서 생기는 회전하려는 공력 롤링모멘트는 롤 회전도의 함수이며 높은 받음각, $\alpha = 20^\circ$ 인 경우 비선형인 것이 된다.

한편 후퇴된 날개를 가진 제트전투기의 설계를 하는 과정에서 날개에 의한 직접적인 문제보다는 다른 여러요소가 포함된 높은 받음각에서의 비행역학적 문제가 심각하게 대두되었다.

실제로 높은 받음각에서의 안정성과 조종의 기본특성이 주로 회전축에 대한 운동으로부터 방향

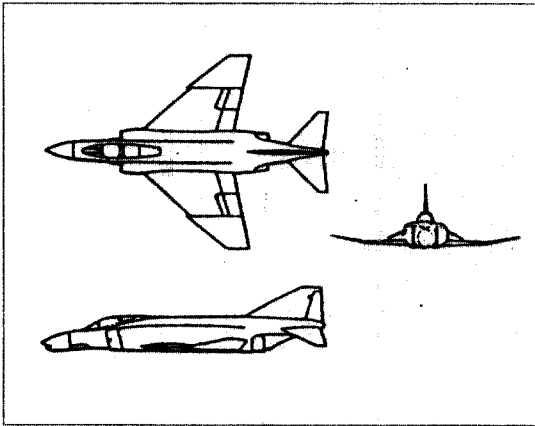


그림-14. 전투기 형태

불안정성이나 발산을 포함하는 요속에 대한 운동으로 바뀌었다. 높은 받음각에서 가로-방향 안정성과 조종성의 특성에 대하여 몇 가지 대표적인 현상을 기술하기로 한다.

그림-14와 같은 형태를 갖는 전투기에서 높은 받음각에서 일어나는 방향각과 롤각의 시간경과에 대한 값들을 그림-15에 나타내고 있다.

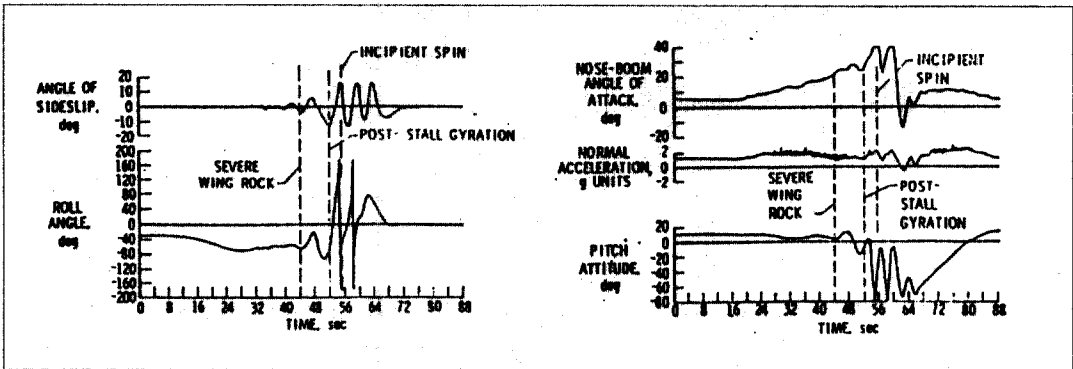


그림-15. 시간경과에 대한 방향발산

받음각이 증가함에 따라 세로 기축에 대한 약한 감쇄 가로 진동이 특징적이며 이것을 wing rock라는 용어로 나타낸다. 약 44초에서 wing rock가 나타나며 약 55초에서 급격히 발산하게 되고 비행기는 좌측으로 2.5회전을 하게 된다.

조사한 바에 의하면 비행기에 나타난 방향발산은 높은 받음각에서 방향안정성과 상반각효과를 동시에 손실하도록 작용한다. 방향안정성의 손실은 비행기 후방에서 역사이드워시의 영역과 수직 꼬리날개의 동압을 감소시키는 두 가지 나쁜 현상에 의해 발생한다. 상반각효과의 손실은 날개앞 전부분의 실속을 가져오도록 한다.

