

소형비행기 동정압 시스템 보정을 위한 비행시험방안 연구

김필수*

Study on PEC Flight Test Techniques for Small Airplane

Phil-Soo Kim*

ABSTRACT

On this study, applicable aircraft pitot-static system airworthiness requirements and flight test techniques for PEC(Position Error Correction) to KAS Part 23 airworthiness standards are introduced. Also, pros and cons, applicable test conditions, test procedures and required test parameters of each flight test techniques are reviewed on this study.

Key Words: PEC, Position Error Correction, Small Airplane, Flight Test Techniques, Flight Test, Instrument Error

1. 서 론

민간항공기 개발에 있어 비행기에 대한 비행시험은 설계된 비행기가 목표하는 성능과 비행특성을 확보하여 형식증명을 취득하고 판매할 수 있는가를 확인하는 과정으로 대표할 수 있다.

민간항공기의 비행시험은 개발되는 비행기에 적용되는 감항기술기준(Airworthiness Standards)의 요건에 만족함을 입증하기 위해 구조분야, 비행성능 분야, 동력장치, 항공전자장비, 세부계통, 동정압 보정을 위한 비행시험 등으로 구분하여 수행 된다. 이러한 비행시험은 비행기가 비행하는 데 있어 정확한 비행기의 속도 및 고도를 정의 할 수 있어야 수행되는 모든 비행시험의 데이터가 유의성을 갖게 됨에 따라 일반적

으로 개발되는 비행기에 대한 초기 비행시험으로서 동정압 보정을 수행하게 되고 동정압 보정이 모든 비행시험 결과에 영향을 미친다는 의미에서 비행기 비행시험 전체에 걸쳐 가장 중요한 시험 중 하나로 간주되고 있다.

본 연구에서는 민간 소형비행기 감항기술기준에서 제시하고 있는 동정압 시스템 정확도 요건과 이에 따른 대표적인 민간소형비행기 동정압 시스템 보정을 위한 비행시험 방법 및 절차 등에 대하여 제시하도록 한다.

2. 동정압 시스템 보정시험

2.1 동정압 시스템 오차

고도계, 속도계, 승강계 등의 계기는 비행기에 장착되는 동정압 시스템으로부터의 총압 또는 정압으로 작동되고 이러한 계기에서 지시되는 값은

†2011년 4월13일 접수 ~ 2011년 4월29일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원

연락처, E-mail: pskim@kari.re.kr

계기오차, 지연오차, 위치오차 등과 같은 오차에 의해 부정확한 값을 제시하게 되며 이는 각종 오차 보정 방법을 통해 보정되게 된다.

2.1.1 계기 오차

기계식 계기에 있어 지시치에 대한 오차는 아무리 완벽한 기계식 계기의 경우에도 모든 비행 조건에서의 압력 및 압력차 등의 조건을 만족시킬 수 없는 관계로 오차가 발생하며 이를 계기 오차로 통칭한다.

일반적으로 계기오차는 계측 오차, 생산 오차, 자기장, 온도변화, 마찰, 관성력, 히스테리시스 등과 같은 원인에 의해 발생한다. 이러한 고도계 및 속도계에서 나타나는 계기오차에 대한 계기보정은 일반적으로 랩(Lab) 시험을 통해, 알고 있는 압력과 압력차를 이용해 계기에 제시되는 실제 지시치를 비교해 계기를 보정하게 된다.

2.1.2 지연 오차

지연오차는 일반적으로 비행기의 상승/하강 또는 가속/감속과 관련되어 정압시스템에 나타나게 된다. 비행기의 상승 및 하강과 같이 외기 압력의 변화가 있는 경우에는 정압관을 통한 공기 흐름과 관련한 압력 확산의 속도 및 압력 강하로 인하여 지시압력과 실제 압력간의 지연을 초래 할 수 있다.

압력 지연이 충분히 작다고 판단되는 경우에는 압력지연을 상수값으로 간주하여 동정압 보정에 적용할 수 있으나 이러한 지연 오차가 충분히 크다고 판단되는 경우에는 비행시험 등의 방법을 통해 이에 대한 보정을 수행해야 한다.

2.1.3 위치 오차

비행기가 비행 중 압력고도와 보정된 속도의 결정은 비행기의 동정압 시스템에서 측정되는 총압, 외기압에 따라 결정되어 진다. 일반적으로 비행기의 동정압 시스템의 압력은 압력원 부근의 해당 지점 압력 오차 등으로 인하여 비행기 외부의 압력과는 서로 상이하게 된다. 이러

한 압력장과 공기 흐름의 경사도에 의해 발생하는 오차를 위치오차라고 부르며 비행시험을 통해 결정된다.

