

교통부 형식 증명 획득을 위한 창공-91 비행 시험 수행에 관한 연구

최병철*, 이정모**

A Study on the Flight Test of Airplane Changgong-91 for Korea MOT Type Certification

Byoung-Chul Choi and Jung-Mo Lee

목 차

1. 서론
2. 중량 및 중심
3. 비행 시험 절차 및 방법
 - 1) 시험용 불명 회전 피토 시스템 보정
 - 2) 성능
 - 3) 비행 특성
 - 4) 트립
 - 5) 안정성
4. 결론
참고 문헌

* 대한항공 한국항공기술연구원 차장

** 한국항공대학교 항공운항학과 교수

요 약

창공-91의 비행 시험의 목적은 성능 측정과 비행 특성의 확인이며 교통부의 기준은 주로 비행기의 운항에 따르는 안정성에 주안점을 두고 있다. 비행 시험으로 실속 속도와 이착륙 성능 그리고 상승 성능을 측정하여 비행 교범에 수록하였고, 안정성과 조종성의 적절함을 판단하였다. 창공-91 A2기의 비행 시험에 소요된 비행 시간은 81.5 시간이다. (창공-91 A1기: 52.8시간)

1. 서론

창공-91 개발은 대한 항공, 삼선 공업, 한국 화이바가 결성한 한국 항공 우주 연구 조합 (1987년 설립)의 첫 사업으로 선정되었으며, 과학 기술처가 지원하였다. 사업의 구체적인 목표는 다목적 경비행기의 체계적인 개발이며, 여기에는 독자적인 설계와 시험과 제작 및 가능한 소재의 국산화이었다.

창공-91은 그 개발 과정에서 총 3기의 시제기가 제작되었으며 1호기는 1991년 5월 제작 완료되어 전기 구조 시험에 이용되었고, 2호기는 1991년 11월 제작 완료되어 김해 비행장 활주로에서 11월 22일 처녀 비행, 그리고 25일 첫 공개 비행을 하였다. 비행 시험의 준비를 위해 몇가지 항목에 대해 시험 비행을 하였으며, 최근까지 대전 EXPO 미래 항공관에 전시된 바 있다. 3호기는 교통부의 형식 증명 취득을 목적으로 제작에 착수하였으며, 1992년 11월 출고하여 비행 시험에 이용되었다.

비행 시험의 궁극적인 목적은 형식 증명 취득을 위한 감항성 검증이기 때문에 감항성 검증을 위한 기준이 필요하였다. 그 기준은 교통부의 항공법 제 15 조 5 항에 명시된 "항공기 항행의 안전을 확보하기 위한 기술상의 기준"[1]으로 하였다. 또한 이 기준의 제 2 장 비행과 이 부분과 관련 있는 다른 조항 중 창공-91 유형에 맞는 항목도 포함하여 비행 시험을 수행하였다. 비행 방법과 데이터 처리 등은 미 교통부 항공국 발행 자료인 AC 23-8A[2]와 Mooney사 자료[3]를 참고하였고, 교통부에 제출한 비행 보고서는 FAA Form 8110-18[4]의 형식을 참조하여 우리실정에 맞도록 작성하였다. 이 자료는 사용시 최근에 간행된 교통부의 기준에는 들어 있으나 이것에는 없는 항목이 많아 필요에 따라 적절히 가감하였다.

비행은 주로 한국 항공 대학교의 활주로에서 이루어졌으며, 일부 부산, 서울간 이동을 위한 시험 비행이 김해 비행장에서 수행되었다.

총 비행 시간은 시험용 붐(boom)형 회전 피토의 보정과 비행 시험 기술 개발을 위한 2호기인 A1기의 52.8 시간, 본격적인 비행 시험을 위한 3호기인 A2기의 81.5 시간으로 총 134.3 시간의 시험 비행을 수행하였다.