방향발산의 현상은 높은 받음각에서 옆미끄럼각에 대한 C_y , C_n , C_l 의 변화에 의해서 결정된다. 그림-16에서 $\alpha=0^\circ$ 와 $\alpha=25^\circ$ 에 대한 이들 공력계수를 나타내며 $\alpha=25^\circ$ 에서 C_n , C_l 가 β 에 대하여 비선형적으로 변하는 것을 알 수 있다. 그림-17에서 가로 및 방향안정성 미계수인 $C_{n\beta}$ 와 $C_l\beta$ 가 $\beta=\pm 5^\circ$ 에서 $\alpha=0^\circ \sim 40^\circ$ 까지 일반적인 경향을 나타내고 있다. 여기서 $C_{n\beta}$ 는 받음각이 증가함에 따라 현저히 감소하지만 $\alpha=22^\circ$ 이상에서는 반대가 된다. $\alpha=15^\circ$ 이상에서는 상반각효과가 현저히 감소한다는 것을 나타낸다. 따라서 $\alpha=22^\circ$ 에서는 방향안정성의 손실이 상반각효과의 손실의 것보다 심각한 것으로 된다.

이밖에 높은 받음각에서 수직꼬리날개의 동압의 감소와 sidewash parameter($1-d_w/d_\beta$)의 감소는 불안정성의 요소가 된다. 받음각이 약 2° 이상으로 증가하면 수직꼬리날개는 역사이드워시의 흐름속에 들어가고 수직꼬리날개에서의 동압이 감소하게 되므로 이로 인해 수직꼬리날개의 효과가 급격히 손실하는 원인이 된다. $\alpha=30^\circ$ 이상에서는 역사이드워시의 효과가 주된 원인으로 되어 꼬리날개에서의 방향안정성을 불안정하게 만든다.

또한 롤, 요, 피칭에서의 동적 안정성미계수도 높은받음각에서 비선형적인 요인이 되며 비행역학적인 현상에 주요한 영향을 준다. 이에 대한 설명은 다음 기회에 추가하기로 한다.