2.1.3.1 총압 오차

비행기가 대기 중을 비행함에 따라 공기 중 정압의 요란이 발생하게 되고 이에 따라 비행기 주위로 정압장이 생성되게 된다.

아음속 비행기의 경우 비행기 정압장에 의한 공기흐름의 교란은 총압에 거의 영향이 없는 것으로 알려져 있다. 또한, 총압원이 비행기 프로펠러 후방, 날개에 와류가 생기는 위치, 경계층, 공기 흐름이 지협적으로 초음속으로 변하는 지점에 위치하지 않는 한, 총압원의 위치에 의한 압력 오차는 일반적으로 무시할 수준으로 알려져 있다. 따라서 피토관이 적절한 위치에 장착되고, 압력 누출이 없는 경우 일반적으로 총압 오차는 없는 것으로 간주한다.

2.1.3.2 정압 오차

비행기가 비행 중 형성되는 정압장은 주로 비행기 속도와 고도에 주로 영향을 받는다. 비행기의 모든 비행 조건을 만족하는 정압원의 위치를 선정하는 것은 매우 어려우며 이에 따라 정압원 위치에 의한 위치 오차는 대부분 비행기에 존재하게 된다. 아음속 비행기의 경우 위치 오차가 가장 적은 부분은 비행기 동체로 알려져 있으며 사이드슬립 등의 공기 흐름의 입사각에 의해 발생하는 오차는 정압구를 동체 양쪽에 장착함으로써 최소화 한다.

22 동정압 시스템 보정

비행기의 동정압 시스템에 대하여 위치 오차를 최소화하기 위하여 위치오차보정(Position Error Correction, PEC)을 수행하며 정압원에 대한 위치오차보정(PEC)인 ΔP_S 는 다음과 같이 정의된다.

$$\Delta P_S = P_{S_{ef}} - P_{S_{A/C}}$$

- 외기 정압 : $P_{S_{ef}}$
- 비행기 정압 : $P_{S_{A/C}}$

또한 피토압에 대한 위치오차보정(PEC)인 ΔP_p 는 일반적으로 다음과 같이 정의된다.

$$\Delta P_p = P_{P_{ref}} - P_{P_{A/C}}$$

- 외기 피토압 : $P_{P_{ref}}$ • 비행기 피토압 : $P_{P_{A/C}}$

대기속도 시스템에 사용되기 위한 동정압 시스템의 전체 위치오차보정(PEC)은 ΔP_d 로 정의되고 다음과 같다.

$$\Delta P_d = \Delta P_p - \Delta P_s$$

- 피토압에 대한 위치오차보정(PEC) : ΔP_p
- 정압원에 대한 위치오차보정(PEC) : ΔP_s

3. 소형비행기 감항기술기준 요건

소형비행기 감항기술기준인 Part 23의 § 23.1323항에서는 대기속도 지시스템에 대하여 표준일, 해면고도 조건으로 보정되어야 하고 시스템 오차를 비행시험을 통해 정의 하여야 한다고 요구하고 있다. 또한 대기속도 시스템의 오차는 다음의 속도 범위에서 해당 속도(CAS 기준)의 3% 또는 ± 5 kts 보다 큰 값을 초과하지 않아야 한다고 규정하고 있다.

- 1.3VS1부터 VMO/MMO 또는 VNE (플랩이 접힌 상태)
- 1.3 VS1부터 VFE (플랩을 펼친 상태)

이에 대한 대기속도 시스템 최대 오차 허용 범위를 도식화 하면 Fig.1과 같다.

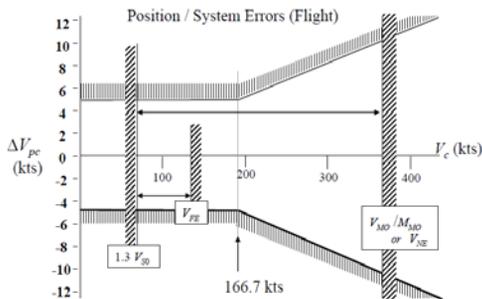


Fig. 1 대기속도 시스템 최대 오차 허용 범위

또한 Part 23의 § 23.1325항에서는 소형비행기 정압시스템에 대한 최대 오차 허용치를 다음과 같이 규정하고 있다.

