

## 항공기 피치 조종력 비행시험

이정훈<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주연구원 항공기술연구소 미래비행체계실 비행시험팀

### Flight Test of Pitch Control Force for an Airplane

Jung-hoon Lee<sup>1,†</sup>

<sup>1</sup>Korea Aerospace Research Institute

**Abstract** : This paper presents the procedures and the results of the pitch control force via flight test for a light airplane in order to make out the stability of the aircraft and the compliance with concerned regulation. The flight test procedures were determined in order to obtain the aircraft type certification. The instrumentation equipments including airspeed indicator, accelerometer, and pitch control force measurement tools are used to perform the flight test. For the flight test, the airspeed and the pitch control force with related normal acceleration are measured sustaining turn flight with bank angle derived from trim speed. The flight test results showed that the handling qualities of the airplane are complied with the KAS-23, the regulation of the Korean government for the light airplane type certification.

**Key Words** : Flight Test, Control Force, Normal Acceleration, Light Airplane, Handling Qualities

### 1. 서 론

항공기의 비행특성 중 하나인 안정성과 조종성은 항공기의 성능과 더불어 군용기 뿐 아니라 민수용 항공기에 있어서도 중요한 부분 중 하나이다. 이들의 적합성에 대한 판단은 안정성, 조종가능성, 예외적인 조종기술의 필요성 등 정성적인 판단 뿐 아니라 진동수, 감쇠비, g당 조종력 등의 항공기의 응답특성, 조종력, 뱅크시간과 같은 정량적인 요소를 포함하고 있다. 이러한 요구사항은 조종사의 자유로운 의견과 함께 관련 파라미터를 측정하여 추출하는 비행시험을 통하여 평가되어야 한다.

안정성과 조종성이 요구사항에 부합하는 항공

기를 설계하기 위해서는 항공기 개발단계 초기부터 관련된 공력계수와 안정/조종미계수를 이론적인 방법과 풍동시험 등을 통해서 어느 정도 정확하게 추출하는 것이 필요하다. 이에 대한 정확한 값을 구할 수 있다면 다양한 시뮬레이션 방법을 통하여 항공기의 응답특성을 포함한 다양한 환경에서의 항공기 거동을 예측할 수 있다[1].

그러나 안정/조종 미계수, 특히 동적 미계수를 정확하게 예측하는 것은 용이하지 않다. 이러한 예측치를 실제 값과 비교하기 위하여 비행시험을 수행하기도 한다. 완벽한 미계수 행렬을 알 수 있다면 확인되지 않은 예측 불가능한 위험성과 제한된 비행선도 구석구석까지도 해석적으로 탐색할 수 있다. 게다가 형식증명과 적합성 시험에 있어서 필수적으로 요구되는 사항을 직접 증명해야 하는 부분을 감소시키게 될 것이다.

조종성은 조종장치의 적절한 조작을 통하여 항공기 그 자체의 비행경로에 대하여 항공기 자세

Received: June. 5, 2014 Revised: Sep. 24, 2014 Accepted: Sep. 27, 2014

† Corresponding Author

Tel: +82-42-860-2291, E-mail: kariere@kari.re.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

를 설정하고 유지하거나 수정하기 위한 조종사의 능력을 의미한다. 조종성은 “만족,” 또는 “불만족” 으로 정의된다. 만일 시험 조종사가 적당하지 않아서 위험한 조건이 쉽게 발생할 수 있고 규정에 적합성을 보이는데 부적절하다는 것을 발견하였다면 불만족스러운 조종성이 존재하는 것이다.

기동성은 조종장치에 적절한 조작을 통하여 항공기의 비행경로 방향을 수정하는 조종사의 능력을 말한다. 하나의 축에 대한 변화가 항공기의 방향을 변화시키는데 필수적이기 때문에 이를 달성하기 위하여 항공기는 조종 가능해야 한다.

