

# 경비행기의 비행 시험 절차에 관한 연구

이정모\*, 은희봉\*

## Flight Test Procedures for Light Airplane

Jung-Mo, Lee\*, Hee-Bong Eun\*

### — 목 차 —

1. 서론
2. 비행 시험 절차의 종류
3. 비행 시험 절차
4. 결론

## ABSTRACT

Flight Test procedures are studied from FAR 23, AC 23-8, and Order 8110.7. We have been studied the main procedures for the type certification of light airplane from the experiences of Chang Gong 91. This study is intended as a reference for small airplane manufacturers, engineers, flight test engineers, and engineering flight test pilots, including government personnel. This study covers flight test items of interest during type certification. These methods and procedures are promulgated, in the interest of standardization, for use during normal category airplane flight test certification activities.

## 요 약

FAR 23, AC 23-8, 그리고 Order 8110.7을 이용하여 경비행기의 비행 시험 절차에 대한 연구를 수행하였다. 본 연구에서는 창공-91의 비행 시험을 통한 경험을 바탕으로 형식증명을 위한 주요 절차에 대한 연구를 수행하였다. 본 연구는 소형 비행기의 제작자, 항공관련 기술자, 비행 시험 기술자, 비행 시험 조종사, 그리고 관련 정부 관계자들에게 비행 시험에 관련된 기준을 이해하도록 하기 위해 수행된 연구이다. 본 연구에서 수행된 비행 시험 방법과 절차는 주로 소형 비행기의 형식증명에 관련된 것으로 관련자들에게 큰 도움이 될 것이다.

## 1. 서 론

본 연구는 경비행기의 형식증명을 위한 비행 시험 절차에 대한 연구로 미연방항공국의 규정(FAR 23)에 따라 수행되는 비행 시험 절차에 대한 연구를 수행한 것이다. 본 연구에서는 FAR 23외에 AC 23 Flight Test Report Guide, Mooney Report, Order 8110.7등을 참조하여 비행 시험 절차에 대한 연구를 수행하였으며, 창공-91의 형식증명을 위한 비행 시험을 기초로 하여 경비행기에 대한 비행 시험 절차를 수립하였다.

특히 본 연구에서는 FAR 23의 비행 시험에 관련된 부분을 중점적으로 연구하였다.

형식증명을 위한 비행 시험 절차에는 여러 가지가 있지만 본 연구에서는 실질적으로 형식증명을 받기 위해 가장 기본이 되는 절차들에 대해 주로 연구하였으며, 본 연구에서 수행한 절차는 비행 시험에 기초가 되는 속도계와 고도계의 보정 절차, 실속속도, 이착륙 성능, 상승성능, 세로 안정성과 조종성, 가로 안정성과 조종성, 동적 특성, 그리고 조종력 특성에 대한 비행 시험 절차들이다. 본 연구는 실제 비행기를 사용하여 수행된 비행 시험 절차를 바탕으로 하여 비행 시험 절차를 수립하였으며, 여기에 제시된 절차에 의해 비행 시험을 수행할 경우 국내뿐만 아니라 미국에서도 형식증명을 위해 인정을 받을 수 있는 절차가 될 것이다.

## 2. 비행 시험 절차의 종류

비행기의 형식증명을 위한 비행 시험 절차는 성능 관련 비행 시험 절차, 비행 특성 관련 비행 시험 절차, 동력장치 성능 관련 비행 시험 절차 등으로 나눌 수 있다. 본 연구에서 수행된 비행 시험 절차에 대한 종류와 관련 FAR 번호를 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Flight Test Procedure and FAR

성능 관련 비행시험 절차 속도계 보정 (FAR 23.1323)	비행 특성 관련 비행시험 절차 트림 (23.161)
고도계 보정 (FAR 23.1325)	세로정안정성 (23.141, 23.171, 23.173, 23.175)
실속 속도 (FAR 23.49)	세로 정조종성 (23.141, 23.145)
이륙 성능 (FAR 23.51, 23.53, 23.55, 23.57, 23.59, 23.61)	세로 등안정성 (23.181)
상승 성능 (FAR 23.65, 23.67)	가로-방향 정안정성 (23.177)
착륙 성능 (FAR 23.75, 23.77)	가로-방향 정조종성 (23.147)
	가로-방향 등안정성 (23.181)
	곡에 기동성 (23.151)
	조종력 (23.155)
	연료이율 (23.157)
	실속특성 (23.201-23.207)
	고속특성 (23.253)

형식증명을 위해서는 위에 기술된 비행 시험 절차 외에 동력장치의 성능을 나타내는 연료, 오일, 냉각 계통 등에 대한 비행 시험이 수행되어야 하며, 비행교범을 작성하기 위해서 양항력 곡선, 장착출력, 강하 및 활강 성능, 상승과 하강을 위한 시간-연료-거리 관계, 순항 속도, 항거리, 그리고 각 중 대기 속도를 알기 위한 비행 시험이 이루어져야 한다.

Table 2. Weight and C.G. vs Various Configuration

형상 명칭	중량 상태	연료량(lbs)	중량(lbs)	무게중심 (MAC x)
1. 기본중량	공허중량 + 조종사 2 + 비행시험장비	0	측정값	측정값
2. 운용최소중량	조종사 1인	최소필요량	측정값	측정값
3. 최대전방중량	최대 실계 전방 C.G.	적정량	측정값	측정값
4. 최대후방중량	최대 실계 후방 C.G	적정량	측정값	측정값
5. 최대허용중량 (일반)	최대 실계 중량	최대	측정값	측정값
6. 최대허용중량 (후방)	최대 실계 후방 C.G.에서 최대 실계 중량	최대	측정값	측정값

Table 1에 나타난 절차들에 대한 비행 시험을 수행하기 위해서는 비행기의 중량과 무게중심의 관계가 대단히 중요하며, Table 2에 나타난 것처럼 각 비행 형상에 대한 중량과 무게중심 위치가 비행 전에 결정되어야 한다.