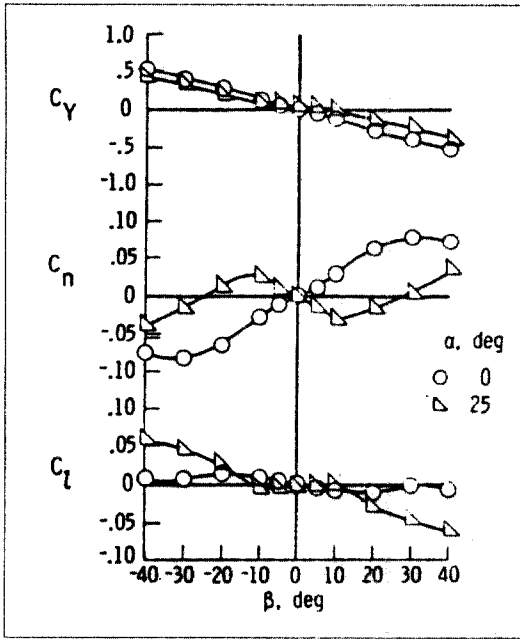


그림-16. β 에 대한 C_Y, C_n, C_t

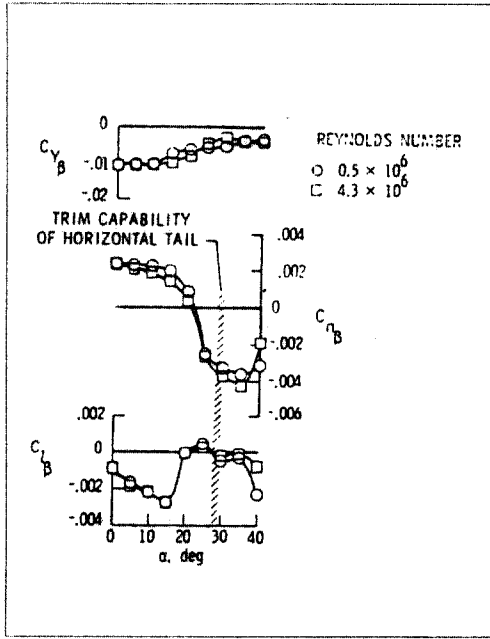


그림-17. $\beta = \pm 5^\circ$ 에서 방향 및 가로안정성 미계수

III. 스펀

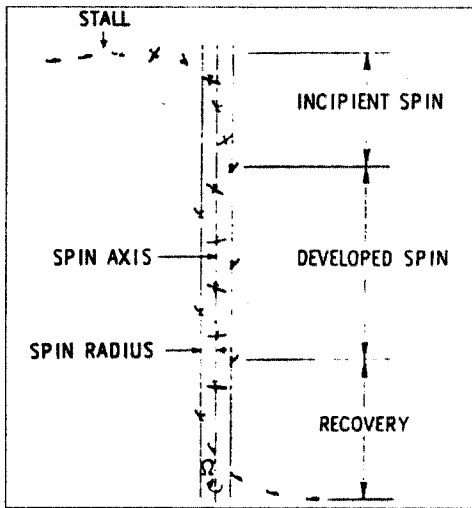


그림-18 스펀의 세 과정

비행기의 스펀이란 비행기가 실속받음각에서 90° 까지의 범위인 어떤 받음각에서 지면에 대하여 수직축으로 회전하면서 급격히 하강하는 비행인 운동을 한다. 스펀운동은 비행기가 높은 받음각과 옆미끄럼각에서 롤링과 요잉이 동시에 일어나는 복잡한 운동이다. 실속이상에서 공기흐름이 분란된 흐름영역을 갖고 있기 때문에 비행기의 공력특성은 심한 비선형적인 것이며 시간의 함수이기 때문에 오늘날 이론적으로 적절하게 해석하기에는 아주 미숙한 점이 많다.

스핀이 일어나는 과정은 대체적으로 세 과정으로 구분하고 있다. 즉 incipient spin, developed spin, 스펀회복이며 그림-18에 잘 나타내고 있다.

incipient spin은 비행기가 실속한 회전을 시작되면서 스펀축이 수직이 되거나 거의 수직에 가까워질 때까지의 사이에 일어난다. 이 시간 동안에 비행기의 비행경로는 수평에서 수직으로 바뀌며 스펀회전은 0

에서 완전한 developed spin의 회전속도까지 증가된다. incipient spin은 급작스럽게 일어나므로 처음 2회전으로 끝난다.

developed spin에서는 비행자세, 각운동과 선회를 하면서 회전하게 되며 비행경로는 거의 수직이 된다. 스펀은 공력적인 관성력과 모멘트간에 균형을 유지되면서 비행기의 C.G.에 대한 회전과 C.G.의 이동으로 인한 회전이 합쳐져 일어나며 주로 모멘트가 작용한다.

스핀회복은 공력적 모멘트와 관성모멘트사이에 균형이 바뀌어지도록 하는 모멘트의 이같은 변화는 비행기의 조종면을 변위시키므로 얻어진다. 그림-19에서는 스펀에서 나타나는 공력모멘트와 관성모멘트의 작용의 한 예를 보여준다. 이 그림에서 왼쪽 그림은 기수내림의 공력을 나타낸 것

이다. 이 모멘트는 결국 오른쪽 그림의 피칭모멘트를 관성모멘트와 균형을 갖게 된다.

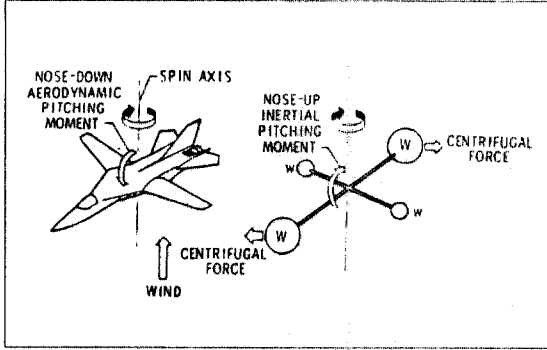


그림-19. 스핀에서의 공력모멘트와 관성모멘트

에 두는 경우, $\alpha=60^\circ$ 근방에서 진동하는 developed스핀이 요구속도 50deg/sec 이상인 운동을 경험하였다.

실속/스핀은 동반하는 운동이다. 실속/스핀 운동의 특성을 좋은 방법으로 이해하고 중요한 파라미터를 알기 위해서는 운동모델을 적절히 이용해서 공력자료를 얻는 것이 중요하다. 그 한 예가 그림-20에서와 같은 비행시험을 통해 경험한 스핀운동의 구분에 따라 나타나는 특성이다. 이 그림의 비행에서는 조종간을 뒤로 당기고, 높은 g로, wind up turn의 상태에서 측정된 값들이다. $\alpha=40^\circ$ 이상에서 급격하게 스핀이 시작되었으며, 옆미끄럼이 $\pm 25^\circ$, 요구속도가 50deg/sec를 기록하였다. 조종간을 중립위치