2. 중량 및 중심

비행 시험에서 사용하는 중량의 종류에는 최대 중량, 최소 중량, 시험시 중량 등으로 나눌 수 있는데 이들 각 중량은 시험의 종류에 따라 선택되어 사용된다. 최대 중량은 증명을 받기 위한 중량 중 최대치를 사용하며, 창공-91은 2700 파운드이다. 최소 중량은 조종사 한사람과 최소 연료 (최대 연속 출력으로 30분간 운용할 수 있는 양의 2배인 100파운드로 결정)의 무게와 항공기 Basic Empty Weight를 합한 것을 의미한다. 시험시 중량은 시험중 사용되는 연료의 소모를 고려하는 것으로 자료 처리시 최대 중량등 필요한 자료로 전환될 수 있는 무게를 말한다. 실제 주로 사용되는 것은 최대 중량으로, 필요에 따라 무게중심을 최대전방이나 후방 위치에서 비행 시험을 수행하였다.

창공91 무게중심의 최대 이동 거리는 9.085 인치이며, 최대 이륙 중량(2700파운드)에서 최대 이동 거리는 7.035 인치이었다. 다음 그림 1 은 가능한 중량의 조합으로 중량과 중심 이동 거리간의 관계를 보여 주고 있다.

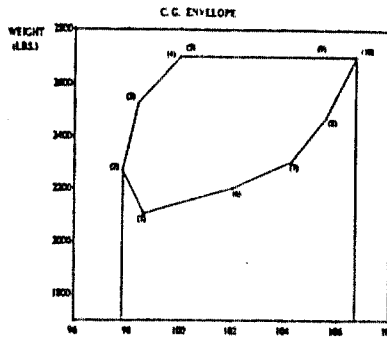


그림 1. 창공-91의 중량 및 중심 위치

3. 비행 시험 절차 및 방법

비행 시험을 필요로 하는 항목은 19가지 정도이었으며, 총 소요시험비행 시간을 80 시간으로 예상하였는데, 실제로 81.5 시간 수행하였다. 성능 확인에 더 많은 시간을 배정하였으나, 결과적으로는 성능 확인보다 정성적인 조종성과 안정성에 계획과 달리 더 많은 시간이 필요하였다.

1) 시험용 붐(boom)형 회전 피토 시스템 보정

시험용 붐형 회전 피토 시스템의 보정은 정압공의 위치가 날개의 앞전에서부터 날개 시위만큼 떨어져 있을 때는 그 시스템에 의해 나타나는 속도나 고도를 CAS나 실제 압력 고도로 볼 수 있다 [2]. 이를근거로 창공-91의 비행 시험에서는 tower fly by [2.5] 방법으로 보정 작업을 행하여서 붐형 회전 피토 시스템의 신뢰성을 확인 하였다.

이 시험에서 조종상의 주안점은 활주로상의 수직점을 지나기 전후에 고도와 속도를 일정하게 유지하는 것이다. 그렇지 못할 경우 외부에서 theodolite로 추적하기가 곤란할 뿐 아니라 비행기 내부에서도 속도와 고도를 찾아내기가 쉽지 않아 오차의 가능성이 커질 수 있다. 시험 결과는 표 1 과 같다.

표 1. 시험용 붐형 회전 피토 시스템의 보정 값

속도 (knot)	60	70	80	90	100	110	120
시스템 오차	+1	+1	+1	+1	0	0	-1
계기 오차	+1	+1	+1	+1	0	-1	-2
위치 오차	0	0	0	0	0	+1	+1

표1에서 보는 바와 같이, 속도 60-100 노트에서 위치 오차는 없고 속도 110-120 노트에서 위치 오차가 +1이다. 따라서 속도 60-100 노트에서 시험 붐의 정압공 값은 CAS를 이룰 수 있다고 볼 수 있었으며 시험에 소요된 총 비행 시간은 4.8 시간이었다.

그림 2 는 창공-91 시험용 붐형 회전 피토의 그림이다.