### 3. 비행 시험 절차

#### 3-1. 속도계 보정

속도계의 보정은 단발 비행기의 경우에는 날개 끝에 장착되는 Air Data Boom을 이용하여 수행된다. 속도계의 보정 방법에는 Tower Fly By 방법과 System to System 방법이 있으며 여기서는 두 방법을 모두 나타낸다.

##### 3-1-1. Tower Fly By 방법

Tower Fly By 방법에서 속도계 보정에 사용되는 장비로는 비행기에는 Air Data Boom에 연결되는 대기속도계와 고도계, 그리고 비디오 카메라이고, 지상에는 비행기의 위치를 확인하기 위한 경위의(Theodolite)와 지상 촬영용 비디오 카메라, 온도계, 습도계, 그리고 고도계이다.

비행 시험을 수행하기 위한 인원은 비행기에 조종사 2명 비행 시험기술자 1명이며 지상에서는 경위의 담당 1명과 기록 담당 1명, 그리고 비행기의 통과 지점에 1명이 필요하다.

고도계 보정을 위해 취득되는 자료는 비행기에서는 지시압력고도와 지시대기속도 그리고 폴랩 위치이고 지상에서는 대기온도, 지시압력고도, 그리고 경위의에 의해 나타나는 비행기의 수평 수직위치 값이다.

고도계 보정을 위한 비행 시험은 최대이륙중량과 최소중량의 두 가지 형상에 대해 수행된다. 비행 시험을 수행하기 위한 기상조건은 대기가 안정되고 평온한 상태이어야 하므로, 주로 이른 아침에 수행된다.

비행 시험 절차는 다음과 같은 방법에 의해 수행된다.

- ① 경위의(Theodolite)를 활주로 중심에 수직으로 적정 위치에 고정한다.
- ② 비행기는 기준 점에 위치하여 기내 고도계를 29.92inHg로 조정한다.
- ③ 비행기는 날개의 스펠 길이 이상인 50~100ft의 일정 고도를 유지하면서 활주로를 따라 수평비행을 한다.
- ④ 속도는 1.3  $V_{SO}$ 부터 1.8  $V_{SI}$  사이의 미리 정한 일정한 대기 속도로 비행한다.
- ⑤ 해면고도에서 압력고도 오차는 100knot 이하에서는  $\pm 30ft$  범위로, 1000knots 이상에서는 100knots 당  $\pm 30ft$ 의 선형적 변화가 되어야 한다.
- ⑥ 기내에 장착된 Video Camera는 지시대기속도와 지시압력고도를 기록한다.
- ⑦ 지상에 장착된 Video Camera는 경위의의 수평/수직 값을 기록한다.
- ⑧ 비행기가 수직점 통과시 관측자는 기내로 '통과'되었음을 연락한다.

측정된 자료 처리는 Table 3.과 Table 4.와 같은 표를 작성하여 처리한다.

Table 3. Airspeed Calibration Data Sheet No. 1

Date \_\_\_\_\_ T. O. \_\_\_\_\_ : :  
 Ft. No. \_\_\_\_\_ Landing \_\_\_\_\_ : :  
 Weight \_\_\_\_\_ Total \_\_\_\_\_  
 C.G. \_\_\_\_\_ Pilot \_\_\_\_\_

Run No.	Theodolite "ZERO"		Vert Reading at Test Point	Vertical Angle	Actual Height(Ft)
	Vert	Horiz			

- 주. ㉔ Theodolite "ZERO"는 '500.500' 또는 이에 근접하여야 한다.  
 ㉕ VERT READING은 수평 값이 '500'이 되는 지점에서의 수직 값이다.  
 ㉖ VERTICAL ANGLE은 경위의의 ZERO 값과 VERT READING 사이의 차이를 VERT ENCODER의 기어 비인(16.667 units/degree)으로 나눈 값으로 계산된다.  
 ㉗ ACTUAL HEIGHT는 VERTICAL ANGLE의 tangent 값에 1000 (활주로상의 수직인 점에서 부터 경위의까지의 거리)을 곱한 값이다.

Table 4. Airspeed Calibration Data Sheet No. 2

Date \_\_\_\_\_ T. O. \_\_\_\_\_ : :  
 Ft. No. \_\_\_\_\_ Landing \_\_\_\_\_ : :  
 Weight \_\_\_\_\_ Total \_\_\_\_\_  
 C.G. \_\_\_\_\_ Pilot \_\_\_\_\_

TEST SITE airplane  
 BEFORE FLIGHT Hi \_\_\_\_\_ Hic \_\_\_\_\_ Hi \_\_\_\_\_ Hic \_\_\_\_\_  
 AFTER FLIGHT Hi \_\_\_\_\_ Hic \_\_\_\_\_ Hi \_\_\_\_\_ Hic \_\_\_\_\_

Run No.	Ground Data			Aircraft Data				Ind Ht(Ha)	Act Ht(Ht)	ALT Error ( $\Delta H_{PC}$ )	$\frac{\Delta H_{PC}}{\Delta V_{PC}}$	$\Delta V_{PC}$
	OAT	Hi	Hic	Hi	Hic	IAS	Vic					

