

## 경비행기의 이착륙 성능에 관한 연구

김 정환\*, 황 명신\*\*, 이 정모\*\*\*, 김 칠영\*\*\*, 진 일환\*, 장 욱진\*

### A Study on the Takeoff and Landing Performance of Aircraft

J.H.Kim , M.S.Hwang , J.M.Lee , C.Y.Kim , I.H.Jin , U.J.Jang

#### 목 차

- I. 서론
- II. 이착륙 거리 계산식
- III. 비행시험
  1. 비행시험 장비
  2. 비행시험 절차
  3. 비행시험 방법
- IV. 측정 결과
- V. 결론

---

\* 한국항공대학교 대학원 항공공학과 석사과정  
 \*\* 한국항공대학교 항공기계공학과 교수  
 \*\*\* 한국항공대학교 항공운항학과 교수

## 요약

본 연구는 창공-91 항공기의 비행 시험의 일환으로 수행된 것으로, 항공기의 이착륙 성능 측정을 위한 비행 시험의 절차와 사용된 방법, 자료 처리 절차 그리고 비행 시험 결과에 대해 기술하였다. 본 비행 시험은 FAR 부속서인 Advisory Circular 23-8A 의 비행 시험 절차에 따라 수행되었으며, 측정된 자료를 분석한 결과 설계시에 결정된 창공-91의 성능 자료를 만족함을 보였다.

## I. 서론

항공기의 비행 시험은 설계된 항공기의 성능 자료를 획득하여 미래의 항공기 개발이나 설계 원리를 확인하는 동시에 항공기의 형식증명, 감항증명을 받기 위한 자료의 획득 등의 목적을 달성하기 위한 법적인 절차이다.

비행성능시험은 설계시에 결정된 비행기의 성능을 확인하는 단계로서 비행기의 실속 속도와 최대 속도의 결정, 이착륙 거리 확인, 상승 및 하강 성능 확인, 가속 성능 확인 등을 시험하게 된다. 이 중에서 이착륙 성능 시험은 지상가속시간 및 이륙 거리, 정상 이륙, 정풍 이륙, 측풍 이륙, Pitch angle & Minimum Unstick Speed, 마른 활주로 상의 (가능한 경우 젖은 활주로 상의) 정지 시간 및 브레이크 작동에 대한 시험을 수행하게 된다. 항공기의 이착륙 거리를 측정하는 방법에는 실용적인 여러 가지 방법이 있지만, 본 연구에서는 경위의(Theodolite)를 이용하여 항공기의 출발 지점으로부터 장애물 고도(50 ft)되는 지점까지의 이륙 거리와 착륙 시 항공기가 50ft(15m)되는 지점을 지나, Touch Down, Full Stop 할 때까지의 거리를 측정할 수 있었으며, 경위의(Theodolite)에 표시되는 수직, 수평 각도는 비디 오 카메라를 이용하여 동시에 기록함으로써 가능한 한 측정 오차가 적어지도록 하였다.

## II. 이착륙 속도와 거리

### 1. 이륙 (Takeoff)

항공기는 정지 상태에서 기관의 출력을 증가시켜 활주하게 되면 가속이 되고, 어

는 속도 이상이 되면 지면에서 이륙하게 되는데, 이 때의 이륙 속도는 양력과 비행기의 무게가 같아지는 실속 속도이지만, 안전을 고려하여 이 속도보다 약 1.2배 되는 속도를 이륙 속도로 한다.

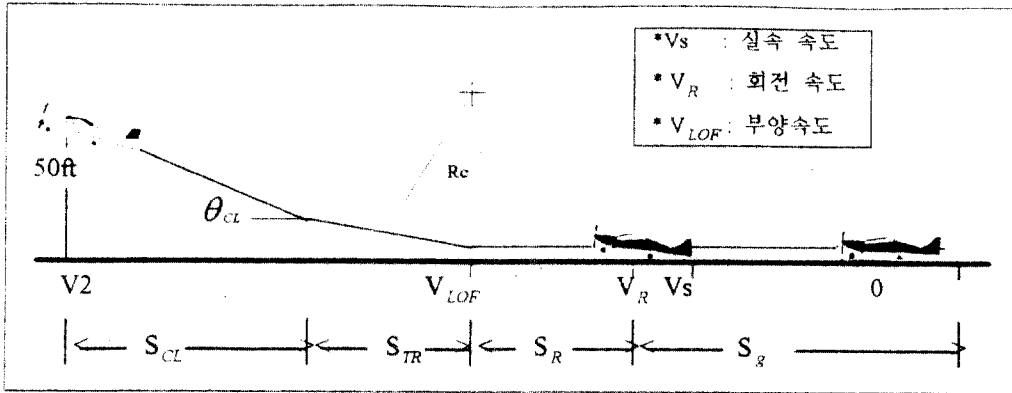


그림 1. 이륙 속도와 이륙 거리.