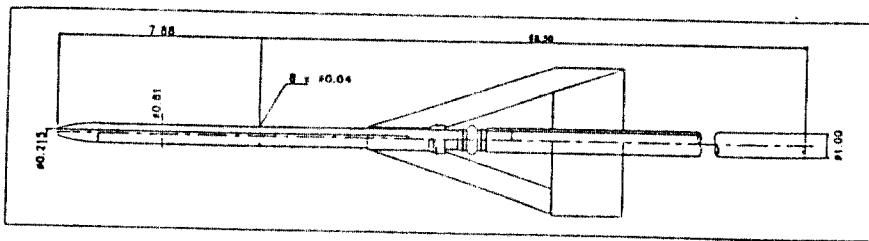


그림 2. 창공-91 시험용 붐형 회전 피토

2) 성능

(1) 실속속도

실속 속도는 교통부 기준 2.2.2 항을 기준으로 하였으면 이 시험에서 중요한 것은 실속속도를 구하기 위해 비행중 지속적으로 1knot/sec 이하의 감속률을 유지하는 것이다.

실속속도를 측정하는 과정은 2.7.1 항과 AC 23-8A에 기술되어 있다. 수행방법으로는 1.3Vs 이상의 속도 (Vs 값을 처음에는 적절히 큰 예상치 사용)에서 수평으로 그 속도를 유지하고 1knot/sec 이하의 감속률로 승강기만을 사용하는 조종으로 조종이 불가능한 속도까지 감속하며, 명백한 기수 하강이 있는 다음 승강기와 스톱틀을 사용하여 수평 비행으로 회복조작을 하는 것이다.

측정되는 값은 시간별 속도, 고도이며 비디오 카메라로 녹화한 뒤 재생, 처리된다. 0도, 13도, 30도, 40도 등 4가지 플랩 설정에 대해 5번 수행하였으며, 소모된 연료에 대해 보정한다.

- 실속 속도의 결과는 $V_{s1} = 62.5$ 노트 (0도 플랩)
- $V_{s1} = 59.5$ 노트 (13도 플랩)
- $V_{s1} = 56.5$ 노트 (30도 플랩)
- $V_{s0} = 54$ 노트 (40도 플랩) 이다.

그림 3 은 시간대 속도를 나타내고 있으며, 그림 4 는 중량이 보정된 실속 속도 자료이다.

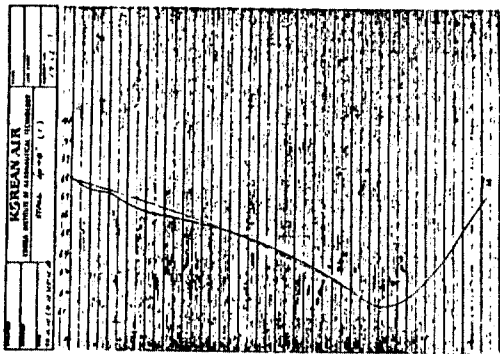


그림 3. 실속 시험 시간 속도 그림

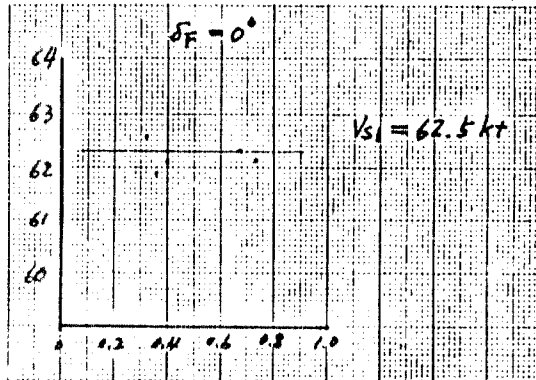


그림 4. 중량 보정 실속 속도

(2) 이륙

교통부기준 2.2.3항에서 규정된 이륙 조건은 50 피트 고도까지 안전하게 이륙할 수 있는가에 대

한 판단이다. 이륙 거리에 대한 규정은 없고 수치들은 비행 교범을 위해 작성되고 그곳에 수록된다.

일반적으로 이착륙 성능을 측정하기 위해 theodolite을 이용하여 추적하는 방법이 쓰이나, 한국 항공대학교의 비행장 사정상 활주로 밖의 적절한 위치에서 활주로를 따라 비행을 추적하기가 곤란하여, 시험비행수행시 어려움이 추가되었다.