- 주. ㉘ OAT : 외기 온도  
 ㉙ Hi : 지시고도  
 ㉚ Hic : 계기오차가 보정된 지시고도  
 ㉛ IAS : 지시대기속도  
 ㉜ Vic : 계기오차가 보정된 지시대기속도  
 ㉝ 비행기 자료는 비행기 계기에 대한 비디오 테이프로부터 획득  
 ㉞ Ha : 비행기 고도계(계기오차 보정)와 시험위치 고도계의 차이에 의한 비행기 고도  
 ㉟ Ht : 속도계 보정 자료지 No.1에 따른 경위의로부터 결정된 실제 비행기 고도  
 ㊱  $\Delta H_{PC}$ : 비행기 고도계 계통의 오차(Ht - Ha)  
 ㊲  $\Delta H_{PC}/\Delta V_{PC}$  : 계산 값은 참고문헌<sup>[3]</sup>에 따른 식이다.  
 ㊳  $\Delta V_{PC}$ : 대기속도 피토 정압 위치오차( $\Delta H_{PC}/(\Delta H_{PC}/\Delta V_{PC})$ )

$$\frac{\Delta H_{PC}}{\Delta V_{PC}} = \left( \frac{58.566}{\sigma_s} \right) \frac{V_{ic}}{a_{SL}} \left[ 1 + 0.2 \left( \frac{V_{ic}}{a_{SL}} \right)^{2.25} \right] \text{-----(1)}$$

$\sigma_s$  : 고도  $H_{ic}$ 에서의 밀도비(표준온도)

$a_{SL}$  : 해면고도에서의 음속(661.48 knots)

매 비행 시험 때마다 Table 3과 4와 같은 양식에 따라 기록을 수행하여야 한다.

3-1-2. System to system 방법

이 방법은 Tower Fly by 방법에 의해 보정된 속도계로부터 다른 피토 정압 계통을 보정하기 위해 사용되는 방법이다. 이 방법을 사용하기 위해서는 피토 정압 계통에 영향을 주는 요소들인 출력, 플랩 형상, 착륙장치, 자세 등 비행기의 가능한 모든 형상에 대해 비행 시험이 이루어져야 한다. 단, 이 때에 중량( $C_L$ )에 의한 효과는 모든 출력과 비행자세가 조사되기 때문에 직접적인 영향을 주지 않는다. 이외에도 공기조화장치나 서리제거장치 등의 작동에 따른 영향도 고려하여야 한다.

본 연구에서는 정압과 동압을 동시에 측정할 수 있는 Air Data Boom에 연결된 속도계에 대하여 이 방법을 적용하였다.

비행 시험은 가능한 여러 가지의 비행기 형상에 대해 수행되어야 하며, 속도 범위는 실속으로부터  $V_F$ (플랩내림 속도)와  $V_C$ (플랩올림 속도)의 범위에 걸쳐 측정이 수행되어야 한다.

측정 방법은 비행기에 장착된 비디오 카메라와 기록장치를 이용하고, 각 조건에 대하여 반복 시험을 수행한다.

지상에서는 기록된 테이프와 비디오 카메라를 이용하여 Table 5와 같은 표를 이용하여 자료를 기록한다.

Tab. 5 Airspeed Calibration Data Sheet

Date	_____	T. O.	_____
Flt. No.	_____	Landing	_____
Weight	_____	Total	_____
C.G.	_____	Pilot	_____

POWER	ATTITUDE	GEAR	FLPS	CALIBRATED SYSTEM			TEST SYSTEM		
				KIAS	KV <sub>IC</sub>	KCAS	KIAS	KV <sub>IC</sub>	$\Delta V_{FC}$

3-2. 고도계 보정

고도계에 대한 보정은 해석적인 방법으로 수행될 수 있으며, 식 (1)을 이용하여 계산된다. 즉, 피토-정압 계통이 보정된 후  $V_{IC}$ 에 대한  $\Delta V_{FC}$  값을 Table 4의 자료를 이용하여 식 (1)에 대입하여 주어진 고도를 찾는다. 주어진 고도에 대한 보정 값인  $\Delta H_{FC}$ 는 일반적으로 여러 가지 대기속도에 대해 구한다. 본 연구에서는 해면고도 기준에 대한 것만 나타내었다.

3-3. 실속 속도

속도계와 고도계의 보정이 완료되면 설계 실속 속도를 확인하기 위한 비행 시험이 수행되어야 한다. 실속 속도를 구하는 목적은 대기속도지시계에 대한 표식을 위한 것이다.

실속 속도를 비행 시험을 통하여 구하기 위해서는 정확한 측정방법과 신중한 조종기술이 사용되어야 한다. 실속 속도의 측정은 보정된 지시대기속도계를 이용하여 측정된다.

실속은 조종 불가능한 기수 하향의 피칭 운동이나 조종면이 정지 점에 도달하는 경우중 어느 한가지라도 먼저 발생하였을 때를 의미한다. 특히 실속 속도를 정하는 경우 실속 경고의 적합성도 동시에 확인하여야 한다.

실속 비행 시험에서는 실속 경고속도, 지시대기속도, 고도, 외부 대기 온도, 비행기 무게(사용 연료량), 실속 회복동안의 고도 상실 값 등을 측정하여야 한다.

실속 비행 시험중 비행기 형상은 다음과 같다.

- ㉞ 증량
  - 최소증량, 최대이륙증량, 최대전방 C.G., 최대후방 C.G
- ㉟ 프로펠러 / 스톱 위치
  - 이륙위치의 프로펠러 / 스톱을 닫은 엔진 idling 상태
- ㊱ 플랩 위치
  - 정해진 플랩 각 단계별로 실시

실속 비행 시험 방법은 여러 가지 고도(예 1000, 2000, 3000, 4000 ft)에서 약  $1.5V_{S1}$  에서 트림 된 비행속도로 시작하며 실속 속도보다 약 10 knots 이상 될 때까지 감속한다. 이 때 1 knot/sec 또는 그 이하의 비율로 실속 발생 시까지 감속하여야 한다. 실속 속도의 정확한 결정이 요구되는 곳에서는 진입비율을 1 knots/sec로 하여 여러 번 반복 수행한다.