그림 1에서 회전 속도  $V_R$ 은 기수를 올리기 시작해서 최적의 이륙 성능을 얻을 수 있는 속도로서 실속 속도에 안전 여유를 고려하여 결정해야 하며, 실제 속도는 이 값보다 약간 커야 한다. 이것은 지상 활주시 항공기의 받음각이 항공기의 수평 꼬리날개 부분과 지면과의 접촉이 발생되지 않는 범위로 제한되기 때문이다.  $V_R$ 에서 기수를 올리면  $V_{LOF}$  속도 ( $V_{LOF} \geq 1.1V_S$ )에서 비행기는 부양(Lift-off)해서 곡선 비행경로의 과도 상태를 거쳐 직선으로 상승하게 된다.

또한, 지상활주거리  $S_G$ 는

$$S_G = S_g + S_R = \int_0^{V_{LOF}} \frac{W(V \pm V_W)dV}{g[T - D - \mu(W - L) - W\phi]}$$

- 여기서
- +  $V_W$  : Tail wind speed
  - $V_W$  : Head wind speed
  - $\mu$  : 타이어의 지면 마찰계수  
( 콘크리트, 아스팔트 = 0.02 ~ 0.03 )

이륙상승거리  $S_{ac}$  는

$$S_{ac} = S_{TR} + S_{CL} = R_C | \sin \theta_{CL} | + \frac{50 - h_{tran}}{|\tan \theta_{CL}|}$$

따라서, 항공기의 전체이륙거리 ( $S_G$  (지상 활주 거리) +  $S_{ac}$  (이륙 상승 거리) )

$$= \int_0^{V_{Lof}} \frac{W(V \pm V_W) dV}{g [ T - D - \mu (W - L) - W\phi ]} + R_C | \sin \theta_{CL} | + \frac{50 - h_{tran}}{|\tan \theta_{CL}|}$$

와 같이된다.

## 2. 착륙 ( Landing )

항공기가 착륙하려면 활주로에 진입 (approach) 해야 하는데, 이 때 항공기의 활공각을  $2.5^\circ \sim 3^\circ$  로 유지하여 활주로 위 50 ft (15 m) 높이에서 진입 속도 1.3 Vs로 하강하게 된다. 이 속도는 지면 부근의 돌풍 등에 의하여 착륙 중에 있는 항공기의 자세가 교란되는 것을 방지하기 위한 속도로서 30%의 여유를 갖는 것이다. 15m 고도에서 기관의 출력을 줄여 활주로에 접지 (touch down) 한 후에 약 2 초간 지상 활주를 하고 브레이크를 걸게 되며, 그 후에는 full brake를 걸어서 완전히 정지 상태에 이르도록 한다.

## III. 비행 시험

### 1. 비행 시험 장비

#### 가. 경위의 (Theodolite)

항공기의 공간상의 거리, 위치를 측정하는 장비로는 Theodolite Camera, Transponders, GPS (Global Positioning System), DMU (Distance Measuring Units), Precision Radar와 같은 여러 가지 관측 장비가 있지만, 본 시험에서는 실용적이면서 정확한 자료를 제공해 주는 Theodolite Camera를 사용하여 항공기의 이착륙 거리를 계산하기 위한 자료를 획득하였다. 본 연구에 사용된 Theodolite는 TOPCON사의 Digital Theodolite (DT- 05A)로서 모델 형식은 다음 표와 같다.

Telescope	Circle	Level	Stadia
* Erect image * Magnification:30× * Field of view:1° 30' * Aperture:45mm * Minimum focus: 0.9 m (3.0 ft )	* Horizontal circle: Diameter( 71mm ) Accuracy( 5" ) Least display unit(5" ,10" )  * Vertical circle : Diameter( 71mm ) Accuracy ( 5" ) Least display unit(5" ,10" )	* Plate level sensitivity : 40" / 1 div  * Circular level sensitivity: 10' / 1 div	* Ratio : 100 * Constant : 0

표 1. Theodolite 의 모델 형식

나. Digital Anemometer (Schiltknecht사 MiniAir4)

바람의 방향과 풍속을 측정하는데 사용되며, 초기 시작에서 22초, 5초 단위의 두 가지에 대한 평균 풍속을 측정할 수 있다. 본 시험에서는 22초 단위로 이착륙시에 대한 풍속을 측정하였다.