활주로 위에 두사람을 배치하여 Rotation 위치와 Lift-off 위치를 활주로 위에 표시하고 50 피트 고도에 도달하였을 때 조종사가 무전기로 신호를 보내면 또 다른 한사람이 그 위치를 표시한다음 각 위치까지의 거리를 측정하였다.

측정하는 값은 비행기 내에서는 비디오 카메라로 속도와 고도와 연료 소모량, RPM, MAP, 활주로 위에서는 대기 온도, 풍속과 풍향을 측정한다. 소모된 연료량은 비행기내에서 기록한 시간별 연료 소모량을 누적하여 비행 후 비행기에 채운연료량과 비교하여 결정하였으며 소모된 연료량에 대해 중량을 보정하였다.

이륙은 출발점에서 브레이크를 잡고 최고 출력 상태에서 브레이크를 푸는 순간을 이륙 시작으로 하는 방법으로 하였으며 플랩각 0도와 13도에서 각각 3회씩 수행하였다.

이륙 성능에 대해 기준상 요구하는 특별한 값은 명시되어 있지 않았다.

(3) 상승

교통부 기준 2.2.4 항에서 제시하는 값은 해면고도에서 분당 300피트의 수직 속도와 1:12 이상의 상승 각을 가질 것을 요구하며, 상승 시험을 위한 비행기 형상은 최대 연속 출력 이하에서 플랩을 올린 상태로 한다.

상승 성능을 찾아내기 위한 방법은 saw tooth 방법을 이용하였는데 이 방법은 일정한 두 고도 사이를 오르내리며 수행하기에 이러한 이름이 붙여진 것이다. 시험 조건은 평온한 대기에 바람 방향에 평행하게 왕복비행하여 그 값을 평균하는 것이 정확하나, 시험 구역이 좁아 측풍에서 수행하게 되었다. 또 800피트 고도에서 3200 피트 고도까지, 2800 피트 고도에서 5200 피트 고도까지 두 번으로 나누어 수행하였다. 물론 구역이 좁기 때문에 취해진 불가피한 사항이다. 자료 처리를 위한 시험 고도를 1000, 2000, 3000, 4000, 5000 피트로 하기 위해, 다섯가지의 고도에서 미분 가능하도록 800 피트에서 시작하였고, 5200 피트에서 끝냈다. 최대 연속 출력으로 70 노트부터 95 노트까지 5 노트 간격으로 800 피트에서 3200 피트까지 상승한 뒤, 같은 속도 간격으로 다시 2800 피트에서 5200 피트까지 상승한다. 자료 처리 때 좀 더 나은 결과를 얻기 위해 1000, 2000, 3000, 4000, 5000 피트에서 최대 속도와 최저 속도를 구한다. 이를 위해, 총 5.3 시간이 소요되었다.

상승 성능의 결과로 V_x 와 V_y 를 구하였는데 최대 중량 (2700 파운드), 해면 고도, 표준 대기 조건에서 $V_x = 76$ KIAS, $V_y = 81$ KIAS 이다.

그림 5, 6 은 순서대로 자료처리의 과정을 나타내고 있다.

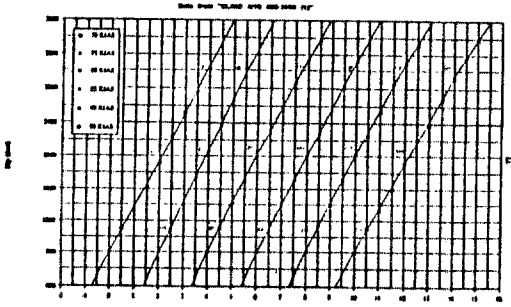


그림5. 겹보기상승률(2800-5200')