이와 같이 하여 측정된 자료는 IAS에서 위치 오차와 계기 오차를 보정하여 CAS로 나타낸다.

### 3-4. 이륙 성능

이륙 성능에 대한 비행 시험의 목적은 안전한 이륙 달성을 위하여 필요한 능력을 보증하기 위한 속도 및 고도를 확인하기 위하여 이륙 거리를 확인하기 위한 것으로 특히 출력 고장시 필요한 안전한 착륙 거리를 확인하는 것이다.

미연방항공규정 23.53(b)에서는 엔진이 두 개인 경우에는 50ft고도에서 모든 경우에 대해 속도가  $1.1V_{MC}$  또는  $1.3 V_{S1}$  이상이거나  $V_X$  (최대상승 각속도) + 4knots 이상일 것을 요구하고 있으며, 엔진이 하나인 경우에는 50 ft 고도에서 모든 경우에 대해 속도가  $1.3 V_{S1}$  이상 또는 더 작은 속도로서  $V_X$  (최대 상승 각속도) + 4knots 이상일 것을 규정하고 있다.

여기서 모든 경우란 난류나 완전한 엔진 고장의 경우도 포함한다.

이륙 속도 조사는 lift off 와 50 ft 고도사이에서 언제라도 엔진 고장 이후의 조종성과 기동성이 안전한 착륙을 위해 충분하다는 것을 증명하기 위하여  $V_R$  과 50 ft 고도에서의 속도에서 비행 시험을 통하여 실증하여야 한다.

이륙성능을 확인하기 위한 장비로는 비행기에 보정된 대기속도지시계, 보정된 고도계를 필요로 하며, 시험 위치에서는 경위의, 습도계, 풍향풍속계, 그리고 대기 온도계가 준비되어야 한다. 물론 비행기와의 교신을 위한 무전기도 준비되어야 한다.

비행기 형상은 최대 증량과 최소 증량에 대해 전방 무게중심과 후방 무게중심, 그리고 중간 위치의 무게중심에 대해 수행되어야 한다.

기상조건 바람의 양과 방향은 고려대상이 아니지만 10 knots를 초과하는 바람은 부적절하다.

시험절차는 다음과 같다.

경위의를 활주로의 중심에 수직으로 적정 장소에 위치하고 비디오 카메라와 기록장치는 비행기의 대기 속도와 고도를 기록하기 위하여 기내에 장착한다.

조종사는 브레이크를 풀기 전에 최대 출력을 적용시키고 이륙 회전 속도  $V_R$ -부양(lift off) 속도를 얻을 때까지 가속한다. 그 점에서 비행기는 부양(lift off)하고 비행기가 50 ft AGL을 통과할 때에 목표하는 '50ft'에서의 속도를 얻기 위하여 대기 속도를 증가한다. 이 시험은 6회 이상 수행하여 기록한다.

자료처리는 아래의 식들을 이용하여 풍속에 대한 보정과 활주로 경사에 대한 보정을 수행한다. 활주로 구배가 작아도 출력 대 증량비가 작은 비행기에 대해서는 중요하기 때문에 반드시 수행하여야 한다. 다음 수평거리(Horizontal Distance)에 대한 활주로상의 높이(Height Above Runway)를 시간 도표로 작성한다.

풍속에 대한 보정 식은 다음과 같다.

$$S_g = S_{gw} [1 \pm (V_w / V_{tow})]^{1.85} \quad \text{-----}(2)$$

$S_g$  : 무풍시 이륙 지상활주거리(ft)

$S_{gw}$  : 측정된 풍속에서 이륙 지상활주거리(ft)

$V_w$  : 풍속 (ft/sec)

$V_{tow}$  : 풍속을 알고 있는 상태에서 부양시의 실제 지상 활주 속도(ft/sec)

+ : 정풍시 - : 역풍시

활주로 경사에 대한 보정 식은 다음과 같다.

$$S_G = S_{Gsl} / [1 \pm (2g S_{Gsl} / V_{to}^2) \sin \theta] \quad \text{-----}(3)$$

$S_{Gsl}$  : 경사진 활주로 상에서의 지상활주거리

$g$  : 중력가속도, 32.17 ft/sec<sup>2</sup>

$V_{to}$  : 부양시의 진 대기 속도 (ft/sec)

$\theta$  : 경사각 (deg, %가 아님)

+ : 상향 경사시 - : 하향경사시

### 3-5. 상승 성능

상승 성능에 대한 비행 시험의 목적은 FAR 23.65, 23.67을 만족하기 위한 상승 성능을 입증하는 것이다. 상승 비행 시험은 일반적으로 지속적 상승(continuous climb)과 톱니형 상승(sawtooth climb)의 두 가지 경우에 대해 수행된다.

지속적 상승은 가능한 한 낮은 고도에서부터 출력, 대기속도 및 형상을 설정한 채 시작하여 고공까지 상승하는 것이다. 지속적 상승에서의 비행 시험은 최대 출력과 순항 상승으로 해면고도 및 최대운용고도(또는 실용상승고도)를 외삽하기 위하여 충분한 자료를 취득할 수 있도록 비행 시험이 반복 수행되어야 한다.