다. Analogue Anemometer (KANOMAX 사의 ANEMOMASTER)

풍속, 온도, 정압을 측정할 수 있으며, Digital Anemometer에서 측정한 풍속과의 값의 비교와 10회의 이착륙 시에 대한 온도를 측정하였다.

라. Radio communication (BENDIX / KING 의 KX99)

항공기의 이륙시의 rotation, 50ft 되는 지점, 착륙 시의 touch down, full stop 되는 지점을 조종사가 지상 요원 4명에게 교신해 줄 때 사용한다.

마. Video camera ( SAMSUNG사의 SV-H815 )

바. Calibrated airspeed indicator & altimeter (in the aircraft)

2. 비행 시험 절차

가. 시험비행 전 고려 사항

비행 시험 전에는 아래와 같은 사항에 대하여 자료 기록이 수행되어야 한다.

- (1) 항공기 중량 및 C.G. 위치 결정 (Weight Kit를 사용한 무게 및 C.G. 계산)
- (2) 비행 형상 결정
- (3) 풍속, 풍향 측정 (풍속계)
- (4) 대기압력 측정 (수은 대기압계) 및 온도 측정 (온도계)

- (5) 시험비행 시 Power Setting (Manifold Pressure, RPM) 사항 결정 및 비행 시험 시 확인
- (6) 혼합비(Mixture) 상태 확인 및 프로펠러 효율 (Propeller Efficiency) 확인
- (7) 트림 상태 및 계기속도 확인

나. Test Engineer 의 임무

Test Engineer는 이륙 전 항공기 무게와 무게중심의 위치를 확인해야 하며 비행 중에는 비행 조건에 따른 트림 시의 RPM 과 Manifold Pressure (in-Hg) 을 기록하고, 비행 고도(ft)에 따른 해당 고도에서의 외기 온도를 기록한다. 또한 비행단계에서 Mixture setting 을 확인하고, 자료 기록기(Recorder)의 해당 비행 시험에 대한 counter 을 기록하여 지상에서 확인할 수 있도록 해야 한다.

다. 정상 이륙 시 비행 시험 절차( 95년 3월 11일 수행)

(1) 초기 변수의 측정

Gross Weight (Lbs)	: 2760
Engine RPM	: 2600
Center of Gravity (%MAC)	: 18.66%
Altitude (ft)	: 58
Flap position( Deg )	: 15
Bank angle ( Deg )	: 0
Manifold Pressure( inHg )	: 29.8
Indicated Airspeed( Kts )	: 0

(2) 시험절차

1. 이륙 형상 상태( Flap 1단)에서 비행기를 출발 위치에 위치시킨다.
2. 브레이크를 걸고 이륙 엔진 출력 설정(Full Power) 후 5초 후 브레이크를 푼다.
3.  $V_R$ 에서 조종간을 후방으로 천천히 10초간 당겨 피치가  $6^\circ$  가 되도록 유지한다
4. 조종사는 항공기가  $V_R$ ,  $V_{LOF}$ ,  $V_2(=50ft)$ 에 도달하였을 때 지상측정요원 4명에게 교신을 하여, 요원들은 포인트를 표시한다

라. 착륙(Landing)시 비행 시험 절차

착륙은 Power Landing과 Idle Landing으로 나누어 수행하였고, 실제 운용 시 RPM 은 1500~1700, Manifold Pressure는 12~15" 로 수행하였다. 시험 절차는 다음과 같다.

1. Flap Position  $40^\circ$  , IAS 70 Kts, Pressure Altitude 400 ft

2. M/P, RPM 설정(RPM1800, M/P15" )
3. Power 일정 유지
4. 피치 각 일정(  $-4^{\circ}$  )로 천천히 하강
5. Wing Level 유지하면서 정상 Flare와 접지
6. 조종사는 항공기가 touch down, full stop에 도달하였을 때 지상측정요원 4 명에게 교신을 하여, 요원들은 포인트를 표시한다.