비행 방향에 있어서 임의의 변화는 비행경로에 수직한 가속도를 포함한다. 그래서 기동성은 비행기의 모든 실제 운동에 있어서 불가피하게 조종성과 밀접하게 연관되어 있다. 이것 또한 사실상 매우 정성적이며, 상기의 조종성에 대하여 제안되어 온 것과 동일한 방법으로 취급되어야 한다[2].

항공기의 다양한 조종성 요소 중에서 elevator 또는 stabilator 등의 수평꼬리날개에 대한 피치 조종력은 항공기의 사고로 직결될 수 있어 조종사에게 아주 중요한 요소 중 하나이다. 피치 조종력은 너무 무겁거나 너무 가벼워서 조종하는데 특별한 조종기술이나 주의력, 혹은 과도한 힘을 필요로 하면 안된다.

본 연구에서는 경비행기인 창공-91에 대하여 국토교통부에서 고시한 ‘항공기 기술기준[3] (Korean Air- worthiness Standard, KAS)’ 규정에 근거하여 G당 조종력이라 할 수 있는 ‘운동시 승강타 조종력’ 과 대기속도에 대한 조종력을 나타내는 ‘정적 세로 안정성’ 에 관한 비행시험의 일련의 과정 및 그 결과에 대한 것이다.

## 2. 피치 조종력 관련 규정

우리나라의 국토교통부에서는 항공법 제15조 제5항과 관련된 ‘항공기 기술기준(KAS)’을 고시하

여 항공기의 항행의 안전을 확보하기 위한 기술상의 기준을 규정하고 있다. 또한 ‘항공기 형식증명(승인) 절차 규정’을 훈령으로 제정하여 형식증명 발행과 승인 발행을 위한 세부 절차와 검증방법 등을 제시하고 있다.

항공기 기술 기준 Part 23에서는 Subpart B 비행에 대하여 일반, 성능, 비행성으로 크게 나누고 있다. 비행성은 크게 조종성 및 기동성, 트림, 안정성, 실속, 나선강하, 지상 및 수상조종특성, 기타 비행요건 등으로 구분하고 있다.

항공기 기술 기준 Part 23에 보통(N)류의 경비행기에 대한 피치 조종력과 관련된 조항은 - 23.143 일반, 23.145 세로조종, 23.155 운동시 승강타 조종력, 23.171 일반, 13.173 세로안정성, 23.175 정적세로안정성의 실증 - 이다. 시험 항공기인 창공-91은 보통류의 단발 비행기이므로 23.149, 23.151, 23.153 등은 해당되지 않는다.

항공기 기술기준 Part 23에서 안정성 요구사항은 기본적으로 정적 안정성을 의미한다. 요구되는 안정성의 정도는 정량적으로 지정되지는 않으므로 이탈하기 위한 경계조건이 아니라면 단순한 시험 또는 정량적인 결정을 해도 된다. 규정은 단지 항공기가 안정되어야 하고 트림된 조건에서 위치를 변화함에 따라 안전한 운용을 위하여 알맞은 조종감을 생성하기 위하여 조종력의 변화가 충분해야 한다는 것을 요구하고 있다.

항공기 기술기준 ‘23.143 일반’ 에서는 단시간 조종에 있어서 조종간은 60파운드, 조종륜은 양손, 한손 각각에 대하여 75파운드, 50파운드 이하를, 그리고 장시간 조종에 있어서는 10파운드 이하를 만족해야 한다.(Table 1)

여기서 단시간 조종(일시적 적용)이란, 트리밍이나 힘을 감소시키는 것과 같이 힘을 완화시키는데 필수적인 조종사가 동작을 수행하는데 필요한 시간적 기간으로 정의된다. 또한 장시간 조종(지속적 적용)은 전방 C.G. 형상에서의 착륙과 같은, trimmed out 할 수 없는 임의의 조건이 될 수도 있다.