톱니형 상승은 최소한 4개의 상이한 속도( $\Delta 5$  에서  $\Delta 10$  KIAS)가 사용되며 적어도 4개의 상이한 고도에서 수행되어야 한다. 상승은 바람의 영향을 극소화하기 위하여 가능한 한 알려져 있는 바람 방향에 대해 수직하여야 하며 상반되는 기수방향으로 실행되어야 한다.

상승 비행 시험을 위한 장비구성은 보정된 대기속도지시계, 보정된 고도계, 보정된 회전계, 보정된 흡기 압력계(manifold pressure gauge), 연료량계, 연료 흐름을 계기, 그리고 외부 대기온도계와 흡입 대기 온도계, 초시계 등이다.

상승 비행 시험에서는 기록장치에 상승 시간, 지시 압력 고도, 지시대기속도, 외부 대기 온도, 지시 대기 온도, 상승각, 엔진 회전수, 흡기압력, 연료량, 연료흐름율이 기록되어야 한다.

상승 비행 시험에서의 비행기 형상은 최대이륙중량에서 전, 후방 무게중심, 최소 이륙중량에서의 전, 후방 무게중심으로 정한다.

상승 비행 시험시 기상은 평온한 대기 상태로 상승 자료에 영향을 미치는 난류가 없어야 한다. 특히 시험 고도 범위에서 역류가 있는 경우 곡선 작도시 이를 고려하여야 한다.

상승 비행 시험에서의 시험절차는 다음과 같다.

자료는 매 30초 이내마다 기록되어야하고, 고도계는 29.92 inHg(압력고도)로 조절한다. 자료 기록에 앞서 대기속도와 출력을 안정시키고 매번 실행을 시작할 때 시간과 중량을 기록한다. 대기속도를 고정한 상태에서 3분 또는 3000 ft 동안 안정된 상승을 계속하여야 하며 바람에 대해 90도로 비행하던가 또는 역의 비행 방향으로 수행하여 windshear의 영향을 최소로 하여야 한다. 고도 변화율이 시험의 주 고려 대상이므로 상승/하강율은  $\pm 100$  ft/min 보다 커야 함



상승 성능에 대한 자료 처리는 시간에 따른 보정대기속도에 대한 압력 고도의 도표, 압력고도에 대한 보정대기속도에 대한 상승률, 그리고 보정대기속도에 대한 압력 고도의 도표를 작성하여 완성한다.

### 3-6. 착륙 성능

착륙 성능에 대한 비행 시험은 FAR 23.75와 23.77을 만족하기 위한 비행 시험으로 일반 착륙과 보오크 착륙으로 나누어진다.

일반 착륙에서는 착륙 거리를 구하며, 보오크 착륙에서는 착륙 형상에서 일정 상승각을 유지할 수 있는가를 보이는 것이다.

착륙 성능에 대한 비행 시험은 위험이 수반되므로 조종사의 조종한계를 벗어난 상황일 경우 하강 저지 후 즉시 go-around 하도록 하여야 한다.

착륙 비행 시험은 최대착륙중량, 전방 무게중심의 형상으로 출력의 변화 없이 정상 활강 접근(무동력 접근)과 동력 접근으로 수행된다. 무동력 접근의 경우 조종사는 50ft 고도에서 최소  $1.3V_{st}$ 을 유지하여야 하고 최종 접근에서 하강율을 제어하기 위하여 어느 정도의 출력사용이 가능하여야 한다. 특히 flare를 위한 안전 속도를 유지하기 위해 세로 방향 조종이 필요하다. 동력 접근의 경우에는 50 ft 고도 점을 지난 후 출력 감소하고 세로 방향 조종에 의한 기수 하강이 없도록 하여야 한다. 특히 착륙 거리를 결정하기 위하여 공중에서는 비행 idle 위치로 출력 손잡이를 조절하고 착지 이후에는 지상 idle 위치로 출력 손잡이를 조절하여야 한다.

착륙 성능을 위한 장비로는 비행기에 보정된 대기속도지시계와 보정된 고도계, 비디오 카메라, 기록장치를 구비하여야 하며 시험 위치에는 경위의와 온도계, 무전기, 풍향 풍속계를 갖추어야 한다.

착륙 성능에서 요구되는 취득 자료는 취륙 속도(knots), 착지속도 (knots), 압력고도, 흡기압력, 엔진 회전수, 카울 플랩 위치, 그리고 플랩 위치이며, 지상에서는 온도, 지상고도, 착지점 지면 6ft 높이에서의 풍향, 풍속, 그리고 활주로 경사이다.

비행 시험중의 풍향, 풍속은 매 비행 때마다 측정하여야 하며, 10 knots를 초과하는 바람은 부적절하다.

비행 시험 절차는 다음과 같다.

경위의는 활주로의 중심에 수직으로 지정된 장소에 위치하고, 비행기는 50 ft 고도에 도달하기 이전에 착륙 접근은 목표속도, 출력 및 착륙형상의 비행기에서 안정시켜야 한다. 시험은 동력 및 무동력 상태의 접근으로 각 각 실시하여야 하고, 다양한 플랩 위치에서 각 각 실시되어야 한다. 비행기는 착지 전까지 부드러운 flare를 이루어야 하며 경위의 조작자는 비행기가 활주로에 진행하여 내리는 것을 추적 기록한다. 착지 후에는 최대의 braking을 사용한다. 일반 착륙의 경우 최소한 6회를 실시하여야 하고, 보오크 착륙의 경우에는 최소 세 번 이상 계속적으로 실시한다.

착륙 성능에 대한 자료 처리는 시간에 따른 착륙 거리와 고도 도표를 작성한다.