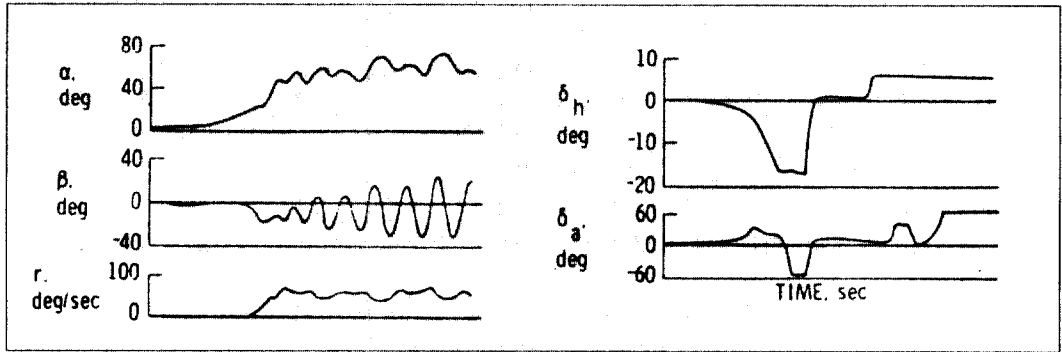


그림-20. 대표적인 실속/스핀 운동에서의 값들

IV. 실험기법

현재 군용기의 실속/스핀을 해석하는데 가장 효과적인 것은 초기설계단계에서 이같은 운동특성을 정확하게 예측하는 것이다. 불행하게도 일반적인 비실속형의 군용기에 성공한 설계방법만으로 표준형의 것을 택하게 되는 경우 실속/스핀문제를 검토하는데 많은 제한된 일들이 있게 된다.

실속/스핀연구에는 보편적인 풍동에서의 정역학적 실험과 동역학적 실험, 동역학적 모델에 의한 비행시험, 이론연구, 그리고 조종시물레이터연구 등의 여러 방법을 포함한다.

NASA에서는 실속/스핀연구에 관한 여러 가지 동역학적인 모델에 대한 실험기법을 개발하였으며 이중에서 가장 중요시되는 세 가지의 실험방법을 들어 간단히 소개하기로 한다.

- (1) 풍동자유비행기법
- (2) 무선조종모델기법
- (3) 스핀터널실험기법

이같은 기법을 설명하기 전에 동역학적인 모델을 결정하는 model scaling law를 간단히 소개한다.

동역학적인 모델은 실물기의 고도와 하중조건에 직접 적용할 수 있도록 실현하기 위해서 질량, 길이, 그리고 시간의 기본위치에 대해서 축소하여야 한다. 길이의 단위는 기하적인 비로, 질량의 단위는 실물기와 동일한 밀도계수로, 시간이 단위는 실험기의 Froude수와 같은 것으로 각각 기본 속도를 정한다. 이같이 함으로써 모델의 운동이 실물기의 운동과 기하적으로 상사가 되며 운동 파라미터를 표-1에 주어진 바와 같이 scale factor를 적용해서 축소시킨다.

표-1 Scale Factor

	scale factor
Linear dimension	N
Relative density, $m/\rho l^3$	1
Froude number, V^2/lg	1
Weight or mass	$N^3 \sigma^{-1}$
Moment of	$N^5 \sigma^{-1}$
Linear velocity	$N^{1/2}$
Linear acceleration	1
Angular velocity	$N^{-1/2}$
Time	$N^{1/2}$
Reynolds number, VI/ν	$N^{1.5} \nu/\nu_0$

4.1 풍동자유비행기법

이 기법에서는 1g비행상태에서 실속을 포함하는 받음각까지에 대한 비행특성의 자료를 얻는데 특히 유용하다. 이 모델시험에서의 실험장치는 NASA Langley실물형 풍동의 예(그림-21)에서 알 수 있는 바와 같이 구성된다. 자유비행시험중에 한 명의 조종사는 시험부 한쪽에서 비행기의 세로조종을 조종하고 다른 한 명의 조종사는 시험부 뒤쪽에서 모델의 가로 및 방향운동을 조종한다. 모델은 압축된 공기로서 발전하게 된다. 모델에 장치된 케이블이 압축공기를 모델에 공급하는데 사용되고 또한 안전을 보장하는데도 적용된다. 모델에는 3축자이로 패케이지가 있어 운동을, 각 조종면의 변위를 측정할 수 있는 조종면 위치지시계 아주 제한된 측정계기가 들어 있다. 이들 측정기의 출력신호를 외부의 기록기에서 수신하게 된다.