**Table 1** Values in pounds force applied to the relevant control

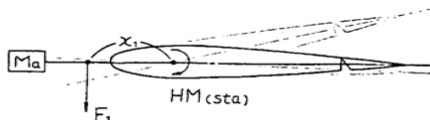
Values in pounds force applied to the relevant control		Pitch	Roll	Yaw
(a) For temporary application	Stick	60	30	-
	Wheel (Two hands on rim)	75	50	-
	Wheel (One hands on rim)	50	25	-
	Rudder pedal	-	-	150
(b) For prolonged application	-	10	5	20

**Table 2** Displacements of the Controls and the Control Surfaces

Controls / Control surfaces	Displacements Limitations	
Wheel Stabilator	14 ° (Up)	3 ° (Down)
	5.21 in (Pull)	1.91 in (Push)
Rudder pedal Rudder	25 ° (Left)	25 ° (Right)
	4.0 in (Left)	4.0 in (Right)
Wheel Aileron	90 °	90 °
	25 ° (Left up)	12.5 ° (Left down)
Flap handle Flap	-	-
	15 ° (T/O flap)	40 ° (Full flap)

### 3. 수평꼬리날개 조종계통

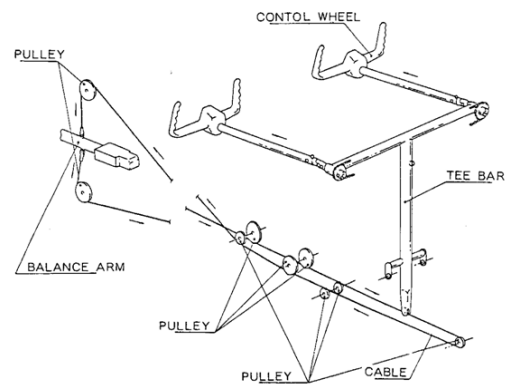
일반적으로 경비행기에서 많이 사용되는 수평꼬리날개는 수평안정판(stabilizer)과 엘리베이터(elevator)로 구성된 방식이다. 그러나 창공-91에는 이와는 달리, Fig. 1과 같은 수평꼬리날개 전체가 작동되는 전구동식(stabilator)과 탭으로 구성된 방식이 적용되었다[1].



**Fig. 1** Horizontal Tail - Stabilator with Tab

전구동식 수평꼬리날개는 운동범위가 크지 않더라도 수평꼬리날개에 작용되는 힘이 크므로 큰 운동량을 발휘할 수 있으므로 통상적으로 큰 기동성이 요구되는 전투기에서 많이 사용된다. 창공-91의 다양한 조종장치와 조종면의 운동범위는 Table 2와 같다.

창공-91의 조종륜은 T bar에 의하여 좌우 동시에 연동되며, 작동은 모두 케이블에 의하여 구동된다. 케이블은 balance arm에 접속되며 pulley는 조작이 원활하도록 적절한 위치에 설치한다. 창공-91의 개괄적인 조종계통의 구성도는 Fig. 2와 같다[1].



**Fig. 2** Schematic Diagram for Control System of the Airplane

### 4. 비행시험

#### 4.1 개요

규정 '운동시 승강타 조종력'의 목적은 순항상태에서 기동비행을 하는 동안 조종사가 부주의하게 항공기에 과도한 조종력을 가하는 것을 방지하기 위하여 양의 G당 조종력이 적절한 크기라는 것을 확인하기 위한 것이다. 비행시험 초기에 pitch-up 경향 또는 G당 조종력이 감소되는 조건이 발생하는 경우에는 주의가 요구된다. 또한 buffet의 한계를 조사하는 것도 본 시험의 목적이다.

Part 23의 안정성 부분은 주로 정안정성과 관련이 있는데, 요구되는 안정성 정도에 대하여 정량적으로 명시된 값은 없다. 이는 한계의 조건을

찾기 위한 것이 아니라면 단순한 시험방법 또는 정성적으로 결정을 해도 된다. 규정은 항공기가 트림된 조건으로부터 변화되더라도 단지 안정되어야 하고 안정된 운용을 위하여 적절한 조종감을 생성하도록 조종력이 충분히 변화될 것을 요구하고 있다.