### 3-7. 트림

트림에 대한 비행 시험의 목적은 정상 비행 조건을 유지하기 위하여 조종사에게 예외적인 기술, 힘, 또는 경계를 필요로 하지 않는다는 것을 입증하기 위한 것이다.

트림에 대한 비행 시험에서 필요한 장비는 보정된 고도계, 보정된 대기속도지시계, 수직 자이로, 그리고 기록장치이다.

트림 비행 시험에서는 고도, 대기 속도, 트림 탭 위치, 그리고 피치 자세각이 기록되어야 한다. 트림 비행 시험에서의 비행기 형상은 전방 무게중심과 후방 무게중심으로 최대 연속 출력으로 지상 조절 탭으로 조절 가능하여야 하고 기상 조건은 평온한 대기 상태이어야 한다.

트립 성능을 확인하기 위한 비행 시험 절차는 다음과 같이 수행된다.

가로-방향 트립은 가능한 한 실제의 저고도에서 수행되어야 하며,  $0.9 V_H$ (최대 지속 출력에서 최대수평속도)또는  $V_C$ (설계순항속도)중 낮은 속도에서 한 가지의 속도에서 트립됨을 보여야 한다. 이 때 수화물 하중 및 연료 비대칭을 고려하여야 하며, 명시된 조건에 대하여 hand-off 비행으로 트립됨을 입증하여야 한다.

세로트립은 가능한 한 실제의 저고도에서 수행되어야 하며, 수행 방법은 다음과 같다.

- ㉓  $V_X$ (최대상승각속도)와  $1.4 V_{SI}$ 사이의 속도로 최대지속출력으로 플랩 올린 상태에서 상승
- ㉔  $V_X$ (최대상승각속도)와  $1.4 V_{SI}$ 사이의 속도로 최대지속출력으로 이륙 플랩 조건으로 상승
- ㉕  $1.4 V_{SI}$ 의 속도로 플랩 올린 상태에서 3도 하강각 출력접근
- ㉖  $1.3 V_{SI}$ 의 속도로 여러 가지 플랩 내린 상태에서 3도 하강각 출력 접근
- ㉗  $1.3 V_{SI}$ 의 속도로 여러 가지 플랩 내린 상태에서 3도 하강각 무동력 접근
- ㉘ 그밖에 다양한 고도에서 다양한 출력(55%, 65%, 75%, 최대)에 대한 트립 속도 기록

### 3-8. 세로 조종성 및 정적 안정성

비행 시험을 통한 세로 정안정성은 비 실속 상태의 최소 지속속도에서부터 최대허용속도까지의 속도범위에서 특별한 조종기술이나 과도한 조종에 의하지 않고 FAR 23.141, 23.143과 23.145를 만족한다는 것을 보여야 하며 FAR 23.171, 23.173, 23.175의 규정을 만족하여야 한다.

이 비행 시험은 상승, 순항(고속순항, 저속순항), 진입 및 착륙에서 각각 수행되어야 한다. 비행 시험을 수행하기 위해 필요한 장비는 보정된 고도계, 보정된 대기속도지시계, 조종력 측정장치, 가속도계, 수직자이로, 그리고 기록장치이다.

이 비행 시험을 통하여 얻어지는 자료는 조종력, 대기 속도, 세로 가속도, 세로 자세각이다. 비행 시험중의 비행기 형상은 중량과 무게중심의 임계 조합에서 수행(일반적으로 최소 중량과 후방 무게중심이 임계 상태)되어야 한다.

세로 정안정성에 대한 비행 시험 절차는 다음과 같이 상승, 순항, 진입 및 착륙에 대해 별도의 절차에 따라 수행되어야 하고, 세로 조종성은 FAR 23.145의 절차를 따라야 한다.

#### ㉓ 상승

플랩은 상승 위치로 출력은 연속 출력의 75%로 트립 속도의 85%에서 115%사이의 속도에서 조종력을 기록하고  $V_Y$ 가  $1.4 V_{SI}$ 보다 작지 않은 경우, 이 속도에서 트립이 되는 상태에서 조종간 당겼을 때 트립 속도 이하이고, 조종간 밀었을 때 트립 속도 이상이 됨을 확인.

#### ㉔ 순항은 고속 순항과 저속 순항으로 나누어진다.

고속 순항은 플랩을 올린 상태에서 최대 연속 출력의 75%로 하여 트립 속도에서 트립 속도의 115%까지의 속도에서 조종간을 밀어서 보다 높은 속도에서 안정시킨다. 최대 허용 속도에 도달할 때까지 10knts 내지 20knts 간격으로 이 과정을 계속한다. 임의의 안정된 점에서 트립 속도와 0의 조종력으로 천천히 복원되도록 미는 힘을 점진적으로 완화한다. 이 때 자유·복원속도는 트립속도의 10% 이내이어야 한다.

저속순항은 플랩을 내린 상태에서 최대 연속 출력의 75%로 하여 트립 속도에서 트립 속도의 115%까지의 속도에서 조종간을 당겨서 보다 낮은 속도에서 안정시킨다.  $1.3 V_{SI}$ 의 속도에 도달할 때까지 10knts 내지 20 knts 간격으로 이 과정을 계속한다. 임의의 안정된 점에서 트립 속도와 0의 조종력으로 천천히 복원되도록 당기는 힘을 점진적으로 완화한다.

### ㉔ 진입 및 착륙

플랩은 착륙상태로 하고 출력정지 및 3도의 강하율을 유지하기 충분한 출력상태 각 각에서 1.1  $V_{SO}$ 에서 1.8  $V_{SO}$ 사이의 속도에서 조종력을 기록하고 FAR 23.161(c)의 규정의 속도에서 트림시킨다.