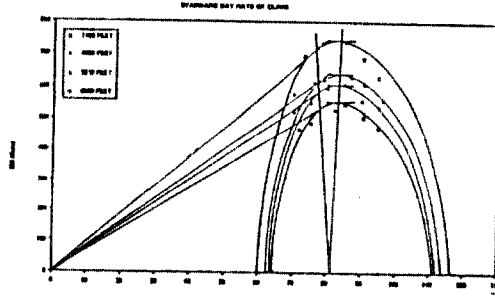


그림7. 상승률 곡선

(4) 착륙

교통부 기준 2.2.6에 규정된 착륙 조건은 50 피트 고도에서부터 안전하게 착륙할수 있어야 하는 것이다. 이륙과 마찬가지로 theodolite를 이용하리라 계획하였으나, 활주로 시계 문제로 활주로상에 표시하여 측정하는 방법으로 대체하였다. 1.3Vs₁의 속도를 가지고 50 피트까지 접근한 다음 착륙 예정 활주로 끝에서 50 피트의 고도를 유지하여 착륙하고 브레이크를 사용하여 정지하면, 접지 위치와 정지 위치를 활주로상에 표시한 뒤, 거리를 측정하였다. 플랩은 0도, 13도, 30도, 40도 모두에 대해 수행하였으나 자료 처리는 40도에 대해서만 하였다.

측정하는 값은 비행기 내에서는 비디오 카메라로 속도와 고도를 녹화하고, 활주로 위에서는 대기 온도와 풍향과 풍속을 측정하였다.

(5) 보크 착륙

보크 착륙 조건은 교통부 기준 2.2.7 항에 기술되어 있으며, 착륙 장치를 내린 상태, 플랩이 내려진 상태이나, 2초 이내에 플랩이 안전하게 올려질 수 있을 경우는 올려진 상태에서 1:30 이상의 상승각을 유지할 수 있으면 된다. 창공-91은 고정 착륙 장치이고, 2초 이내에 플랩을 안전하게 올릴 수 있으므로 상승의 경우와 조건이 동일하였다.

3) 비행 특성

비행 특성은 안정성에 중점을 두고 판단하는 것인데 계획 당시는 비행 특성에 시간을 많이 배정하지 않았으나, 시험을 진행하면서 예상보다 많은 시간이 소모되어 상당히 당황하였다. 그러나 비행 성능 부분에서 시간을 절약할 수 있어 전체적으로 균형을 이룰 수 있었다.

비행 특성은 무게중심이 최대전방과 후방에 위치하는 조건 모두에서 수행하였다.

(1) 세로 조종성

조종성은 비행 중 한 형상에서 다른 형상으로의 전환이 용이한가를 판단하는 것으로 기준 2.4.2항에 기술되어 있다.

세로 조종성은 전방과 후방 무게 중심 모두에서 수행된다. 조종성의 판단 근거는 형상이 전환될 때 트림 상태를 그대로 유지할 수 있거나 한손으로 쉽게 조종하여 트림시킬 수 있는가를 결정하는 것이다.

2700 파운드 전방 중심으로 활공에서 6가지, 상승에서 1가지 총 7가지의 조건에서 수행한다. 활공에서는 순간 실속 속도보다 40% 큰 속도(87.6 KIAS)에서 플랩을 40도까지 내리며 속도를 변화(75.6 KIAS)할 때 승강기 조종압력을 측정한다. 이 때 조종압력은 영이다. 역으로 플랩 40도에서 플랩을 올리며 조종압력을 측정한다. 조종압력은 역시 영이다. 또 활공 상태로 플랩을 올리거나 내리고 속도 0.9VH (플랩 올림에서 87.5 KIAS, 플랩 40도에서 75.6 KIAS)에서 그 속도를 유지하는 동안 이륙 출력을 빠르게 적용한다. 승강기 조종압력은 각각 10파운드, 14 파운드이었으며 또 활공, 0.9VNO (122 KIAS)에서 트림후 1.1Vs1(59.4 KIAS)와 1.7Vs1(91.8 KIAS)사이의 값을 얻고 유지할 수 있어야 한다. 즉 1.1Vs1과 1.7Vs1에서 조종압력을 측정한다. 모두 영 파운드이다. 상승에서는 최대 연속 출력, 플랩 40도, 1.4Vso로 상승 중 1.4Vs1으로 전환하면서 플랩을 빠르게 올릴때 승강기 조종압력은 7 파운드이었다.