- 해면고도 기준, 1.3VS0부터 1.8VS1 속도 범위에서 ± 30 ft/100 kts 미만

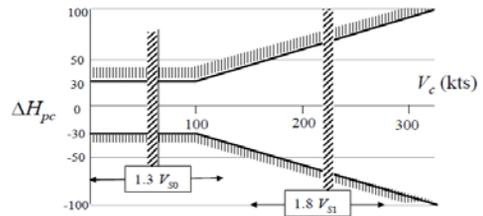


Fig. 2 정압 시스템 최대 오차 허용 범위

4. 동정압 시스템 보정을 위한 비행시험 기법

4.1 동정압 시스템 보정을 위한 비행시험

비행기의 동정압시스템 보정을 위한 비행시험 기법은 대표적으로 다음과 같은 기법들이 사용되고 있으며 각각의 비행시험기법(FTT ; Flight Test Technique)의 적용은 해당 비행시험기법의 제한조건 및 요구되는 시험파라미터, 요구 계측 장비의 종류 등을 파악하여 해당 비행기 개발 프로그램에 대한 적절성을 확인하여야 한다.

- (1) Trailing Bomb/Trailing Cone 기법
- (2) Ground course 기법
- (3) GPS(Ground Positioning System) 기법
- (4) Pacer airplane 기법
- (5) Tower fly-by 기법

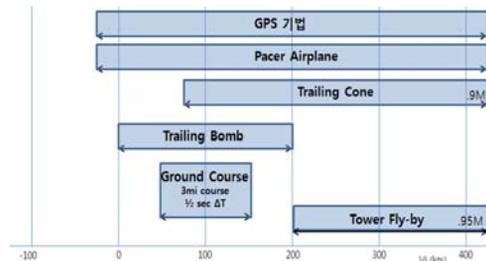


Fig. 3 비행시험 기법별 적용성

4.2 Trailing Bomb/Trailing Cone 기법

Trailing bomb 기법은 비행기의 정압원을 보정하고 고도계 위치오차보정(PEC)에 사용될 수 있는 비행시험기법이다.

고속에서 Bomb은 비행기 후류에 의해 기준 보다 들뜨게 되는 경향이 나타나고 이러한 경향으로 Bomb에 과도한 움직임이 발생하게 된다. 이러한 Bomb의 특징에 의해 고속의 대기속도에서의 시험은 제한되는 경우가 많다. 이에 반해 Cone 기법은 Bomb을 사용하는 기법과 유사한 특징을 가지고 있으나 Bomb 기법보다 더 높은 속도에서 수행될 수 있다는 장점을 가지고 있다.

Trailing bomb 또는 Cone을 적용하여 시험하는 경우, 측정되는 정압을 표준정압(P_{ref})으로 사용하기 위하여 Fig.4와 같이 Bomb은 비행기의 후방 아래쪽으로 위치하여야 하고 Cone의 경우에는 비행기 주위의 압력장에 의해 영향을 받지 않기 위해 비행기 뒤쪽에 위치해야 한다.

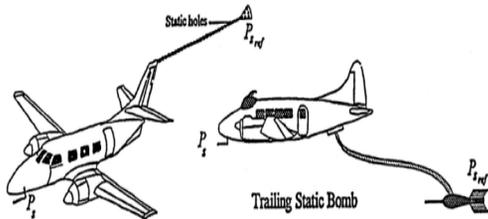


Fig. 4 Trailing bomb/Trailing cone 기법

4.2.1 Trailing Bomb 및 Trailing Cone 비행시험 조건

Trailing Bomb/Cone 기법을 적용한 비행시험의 수행은 하는 데에는 다음과 같은 사항을 고려해야 한다.

- (1) 대기조건 : 잔잔하고, 안정한 대기조건
- (2) 무게와 무게중심
 - 일반적으로 무게중심은 시험 영향성 없음
 - 최대이륙중량 (최소중량에서 Spot check)
- (3) 속도범위 : 1.2VS 부터 VMO/VNE/최대수평비행 속도 중 더 큰 속도

연결호스(Hose)의 경우 Bomb/Cone이 자유흐름

대기에서 운용될 수 있고 비행기 동체와의 간섭을 일으키지 않는 길이로 선정되어야 하고 시험 안전성 확보를 위해 Bomb/Cone을 빠르게 분리시킬 수 있는 수단을 제공해야 한다.