### 3-9. 방향 및 가로 조종성 및 정적 안정성

방향 및 가로 조종성은 다발 엔진 비행에 적용되며 절차는 FAR 23.147에 따라 수행된다. 방향 및 가로 정적 안정성은 정상적인 비행기인 경우(three-control airplanes) FAR 23.277(a)(1),(2),(3)에서 요구하는 성능을 만족함을 보여야 한다.

비행 형상은 최대중량, 최대 후방 무게중심, 착륙장치 접기와 떼기, 그리고 적절한 상승 플랩 조건으로 수행된다.

비행 시험을 수행하기 위해 필요한 장비는 보정된 고도계, 보정된 대기속도지시계, 조종력 측정 장치, 가속도계, 수직자이로, 그리고 기록장치이다.

이 비행 시험을 통하여 얻어지는 자료는 조종력, 대기 속도, 세로 및 가로 가속도, 세로 및 가로 자세각이다.

### 3-10. 최소 조종 속도

최소 조종 속도( $V_{MC}$ )는 다발 엔진을 갖는 비행기에서 임계 엔진이 정지 시에 비행기의 조종을 회복하고 0의 빗높이와 5도 이하의 경사각을 갖고 직선 비행이 가능한 속도이다.

최소 조종 속도를 결정하기 위한 비행 시험은 FAR 23.149(b)에 따르는 절차에 의해 수행된다.

비행 시험을 수행하기 위해 필요한 장비는 보정된 고도계, 보정된 대기속도지시계, 조종력 측정 장치, 가속도계, 수직자이로, 그리고 기록장치이다.

이 비행 시험을 통하여 얻어지는 자료는 조종력, 대기 속도, 세로 및 가로 가속도, 세로 및 가로 자세각이다.

### 3-11. 곡예 기동성

곡예 기동성에 대한 비행 시험은 각 기동성에 대한 평가 및 안전한 진입속도의 설정을 목적으로 한다.(FAR 23.151)

이 비행 시험은 다음의 경우에 대해 수행한다.

㉔ STALL(whoop stall 제외/가속 또는 고속실속)

㉔ STEEP TURNS (over 60 bank)

㉔ LAZY EIGHTS

㉔ CHANDELLE

비행 시험을 위한 장비는 보정된 고도계, 보정된 대기속도지시계, 엔진 회전수 계기, 엔진 흡기 압력, 수직 자이로, 가속도계, 그리고 기록 장치이다.

비행기 형상은 최대 후방 무게중심으로, 비행 시험을 통하여 압력 고도, 외부 대기온도, 엔진 rpm, 엔진 흡기압력, 하중계수 등을 구한다.

비행 시험은 적절한 고도와 적절한 속도에서 실시하며 약간씩 속도를 증가시켜 실시하며 최대 진입 속도를 구한다.

### 3-12. 착륙중 조종

6,000 lb 이상의 최대 중량을 갖는 비행기에 대해 적용되는 FAR 23.153의 규정으로, 착륙 형상

에서 FAR 23.143(c)에 규정된 조종력 한계에 따라 조종료인 비행기의 경우 조종료와 페달에 대해 키놀이 75lb, 옆놀이 60lb, 그리고 방향키 150lb를 벗어나지 않는다는 것을 비행 시험을 통하여 보여야 하는 규정이다.

비행 시험을 위한 장비는 보정된 고도계, 보정된 대기속도지시계, 조종력 측정장치, 수직 자이로, 가속도계, 그리고 기록 장치이다.

비행 시험은 FAR 23.153의 조건에 따라 수행한다.

### 3-13. 기동중 승강기 조종력

승강기 조종력에 대한 비행 시험은 조종사가 기동 비행 중에 부주의하게 과도한 용력을 비행기에 가하는 것을 방지하기 위하여 순항 형상에서 양(+)의 g당 조종력 수준이 충분한 크기라는 것을 입증하기 위한 것으로 FAR 23.155에 따라 수행된다.

비행 시험을 수행하기 위해 필요한 장비는 보정된 고도계, 보정된 대기속도지시계, 엔진회전계기, 엔진 흡기압력 계기, 조종력 측정 장치, 가속도계, 수직 자이로, 그리고 기록 장치이다. 비행 시험을 통하여 압력 고도, 외부 대기 온도, 엔진 회전수, 엔진 흡기압력, 트림 상태, 피치 조종력, 수직 가속도, 그리고 플랩 위치 등을 구한다.

비행기 형상은 최대 중량, 최대 후방 무게중심으로 출력은 75% 최대연속출력을 사용한다.

비행 시험은 저고도에서 트림된 속도, 최고 동압(q)에 대한 고도, 저고도에서  $V_A$ (설계 기동 속도 : 최소 중량 - 최대 중량), 그리고 도달 가능한 입증 최대 고도에서  $V_A$ (설계 기동 속도 : 최소 중량 - 최대 중량)으로 초기 수평 비행 트림속도를 유지하면서 선회하는 동안 수직 가속도 및 피치 조종력을 측정한다. 비행 시험중 트림속도를 유지하면서 선회시 하강되어도 무방하며 버페트 개시 이후까지도 정성적 평가가 실시되어야 한다.

비행 시험후 수직 가속도에 대한 조종력 도표가 작성되어야 한다.

### 3-14. 옆놀이율

옆놀이율에 대한 비행 시험은 이륙 및 접근 형상에서 비행기가 FAR 23.157의 요구 조건을 만족한다는 보증하기 위한 것이다. 옆놀이율에 대한 비행 시험은 다른 비행 시험중에 이륙 및 접근 형상에서 추가로 수행할 수 있다.