자유비행기법에서는 높은 받음각과 실험에서의 비행운동연구에 필요한 가치 있는 자료를 얻을 수가 있다. 즉

- (1) 실속에서, 실속까지의 받음각에 대한 동적안정성을 평가할 수 있는 자료
- (2) 높은 받음각에서 조종사의 가로조종기술을 평가할 수 있는 자료

이 기법은 다음과 같이 몇 가지의 장점이 있다.

- (1) 실험이 실내에서 하기 때문에 기상조건에 관계가 없다.
- (2) 조종하는 조건에서 비교적 짧은 시간에 많은 실험을 할 수 있다.
- (3) 기체수정을 할 수 있는 자료를 쉽게 평가할 수 있다.
- (4) 이 기법에 사용되는 모델이 비교적 큰 경우에는 모델운동해석에 필요한 정적 및 동적 공력특성을 정확하게 얻을 수 있다.

4.2 무선조종모델 기법

이 실험기법은 비행기의 post-stall과 spin-entry운동에 관한 자료를 얻기 위해 설계된 것이며 비행기나 헬리콥터로부터 활공비행을 하도록 하면서 지상에서 모델을 무선조종시키다가 낙하산으로 지상회수하는 기법이다. NASA Langley연구소에서 이같은 방법으로 실험하였다. 이 모델에 장착한 실험장치는 3축선형 가속도계장치, 3축자이로장치, 조종면 위치지시계, 그리고 받음각, 옆미끄럼각, 각도 측정장치등이다. 이 기법에서는 풍동자유비행기법에서 얻을 수 없는 자료, 예를 들면 실속에서 방향변화의 탐지나 가속상태에서의 실속과 같은 자료를 얻을 수가 있다. 특히 이 기법에서 실물형 비행기의 스피인과 유사한 spin-entry기법을 사용하며 주어진 비행기의 스피인가능성을 결정한다. 이 실험을 통해 post stall운동중에 조종방법의 여러 가지에 대한 효과를 얻게 되어 완전한 평가를 할 수 있다.

지상과 모델실험기간의 전파에 의한 통신이 추가되기 때문에 지상에 무선통신장비가 많이 필요하다.

이 무선조종기법에서는 다음과 같은 자료를 얻는데 도움이 된다.