후방 무게 중심에서도 동일한 과정을 반복하여 그 적절성을 판단하였다.

(2) 곡예 기동

창공-91은 보통 유형의 형식 증명을 목표로 하였기 때문에 곡예 기동에 대한 시험비행은 요구되지 않으나, 레이지 에이트와 산델에 대해 수행하였다. 레이지 에이트의 진입 속도는 120 KIAS에서 안전하고, 산델 역시 120 KIAS에서 안전하게 수행될수 있었다.

(3) 기동 중 승강키 조종압력

2.4.7항에 기술되어 있으며, 3.8G에서 조종압력이 27 파운드 이상 75 파운드 이하여야 한다. 선 회하면서 측정을 하며 2.2G까지 측정하여, 외삽법을 사용하여 보통 유형 비행기의 제한 하중 배수 인 3.8G까지 추정한다. 3.8G에서 창공-91의 승강키 조종압력은 51 파운드이고 적절하다.

다음 그림 7은 G 당 승강키 조종압력을 보여주고 있다.

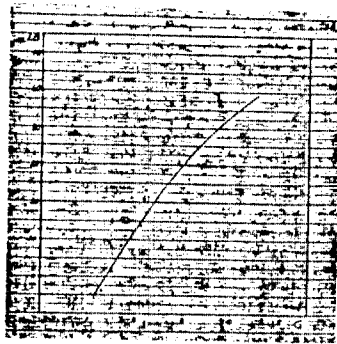


그림 7. G 당 승강키 조종압력

(4) 롤율

2.4.8항에 기술되어 있으며, 이륙 및 착륙시 적절한 시간내로 방향 전환이 가능한가를 판별한다. 이륙시에는 최대 중량 6000 파운드 이하의 비행기에서는 5초 이내, 착륙시에는 4초 이내에 방향 전환이 가능하여야 한다.

이륙시 조건은 플랩을 0도, 13도, 30도, 최대 이륙 출력, 1.2Vs1으로 비행기를 트림하는 것으로, 롤율은 모두 5초 이내로 적절하였다. 착륙시 조건은 플랩을 0도, 13도, 30도로 접근하면서, 아이들 상태로, 1.3Vs1에서 트림된 비행기로 모두 4초 이내로 적절하였다.

방법은 좌로 30도 경사각까지 선회하다 우로 30도 경사까지 반대로 선회하는 것으로 좌우를 바꾸어 다시 수행하였다.

4) 트림

트림은 2.5.1에 기술되어 있다. 트림은 횡운동 및 방향 트림과 종운동 트림이 있다. 횡운동 및 방향 트림은 0.9VH (102 KIAS) 한 속도에서 트림되는 것으로 만족된다. 종운동 트림은 상승, 3도 하강각을 갖는 하강 등으로 최대 중량시, 전방 및 후방 무게 중심에서 수행한다.

횡운동 및 방향은 0.9VH (102 KIAS)에서 트림된다.

종운동 트림은 플랩 0도, 13도, 30도에서 V_x (75 KIAS)와 1.4Vs1에서 트림된다. 문제는 접근시 3도 하강각을 갖고 하강할 때의 트림 위치를 확인하는 것이다. 3도의 하강각을 유지하기 위한 방법으로 두 지점을 선정하여 3도가 되도록 고도를 정하여 다른 지점을 보면서 비행하는 것과 특정 속도에서 3도 하강각을 유지할 수 있는 수직 속도를 계산하여 그 수직 속도를 유지하며 비행하는 방법이 있다. 그러나 첫번째 것은 공역이 좁아 충분한 고도를 유지할 수가 없고 두번째 방법은 계기 정밀도 및 그 수직 속도를 정확히 유지하는 것이 어려웠다. 또 다른 방법으로 김포 비행장의 glide slope을 이용하여 그 전파를 타고 내려오는 방법을 사용하였다. 접근시 플랩은 0도, 13도, 30도, 40도 모두에 대해 트림 속도 1.3Vs1에 대해 수행하고, 플랩 0도에서 1.4Vs1에 대해 한번 더 수행하였는데 적절히 트림조절이 가능하였다.