비실속 상태의 최소지속속도에서 최대허용속도까지의 속도 범위에서 트림속도로 비행하여 조종력을 측정하여 조종륜을 당겼을 때 트림속도 이하가 되고 조종륜을 밀었을 때 트림속도 이상이 되는 것을 확인한다.

**4.2 관련 규정 분석**

‘운동시 승강타의 조종력’에 대한 규정인 23.155의 (a)에서는 조종륜에 대하여 50 파운드보다 클 필요가 없는 것을 제외하고 W/100(W는 최대중량) 또는 20 파운드 중, 큰 쪽보다 조종력이 작지 않을 것을 요구하고 있다. 본 시험 항공기는 조종륜 방식을 택하고 있으며 최대중량이 2,700 파운드이다. 그러므로 정(+)의 제한운동하중 계수를 얻기 위해 필요한 승강타 조종력은 27 파운드보다 작지 않아야 한다.

정적세로안정성 비행시험과 관련하여 트림속도에서 출발하여 23.175에서 명시된 속도한계까지 또는 40 파운드까지 측정된 조종력의 크기는 증가하여야 한다. 또한, 속도에 따른 조종장치에 작용하는 힘의 변화는 안정되어야 한다. 즉, 트림보다 천천히 비행하기 위해서는 당기는 힘이 필요하고 트림보다 빨리 비행하기 위해서는 미는 힘이 필요하다. 게다가,  $V_{SI}$ 와  $V_{NE}$  또는  $V_{FC}/M_{FC}$  사이의 어떠한 속도에서도 힘의 구배가 명백하게 감지되어야 한다.

트림속도 이상과 이하로, 트림속도의 15%에 결과적인 자유 복원 속도 범위를 더한 것, 또는 40 knots에 결과적인 자유 복원 속도를 더한 것보다 큰 범위 이내의 모든 속도에서 조종력 곡선은 안정된 기울기를 가져야 한다. 단,  $1.3 V_{SI}$  보다 작은 속도,  $V_{NE}$ 보다 큰 속도 등, 안전할 필요가 없

는 속도 범위에서 기울기는 제외한다.

**4.3 장착장비 및 취득데이터**

본 연구에서 ‘운동시 승강타 조종력’과 ‘정적세로안정성’ 비행시험을 수행하기 위해서 요구되는 데이터와 이용되는 시험장비는 Table 3과 같다.

**Table 3** Required Data and Instruments for Flight Test

Required Data	Instruments
Weight & C.G	Mass scale
Airspeed	Testboom, Airspeed indicator & Altimeter
Pressure altitude	
OAT	thermo couple
Inlet temperature	thermo couple
Engine rpm	Tachometer
Manifold pressure	Manifold pressure indicator
Reserved fuel weight	Fuel indicator
Pitch control force	Control force measurement
Normal acceleration	Accelerometer
Data record	Video camera & data sheet

**4.4 비행시험 형상**

KAS 23의 23.155 (b)항은 ‘운동시 승강타 조종력’에 대한 비행시험 시 항공기의 형상 및 비행조건을 제시하고 있다. 이때의 형상은 날개플랩을 올린 상태와 착륙장치 모두 다 올린 상태를 요구한다. 그러나 본 시험 항공기는 고정식 착륙장치를 장착하고 있으므로 날개 플랩은 올리고 착륙장치는 내려진 형상에서 수행한다.

또한 피스톤엔진을 장착하고 있으므로 최대연속출력인 186 마력의 75%인 139.5 마력으로 엔진 스로틀과 엔진 rpm을 조정하여 비행시험을 수행한다. 선회 중 수평비행을 유지하고 또한  $V_{NE}$ 나  $V_{FC}/M_{FC}$ 를 초과하지 않는 속도 중 적절한 속도에서 수평비행을 위하여 트림을 조정한다.

일반적으로 운동시 승강타 조종력에 대한 비행

시험 시, 최소의 기동 안정성 수준은 후방 C.G. 하중의 정상일 때라고 할 수 있다. 정적세로안정성에 대한 비행시험에 대해서는 통상적으로 경량의 후방 C.G.가 가장 극한한 중량과 C.G. 조합이라고 할 수 있다.