4.2.2 Trailing Bomb 및 Trailing Cone 비행시험 절차

Trailing Bomb/Cone 비행시험 수행은 일반적으로 계획된 각 형상(플랩, 착륙장치 등)으로 계획된 각 속도의 수평비행 상태에서 약 30초 동안 비행기를 안정시키고 데이터를 수집하며 본 기법을 통한 비행시험 데이터는 최소 다음과 같은 파라미터가 기록되어야 한다

- (1) 비행기 대기속도 (V_i)
- (2) 비행기 계기고도 (H_iA/C)
- (3-1) Trailing Cone/Bomb 고도 (Hiref) 또는,
- (3-2) 차등 압력 : $\Delta P_S = P_{ref} - P_{SA/C}$
- (4) 플랩 위치/착륙장치 위치
- (5) 연료 소모량

4.3 Ground Course 기법

Ground course 기법은 대기속도 지시계를 보정하고, 정압과 동압 모두에 대한 위치오차보정(PEC)이 가능하다는 특징이 있다.

Ground course의 구간길이는 비행기 속도를 고려하여 정하고(약 3 mile) 정해진 지상경로 길이를 정확하게 측정하고 비행기가 비행 중 충분히 참조할 수 있도록 해야 한다. 그러나 본 기법은 시간측정 타이밍에 의해 오차가 발생할 수 있으며 이에 따라 본 기법은 느리게 운용되는 비행기에 적합하다.

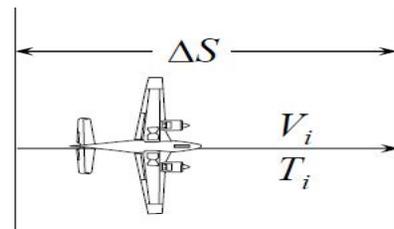


Fig. 5 Ground course 기법

4.3.1 Ground Course 비행시험 조건

Ground course 기법을 적용한 비행시험을 수행하는 데에는 다음과 같은 사항을 고려해야 한다.

- (1) 대기조건 : 잔잔하고, 안정한 대기조건(바람 속도: 10 kts이하)
- (2) 무게와 무게중심
 - 일반적으로 무게중심은 시험 영향성 없음
 - 최대이륙중량 (최소중량에서 Spot check)
- (3) 고도 : 지면효과를 벗어난 고도(저고도)
- (4) 속도범위 : 1.4VS1부터 최대수평비행속도

4.3.1 Ground Course 비행시험 절차

Ground Course 기법을 적용한 비행시험을 수행은 일반적으로 다음과 같은 절차에 의해 수행된다.

- (1) 정해진 형상과 속도로 수평비행 상태에서 비행기를 안정시키고 시험구간에 진입한다.
- (2) 시험구간 비행 동안에 일정한 속도, 고도, 헤딩을 유지하고, 데이터를 기록한다.
- (3) 반대 방향의 왕복경로시험에서 (1), (2)의 과정을 최소 5회 반복하고 각 형상별로도 반복한다.

본 기법을 통한 비행시험 데이터는 최소 다음과 같은 파라미터가 기록되어야 한다.

- (1) 경로 시작부터 종료시점까지의 비행시간
- (2) 압력고도
- (3) 전대기온도(TAT)
- (4) 지시대기속도(IAS)
- (5) 플랩 위치/착륙장치 위치
- (6) 비행기 헤딩

4.4 GPS 기법

GPS 기법은 진대기속도를 계산하기 위한 지상속도를 결정하기 위해 GPS 장비를 사용하는 방식으로서 Ground course 기법 대비 시간측정오차가 발생하지 않는다는 장점과 고고도에서 낮은 속도로 시험을 수행할 수 있다는 장점이 있다.

4.4.1 GPS 기법을 이용한 비행시험 조건

GPS 기법을 적용한 비행시험을 수행하는 데에

는 다음과 같은 사항을 고려해야 한다.

- (1) 대기조건 : 잔잔하고, 안정한 대기조건
(바람속도 및 방향: 일정)
- (2) 무게와 무게중심
 - 일반적으로 무게중심은 시험 영향성 없음
 - 최대이륙중량 (최소중량에서 Spot check)
- (3) 고도 : 주요 고려요소 아님
- (4) 속도범위 : 수평비행 상태로 비행기를 안정시킬 수 있는 모든 속도

4.4.2 GPS 기법을 이용한 비행시험 절차

GPS 기법을 적용한 비행시험은 계획된 시험형상과 속도로 수평비행하면서 비행기를 안정화시킨 후 다음과 같은 절차에 의해 수행된다.