5) 안정성

안정성은 종과 방향 및 횡 안정성이 있다. 예상되는 비행기의 모든 비행 상태에서 적절한 안정성과 비행 감각이 있어야 하는데 여기에 필요한 비행 시간을 7 시간 정도로 계획하였으나 예상밖으로 정안정성에만 15.3 시간 동안정성에 3.1 시간 총 18.4 시간이 소요되었다.

조종압력은 트림 속도 이하에서는 당기는 힘이 트림 속도 이상에서는 미는 힘이 적용되는 경향을 가져야 하며 속도의 변화가 조종사에게 확실히 인지되도록 속도에 따라 조종압력이 변화하여야 한다. 그리고 조종 계통의 마찰에 의해, 복원되는 속도가 트림 속도의 $\pm 10\%$ 이내에 들어야 한다.

(1) 정적 종 안정성

정적 종 안정성은 접근과 착륙 자세에서는 전방 무게 중심에서 수행하고, 상승과 순항 또 접근과 착륙에서는 후방 무게 중심에서 수행한다.

비행기 형상 조건은 트림의 경우와 같고, 트림 속도의 85%에서 115% 사이에서 5 노트 간격으로 속도를 변화 시켜 조종압력을 측정한다. 마찰에 의한 복원 속도를 재기 위해서는 각 속도 범위의 양쪽 끝속도에서 조종간을 서서히 놓도록한다. 조종간을 미는 쪽인 고속에서 트림 속도로의 복원

이 조종간을 당기는 쪽인 저속보다 예민하여 좀더 조심스럽게 수행하여야 했다. 대개 10% 내에는 들고 있으나, 고속 쪽에서 트림 속도로 복원할 때 트림 속도를 넘어버리는 경우가 종종 발생하였다. 그림 8에서는 정적 종 안정성 측정의 예를 나타내고 있다.

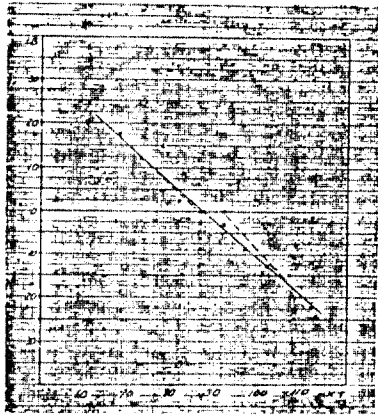


그림 8. 정적 종안정성 측정 예

(2) 정적 방향 및 횡 안정성

교통부기준 2.6.4에 기술 되어 있으며, 방향 및 횡 안정성을 위해 1.2Vs1과 VNE 사이 각 측정 속도에서 조종압력의 정확한 측정을 요구하지는 않고, 그 범위 내에서 조종압력이 역전되지 않는가를 판단하는데 그러나 방향키의 최대 변위에서 페달힘과 경사각으로 판단한다. 최대 페달힘은 150 파운드 이하여야 한다.

비행기의 형상 조건은 플랩 올림에서 2700 파운드, 후방 무게 중심으로 방향 안정성을 위해 최대 연속 출력을 적용하고, 횡 안정성을 위해 75% 최대 연속 출력을 적용하며 또 플랩을 13도, 40도로 같은 출력을 적용하였다. 다시 출력 없이 플랩 0도와 플랩 40도에서 안정성을 파악하였다.

(3) 동적 안정성

동적 안정성은 교통부기준 2.6.6 항에 기술되어 있고, 2700 파운드 전방 무게 중심에서 수행한다. 실속 속도와 최대 허용 속도 사이에서 트림을 유지하여 종, 방향, 횡의 모든 단주기 운동에서 2 사이클 이내에 진폭이 크게 감소되어야 하는데 조종간의 상태는 자유와 고정 두 가지에서 모두 수행한다. 단주기 운동을 일으키기 위한 방법은 조종간을 먼저 누르다 당기는 운동을 순간적으로 하는 더블릿 방법을 택하였으며, 종 단주기 운동이 일어나고 있음을 알수 있었다. 유사한 방법으

로 방향은 순간적으로 방향키 페달을 좌우로 차고, 횡은 도움날개를 순간적으로 좌우로 움직이었는데 2 사이클 이내에 크게 감쇄하였다. 복합 동운동인 더치롤은 방향키 페달을 한쪽으로 급히 차줌으로써 일으킬 수 있으며 판단 근거는 7 사이클 이내에 1/10 진폭으로 감쇄하는가를 결정하는 것이었는데 정량적으로 판단하기는 쉽지 않으나 기수의 움직임에 주시하여 7 사이클이 지난뒤 진동의 느낌이 없으면 적절하다고 판단하였다.