#### 4.5 시험절차

통상적으로 선회비행을 수행하면서 지속적으로 높은 뱅크각을 구사함으로써 G당 조종력을 측정할 수 있다. 트림속도로 초기의 수평비행을 유지하는 동안 수직가속도와 관련된 수평꼬리날개 조종력을 측정함으로써 규정 23.155의 요구사항에 부합성을 시험한다. 수평비행 트림속도를 유지하면서 선회하는데 하강되어도 무방하다.

요구되는 하중계수와 속도 범위 전반에 걸쳐 당기는 힘을 증가시켜 수직가속도를 증가시킬 수 있어야 한다. 수직가속도와 피치 속도의 조종을 유지하는 조종사의 능력에 중대한 해를 끼칠 만큼 하중 변화와 더불어 조종력 구배의 어떠한 감소도 크거나 갑작스럽지 않아야 한다. 아울러 미연방항공국의 Advisory Circular 23-8B에서는 조종력 구배의 국부적인 값은 조종간 항공기는 3 파운드/G, 조종륜 항공기는 4 파운드/G보다 작지 않을 것을 요구하고 있다[2]. 수평꼬리날개 조종력은 하중계수가 증가함에 따라 지속적으로 증가해야 한다. 본 시험은 다음과 같은 절차로 수행된다[4].

- 1) 항공기는 본 시험에 대하여 가장 극한한 형상인 후방 C.G.의 경하중으로 시험을 실시
- 2) 항공기를 최대연속출력의 75%를 유지하도록 엔진스로틀과 엔진 rpm을 설정
- 3) 다음과 같은 고도와 속도 각각에 대하여 비행 시험을 수행
  - 저고도에서 트림된 속도
  - 최고 동압(q)에 대한 고도
  - 저고도에서(설계기동속도-최소중량시의 109 knots 부터 최대중량 시의 133.5 knots까지)

- 도달 가능한 입증 최대고도에서
- 4) 초기수평비행 트림속도를 유지하면서 선회하는 동안 수직가속도 및 피치 조종력 측정
  - 5) 트림속도를 유지하면서 선회 시 하강되어도 무방함
  - 6) Buffet 개시 이후까지도 정성적 평가 실시할 것

각각의 시험조건에 대하여 다음과 같은 데이터를 기록한다[5].

- 1) 중량/무게중심
- 2) 압력고도
- 3) 외부대기온도
- 4) 엔진출력 파라미터
- 5) 트림조정
- 6) 수평꼬리날개 조종력
- 7) 무게중심에서의 수직가속도
- 8) 기어/플랩 위치

비행시험 데이터는 수직가속도(G) vs 당김조종력(파운드) 도표를 작성하여 처리한다.

## 5. 결과 및 고찰

항공기를 최대연속출력의 75%를 유지하도록 엔진 스로틀과 엔진 rpm을 설정하여 운동시 승강타 조종력에 대하여 수행된 비행시험의 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 시험된 항공기는 구조적으로 4.4 G까지 견딜 수 있게 설계되어 있는데, 조종 가능한 최대의 뱅크각의 비행으로 시험하여 2.5 G의 최대수직가속도와 37파운드의 피치 조종력이 측정되었다.

이는 피치 조종력에 대하여 27 파운드 이상, 75 파운드(한손 50 파운드) 이하를 요구하는 KAS 23.155과 23.143의 규정을 만족하는 것이다.