### 3. 비행 시험 방법

본 연구에서는 창공-91의 이착륙 거리를 측정하기 위해 그림2와 같이, Theodolite를 활주로(기준 고도)로 부터 고도가 50ft(15m)되는 지점에 설치하였고, 평행 추를 달아서 측정 위치에서의 중심 위치를 설정하였다. Theodolite에서 기준 지점까지의 거리(475.35m)와 창공-91의 출발 지점에서부터 기준 지점까지의 거리(414.5m)는 비행시험전에 미리 측정하였고, Theodolite의 수직각을  $90^{\circ}$  (고도 50ft)로 고정시키고, 수평각은  $0^{\circ}$ 로 조절하여 창공-91이 고도50ft 되는 지점을 통과시 Theodolite에 기록된 수평각을 이용하여 기준 지점으로부터 50ft되는 지점까지의 거리를 구함으로써 창공-91의 총 이륙거리를 구하였다. 또한 가능한 한 측정 오차를 줄이기 위해 비디오 카메라를 이용하여 출발 지점에서 50ft되는 지점까지의 비행경로와 착륙 시 50ft 되는 지점을 통과해서 touch down, full stop에 이르는 비행경로를 녹화하여 비행시험 후 자료 분석시 비교, 검토할 수 있었다.

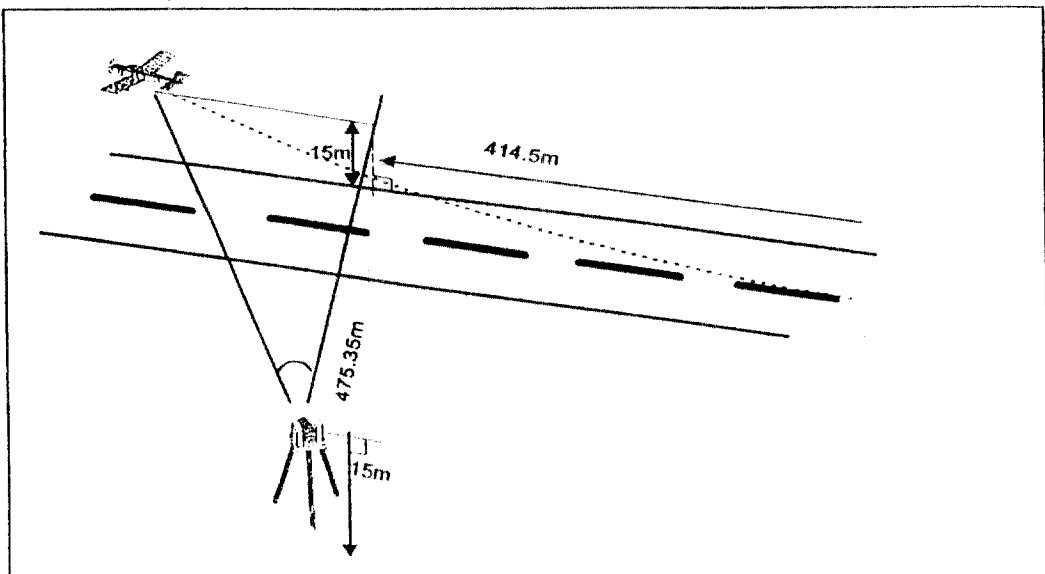


그림2. Theodolite를 이용한 이착륙 거리 측정

IV. 측정 결과

앞에서 서술한 시험방법에 따라 10회의 이착륙을 수행한 결과는 표2 와 같고 이 때, 평균 풍속과 평균 온도는 각각 2.14Kts, 6.5℃이었다.

Takeoff						Landing					
No	Vertical	Horizontal	Start	Rotation	15m	Vertical	Horizontal	15m	Touch down	G. run	Power
1	90°	341.178°	0	190m	578m	90°	38.129°	0	109.5m	358.7m	on
2	90°	341.554°	0	200 m	580m	90°	47.864°	0	229.9m	400.8m	on
3	90°	336.997°	0	220 m	600m	90°	46.483°	0	181.4 m	426.3m	on
4	90°	337.932°	0	215 m	592m	90°	50.381°	0	184.9m	462.2m	on
5	90°	337.332°	0	210 m	597m	90°	50.543°	0	128.1m	517.5m	idle
6	90°	342.139°	0	200 m	585m	90°	49.142°	0	162.2m	485.7m	idle
7	90°	340.153°	0	190 m	575m	90°	45.703°	0	229.7m	417.5m	idle
8	90°	342.440°	0	196 m	583m	90°	51.188°	0	135.4m	518.2m	idle
9	90°	341.954°	0	205 m	587m	90°	48.038°	0	152.9m	477.3m	idle
10	90°	342.682°	0	192 m	581m	90°	52.197°	0	215.5m	486.2m	idle

표2. 비행시험 데이터 결과

또한 M/P13", RPM 2600, Flap 1단으로 이륙할 때 몇 초 후에  $V_R$ ,  $V_{LOF}$ 에 도달하는가를 알아보기 위해 이륙시 기록된 데이터를 분석해서 얻은 CAS(Kt)와 피치각은 그림3과 같다.