4. 결론

교통부의 기준이 미 교통부 항공국의 FAR PART 23을 번역한 것이라는 것은 주지의 사실이다. 그리고 교통부 기준에서도 최신판의 번역이 아니라 컴퓨터등에 관련 된 것과 일부 최근에 추가된 것들이 누락되어 있었다. 업계와 당국이 협조하여 최신 자료들을 입수하여 계속 최신내용으로 유지하여야겠다. 또 FAR 23은 그것으로만 그치는 것이 아니라 여러 다른 규정과 연관되어 있다. 그러므로 모든 관련규정을 함께 만들어야 한다.

형식 증명에 대해서도 여러가지 제출 서류가 있는데, 비행 시험에 관한 보고서도 요구하고 있으나, 구체적으로 어떠한 형식으로 작성하여 제출하여야 한다는 규정이 없어 보고서 양식도 지정할 필요가 있다고 본다. AC 23-8A와 같은 비행 시험을 위한 안내서가 있으니 이것을 기준으로 우리 교통부 나름의 안내서 작성도 필요하다고 보며 또 시험 비행조종사의 자격도 구체적으로 명시하여야 할 필요가 있다.

비행 시험 필요 시간을 FAA에서는 150 시간으로 규정하고 있는데 실제 비행 시험을 수행하면서도 처음 계획시 80 시간으로 하였는데, 그에 따라 교통부로부터 그 시간을 비행 시험의 시간으로 하라는 권고를 받게 되었다. 그러나 능숙한 엔지니어라면 가능하겠으나 처음하는 사람으로는 시간이 부족함을 느꼈다. 시험비행시간은 역시 150 시간 정도가 적절하다고 본다.

약 5 년간의 개발 기간 중 3 년을 비행 시험과 그 준비에 사용하였는데 처음 1 년간은 전체적인 개념 파악이었고, 두번째 1년은 실제 비행 시험 수행을 위한 준비 비행 시험이었으며, 마지막 1년이 실제 비행 시험과 자료 처리에 사용되었다. 그러나 비행 시험을 위한 시제기는 양산기와 다르게 시험용 장비의 설치가 필요하기 때문에 이러한 관점에서 개발 초기부터 설계에 비행 시험을 위한 고려가 필요하다. 또 시험 중 나타나는 개조 사항을 즉각적으로 처리할 수있는 능력을 갖추어 있도록 팀을 갖추어야 한다고 본다.

참고 문헌

- 교통부, 항공기 항행의 안전을 확보하기 위한 기술상의 기준
- (항공법 제 15 조 5 항 관련), 1992.
- 한국항공우주연구조합, 다목적 소형 항공기 개발 연구, 과학기술처, 1989.
- 한국항공우주연구조합, 다목적 소형 항공기 개발 연구 (2차년), 과학기술처,
- 1990.
- 한국항공우주연구조합, 다목적 소형 항공기 개발 연구 (3차년), 과학기술처,
- 1991.
- 한국항공우주연구조합, 다목적 소형 항공기 개발 연구 (4차년), 과학기술처,
- 1992.
- FAA, Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes,
- AC No. 23-8A, Feb. 1989.
- Mooney Aircraft Co., Performance Flight Test Procedures and Data
- Reduction Techniques, Report No. F-MMR-30, 1988.
- FAA, Flight Test Report Guide FAR 23 Aircraft, FAA Form 8110-18, 1975.
- The University of Kansas, Flight Test Principles and Practices,
- Aerospace Short Courses, 1990.