- (1) 비행형태에 따른 스피인가능성
- (2) developed spin을 일으키는 조종기법

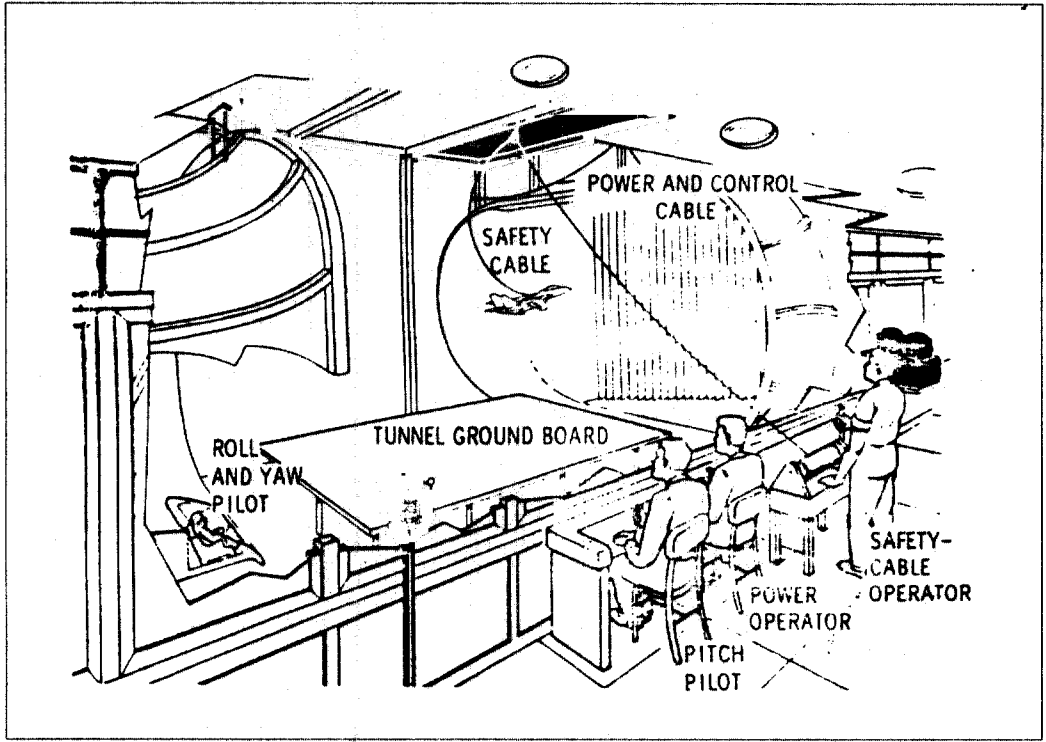


그림-21. 풍동자유비행실험장치

(3) 조종불가능조건에서의 회복할 수 있는 여러 가지 방법의 효과
 한편 이 방법이 제한된 사항으로는 첫째 실험이 실외에서 하기 때문에 기상조건, 바람, 비에 의한 제한을 받으며 둘째, 실험비용이 비교적 많이 든다는 제한이 있다.

4.3 스피너널실험기법

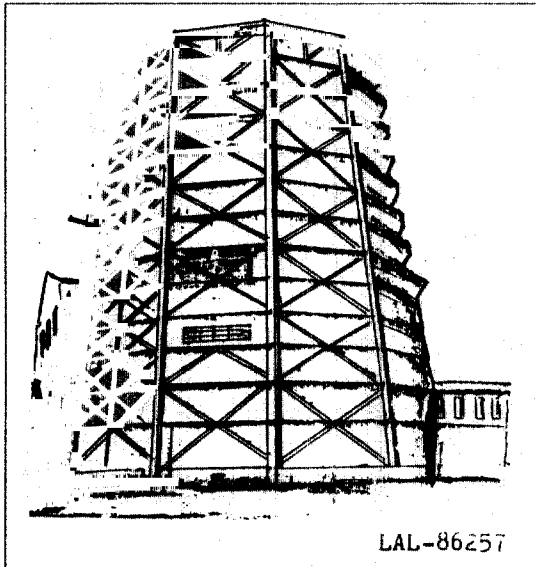


그림-22. Langley 스피너널의 외관

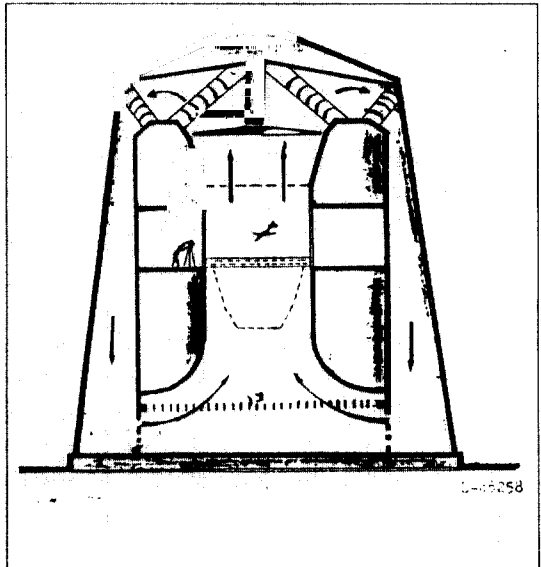


그림-23. 스피너널의 단면도

이 기법은 스핀과 스핀회복특성을 연구하는데 현재 많이 사용되고 잘 알려진 것이다. 예를 들면 NASA Langley 연구소의 스핀터널을 들 수 있다. 그림-22와 그림-23과 같이 직경이 20ft이며 시험부위에 장치된 fan에 의해서 공기가 위로 올라가며 최대속도가 30m/sec 정도 된다. 모델은 미리 회전시키면서 받음각이 90°로 되게 시험부로 발진시켜 수직상승의 공기흐름속에 넣는다.

이 기법에서는 우측이나 좌측으로 모든 스핀에 대하여 elevator, rudder, 에일러론의 위치를 모두 조합시킨 조건에서 스핀과 스핀회복의 특성을 조사할 수가 있다. 여러 조종면의 위치와 변위에 의한 효과를 해석하여 스핀회복이 가장 효과적인 조종기술을 결정한다. 정상하중운하조건에서의 스핀회복특성이 결정되면 다른 하중조건에 대해서도 이들 조건의 영향을 조사할 수 있다.