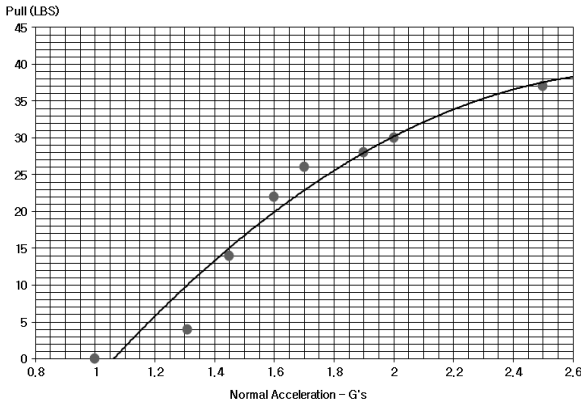


Fig. 3 Stick Force per G

아울러 하중계수를 2.0 G에서 2.5 G까지 증가시키는 동안 G당 조종력 구배가 최소 14 파운드/G로 측정되어 3 파운드/G보다 크다는 것이 확인되었다. 또한 수평꼬리날개 조종력이 하중계수가 증가함에 따라 지속적으로 증가하는 것을 확인하였다.

Fig. 4에 75 knots의 대기속도를 기준으로 하여 60 knots에서 90 knots까지의 대기속도에 대한 항공기 조종륜의 피치 조종력을 나타내었다.

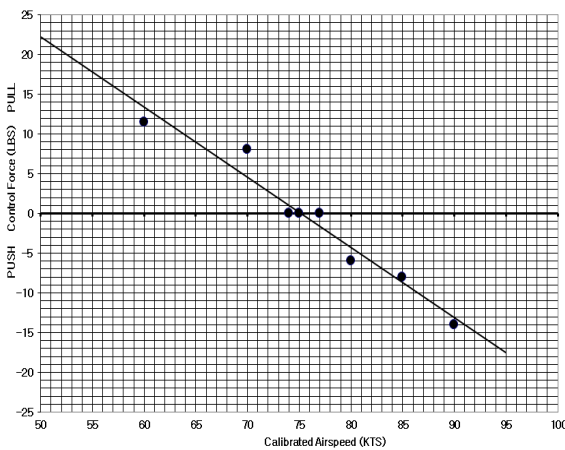


Fig. 4 Static Longitudinal Stability Plot

항공기의 대기속도 74 knots부터 77 knots까지는 대기속도 변화에도 불구하고 조종력이 없는 일종의 deadband라 할 수 있는데, 이 속도 범위를 자유 복원속도 범위라 할 수 있다. 트림속도가 75 knots로 파악되어 이에 대한 15%인 11.25 knots를 가감한 62.75 knots부터 88.25 knots가 조

종력에 대한 대기속도 범위이다. Fig. 4에 나타난 바와 같이 지정된 대기속도 범위 이내의 모든 속도에서 측정된 피치 조종력 곡선은 안정된 기울기를 갖고 있는 것을 알 수 있다.

## 6. 결 론

비행시험을 통하여 경비행기인 창공-91의 대기속도, 조종륜 피치 조종력과 수직가속도를 측정함으로써 운동시 수평꼬리날개 피치 조종력의 한계와 G당 조종력 구배를 파악하였다. 시험결과 국토교통부의 ‘항공기 기술기준’의 관련 규정을 만족하는 것이 확인되었다.

## 후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 시드사업 “개인용항공기(PAV) 비행체 개념연구” 사업의 지원을 받아 진행되었으며 이에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

- [1] 홍용식 외, “다목적 소형 항공기 개발 연구(4차년)”, 한국항공우주연구조합, 1992.
- [2] “Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes”, Advisory Circular 23-8B, Federal Aviation Regulation, 2003.
- [3] “항공기 기술기준 (Korean Airworthiness Standard, KAS)” 국토교통부, 2013.
- [4] 이정훈 외, “창공-91A1기 비행시험(V) - 조종력”, RR-95-024, 한국항공기술연구원, 대한항공, 1995. 12.
- [5] R. L. McDonnell, “Performance Flight Test Procedures and Data Reduction Techniques,” F-MMR-30, Mooney Aircraft Corp., 1988.

## 저 자 소 개



### 이 정 훈

1984년 한국항공대 항공기계공학과 졸업. 1986년 동 대학원 석사. 2000년 동 대학원 박사. 2003년~현재 한국항공우주연구원 책임연구원. 관심분야 Flight Test 및 Flight Simulation.