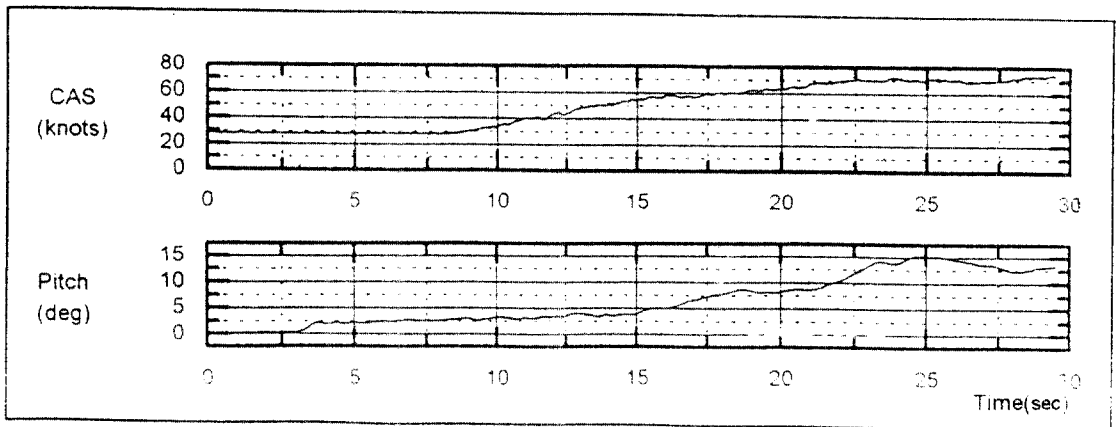


그림3. 이륙시의 CAS 와 피치각의 시뮬레이션



## V. 결론

창공-91의 이착륙 성능을 구하기 위한 비행시험을 10회에 걸쳐 수행하였다.

비행 시험은 평균 온도 6.5℃, 평균 풍속 2.14 kts, 이륙 시 flap position 15° 착륙시 40° 의 조건으로 수행하였으며, 풍속은 무시할 정도로 작았기 때문에 측풍을 고려하지 않은 정상 이륙 시 특성을 평가하였다. Theodolite를 이용하여 10 회의 비행 시험 동안 창공-91의 이착륙 거리를 측정한 표2의 결과에서 이륙 시에 rotation 되는 지점은 출발 지점으로부터 평균 201.8m, 이륙 고도가 15m(50ft) 되는 지점은 평균 585.7m 지점임을 알 수 있었으며, 그림3에서 이륙 시 창공-91의 부양 속도(Liftoff)는 60~70 knots 사이임을 알 수 있었다. 착륙 시에는 flare방법이 Hard Landing인 경우와 Soft Landing인 경우에 따라 touch down과 지상 활주 거리가 일정치 않음을 알 수 있었다.

※ 후기 : 본 연구는 통상산업부 공업기반 기술산업에 의한 대한항공 항공기술 연구원의 시뮬레이터 개발사업의 위탁연구로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 심심한 사의를 표합니다.

## ▣ 참 고 문 헌

1. R.L. McDonnell, B.A. Hancock, " Performance Flight Test Procedures and Data Reduction Techniques." MOONEY AIRCRAFT CORPORATION, F-MMR-30
2. William G. Schweikhard, David L. Kohlman, " Introduction To Flight Test. ",The University of Kansas Division of Continuing Education , June 6-10, 1994.
3. Donald T. Ward, " Introduction to FLIGHT TEST ENGINEERING, Aerospace Engineering Department Texas A & M University. ", 1993.
4. FAA, " Flight Test Guide for Certification of Normal,Utility,and Acrobatic Category Airplanes. ", Advisory Circular No. 23-8, Nov, 1987.
5. 황명신, 이경준, 이정모, "창공91의 비행시험을 통한 속도 및 고도 보정에 관한 연구.", 한국항공대학 논문집, 1992.
6. 이봉준, " 항공역학 ", 한국항공대학 출판부