비교적 작은 모델을 사용하기 때문에 실물형 비행기에 레이놀즈수보다 대단히 작은 R_N 에 의한 차이가 준다는 것이 경험하게 된다. 스핀터널실험전에 넓은 범위의 R_N 에 대하여 정적실험을 하여 많은 자료를 얻을 필요가 있다.

스핀터널에 사용되는 실험모델은 전투기의 경우 화이파그래스를 만드는 것이 일반적인 경향이 다. 1/30축소모델을 사용하는 것이 보통의 경우이다.

스핀터널시험에서는

- (1) 여러 가지 스핀모드와 스핀회복특성을 결정하며,
- (2) C.G. 위치와 질량분포에 의한 영향
- (3) 외부장착물의 영향을 결정한다.
- (4) 비상스핀회복에 요구되는 낙하산의 모양과 크기를 결정한다.

그림-24에서는 $\alpha=80^\circ$, $\beta=10^\circ$ 에서 R_N 에 따른 C_n 의 변화와 스핀형태를 나타낸다.

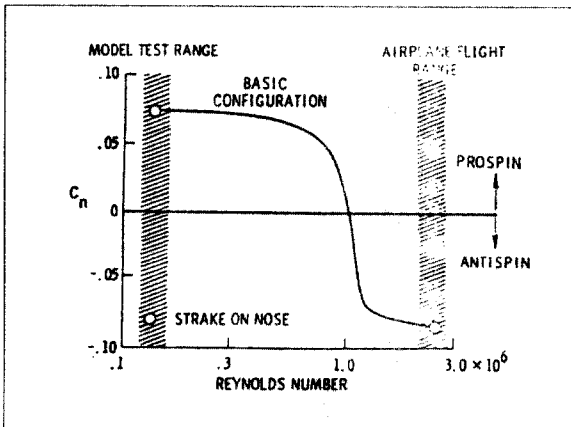


그림-24. $\alpha=80^\circ$, $\beta=10^\circ$ 에서 R_N 에 따른 C_n 의 변화

4.4 Piloted-simulator 연구

최근 전투기의 형태에 대한 실속/스핀특성 연구를 함에 있어 piloted flight simulator 방법이 이같은 특성을 예측하는데 많은 공헌을 하게 되었다. 이 기법에서는 공력이나 모멘트에 대하여 앞서 설명한 방법에 따라 stall/departure 특성에 대한 많은 자료를 얻게 된다. 또한 stall/post-stall 영역에서 일어나는 신빙성의 유용한 공력자료와 안정성 및 조종특성의 자료를 얻게 된다. 이같은 자료는 여러 가지 자동제어개념연구에 도움을 준다.

이 기법의 연구는 다른 기법보다 비선형, 강제운동방정식을 보다 엄밀하게 전산기를

사용하여 해석할 수 있음으로 비행기운동을 α, β 의 함수로 된 비선형 공력자료를 포함해서 $-10^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$, $-40^\circ \leq \beta \leq 40^\circ$ 의 범위, 높은 g의 기도비행의 영역에 대해서 조사할 수 있다. 특히 목표기와 추적기의 기도비행성능의 특성도 평가할 수 있다.

V. 결론

높은 받음각에서의 비행역학적인 특성에 대한 이론과 실험기법에서 이미 풍동시험, 동역학적 모델시험 분야는 많은 발전을 하여 실물형 비행기와 의 교정을 하는 기법이 중요시되고 있다. piloted simulation 기법도 성공적으로 개발되고 있어 비행운동해석에 큰 공헌을 하고 있어 자동제어시스템의 연구에 도움을 주어 자동스핀방지방법도 아울러 연구되고 있다.

앞으로 이론적인 공력예측기법의 개발, 운동해석방법에서의 실증, 새로 개발되는 비행기 형태에 대한 해석과 평가방법은 아직 많은 연구와 실험을 필요로 하는 과제라고 할 수 있다.

참고문헌

1. J. R. Chambers and S. B. Grafton, "Aerodynamic characteristics of Airplanes at High Angle of Attack", NASA TM 74097, Dec., 1977
2. AGARD-CP-247, "High Angle of Attack Aerodynamic", Jan., 1979