비행 시험을 위한 장비는 보정된 고도계, 보정된 대기속도지시계, 가속도계, 수직 자이로, 초시계, 그리고 기록 장치이다.

비행 시험을 통하여 압력 고도, 외부 대기 온도, 가속도, 그리고 자세각 등이 기록된다.

비행 시험을 위한 형상은 최대 중량과 최소 중량에 대하여 전방 무게중심과 후방 무게중심에 대해 수행된다.

비행 시험 절차는 FAR 23.157의 절차를 따라 수행한다. 비행 시험을 수행한 후 60° 옆놀이 하는데 소요된 시간과 시간에 따른 가로 자세와 가로 가속도 값을 표로 작성한다.

### 3-15. 동적 안정성

FAR 23.181에 따르면 해당 비행기 형상에서 실속 속도와 최대허용속도사이에서 혼합된 가로-방향 진동이 없는 단주기 진동은 조종료(또는 조종간) 고정 및 해제 상태에서 강하게 감쇠되어야 한다고 되어 있으며, 혼합된 가로-방향 진동(일명 더치롤)은 조종료(또는 조종간) 고정 및 해제 상태에서 7 cycle이내에 1/10 진폭으로 감쇠되어야 한다고 규정하고 있다.

동적 안정성을 확인하기 위한 비행 시험에서는 다양한 중량 및 무게 중심에 대해 조종료(또는 조종간)에 더블렛 입력이나 펄스 입력을 주어 FAR 23.181을 확인한다.

비행 시험을 위한 장비는 보정된 고도계, 보정된 대기속도지시계, 조종력 측정장치, 가속도계, 수직 자이로, 그리고 기록장치를 필요로 한다.

비행 시험을 통하여 구해지는 자료는 조종력, 대기 속도, 가속도, 그리고 비행기 자세각이다. 비행 시험은 모든 운용속도에서의 적합성을 보증하기 위하여 충분히 다양한 속도에서 수행되어야 한다.

비행 시험을 통한 자료로부터 시간 변화에 따른 자세각 변화와 속도 변화 등을 그래프로 나타낸다.

#### 4. 결 론

본 연구는 최근 국내에서 활발하게 진행되고 있는 비행기 설계, 개발 이후 적용되어야 하는 비행 시험에 대하여 미국의 FAR 23을 중심으로 하여 형식증명을 받기 위해 기본적으로 수행되어야 하는 비행 시험 절차에 대해 나타내었다. FAR 23은 미국의 항공법으로서 일반적으로 제작된 비행기의 성능 입증과 안정성 입증만을 제시하고 있고 구체적인 절차에 대해서는 자세히 언급하고 있지 않다.

본 연구에서는 국내에서 개발되어 최초로 형식증명을 받은 창공-91의 비행 시험을 통한 경험을 바탕으로 경비행기의 비행 시험에 대한 절차와 방법, 그리고 필요 장비들에 대하여 나타내었다. 특히 비행기의 성능을 입증하기 위해서는 속도계와 고도계의 보정이 가장 중요하기 때문에 시험 절차와 방법들에 대해 자세히 다루었다.

본 연구의 결과를 이용하여 국내에서 개발되는 민간용 비행기들의 형식증명에 큰 도움이 되기를 바란다.

## ■ 참고 문헌

1. FAA, "FAR 23 Airworthiness standards : normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes", 1988.
2. FAA, "Flight Test Guide for Certification of Normal, Utility, and Acrobatic Category Airplanes", Advisory Circular No. 23-8, Nov. 1987.
3. R.L.McDonnell, "Performance Flight Test Procedures and Data Reduction Technique", Mooney Aircraft Corporation, F-MMR-30, Mars, 1988.
4. FAA, "Engineering Flight Test Guide for Small Airplanes", FAA Directive No. 8110.7, June 1972.
5. R.M. Herrington, P.E. Shoemaker, E.P. Bartlett, and E.W. Dunlap "Flight Test Engineering Handbook ", AFTR No. 6273, USAF Edwards AFB. California, Jan. 1966.
6. W. Gracey, "Measurement of Aircraft Speed and Altitude", NASA RP-1046, May, 1980.
7. D.T. Ward, "Introduction to Flight Test Engineering", ELSEVIER, 1993.
8. FAA, "FAR 94 Aviation Technician", Aviation Supplies & Academics, Inc. 1994.
9. W.G. Schweikhard and D.L. Kohlman, "Introduction to Flight Test", The University of Kansas Division of Continuing Education, June, 1994.
10. Hosman R.J.A.W., "Advanced Flight Test Instrumentation: Design and Calibration", AGARD Conference Proceedings No.172, May 1975.
11. Chaquin J.P., "Five Identification Methods Applied to Flight Test Data", AGARD Conference Proceedings No.172, May 1975.
12. Wolowicz C. H., "Consideration in the Determination of Stability and Control Derivatives and Dynamic Characteristics from Flight Data", AGARD Rept. 549 - Part 1, 1966.
13. Gerlach O.H. "Determination of Performance, Stability and Control Characteristics from Measurements in Non-Steady Maneuvers", Stability and Control, AGARD Conf. Proc. No. 17, pp. 497-523, 1966.
14. Methods for Aircraft State and Parameter Identification, AGARD Conference Proceedings No.172, November 1974.
15. Parameter Identification, AGARD Lecture Series No. 104, November 1979.
16. Maine R.E. and Iliff K.W., "A Fortran Program for Determining Stability and Control Derivatives from Flight Data", NASA TN D-7831, 1975.
17. Renz R.R.L., et al, "Development of a Simple, Self Contained Flight Test Data Acquisition System", SAE Paper No. 810596, April 1981.