- (1) 비행기의 지시대기속도, 압력고도(29.92inHg), 외부대기온도, 비행기 형상 등을 기록한다.
- (2) 비행기 및 GPS 제시값이 안정화 된 이후, GPS 장비로부터 지상경로와 지상속도를 기록한다.
- (3) 한 방향으로 60° 에서 120° 사이로 비행기를 선회하고, 새로운 방위에 대해 동일한 대기속도와 고도에서 지상경로와 지상속도를 기록한다.
- (4) 동일 방향으로 60° 에서 120° 사이로 다시 선회 하고 지상경로와 지상속도를 기록한다.
- (5) 주어진 지시대기속도와 형상에서 세 개 세트의 지상경로와 지상속도를 얻으면, 각 형상에서 (1)에서 (4)의 과정을 반복한다.

4.5 Pacer Airplane 기법

Pacer airplane를 사용하는 동정압 보정 기법은 일반적으로 새로운 비행기의 첫 비행 또는 광범위하게 개조된 비행기의 첫 비행을 위한 초기 보정기법으로 사용된다. 그러나 본 기법은 페이서비행기와 시험비행기 사이의 고도계와 대기속도계의 정확한 동시 측정이 어렵다는 점과 페이서비행기의 모든 오차가 시험비행기에 그대로 적용된다는 단점이 있다.

4.5.1 Pacer Airplane을 이용한 비행시험 조건 및 절차

비행시험은 최대한 잔잔하고 안정된 대기조건에서 수행되어야 하고 페이서비행기는 편대비행

으로 시험비행기와 같은 고도 및 속도에서 비행한다. 또한 시험비행기는 페이서비행기와와 상대속도를 최대한 “0” 으로 유지하기 위하여 두 비행기의 압력장이 서로 영향을 주지 않는 범위 내에서 충분히 가깝게 편대비행을 유지한다.

본 기법을 통한 비행시험 데이터는 최소 다음과 같은 파라미터가 기록되어야 한다.

- (1) 시험비행기의 대기속도 (V_{iT}) kts
- (2) 시험비행기의 압력고도 (H_{iT}) ft
- (3) 페이서비행기의 대기속도 (V_{ip}) kts
- (4) 페이서비행기의 압력고도 (H_{ip}) ft
- (5) 각 비행기의 형상
- (6) 각 비행기에서 사용된 연료량

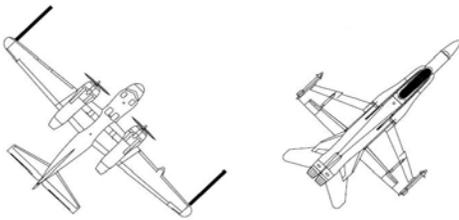


Fig. 6 Pacer airplane 기법

4.6 Tower Fly-by 기법

Tower fly-by 기법은 비행기 정압원만을 보정하는 기법으로서 본 기법은 요구되는 계측장비가 간단하다는 장점이 있으나 공항 관제탑 등의 Tower에서 측정되는 고도와 비행기에 장착된 고도계가 고도계 고유의 허용오차로 인한 고도 정확도 문제가 발생할 수 있다는 단점이 있다.

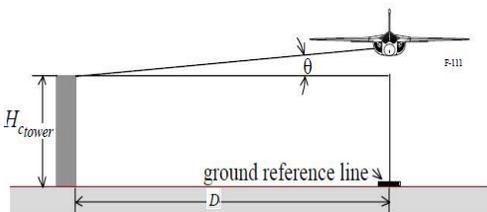


Fig. 7 Tower Fly-by 기법

4.6.1 Tower Fly-by 비행시험 조건 및 절차

Tower fly-by 기법을 적용한 비행시험은 최대한 잔잔하고 안정된 대기조건에서 수행되어야 하고 시험은 최소 1.3VS0에서 1.8VS1까지의 속도범위까지 다음과 같은 절차에 의해 수행된다.

- (1) Tower를 지나 지면의 기준선에 따라, 일정한 대기속도로 Tower 높이에서 일정한 지시고도를 유지하며 안정된 상태로 비행한다.
- (2) Tower의 고도계는 “0” 으로 셋팅한다.
- (3) 각 비행기 형상 및 속도에서 (1)의 과정을 반복한다.

Tower fly-by 기법을 통한 비행시험 데이터는 최소 다음과 같은 파라미터가 기록되어야 한다.

- (1) 시험비행기 대기속도 $V_{iA/C}$ kts.
- (2) 시험비행기 지시압력고도, $H_{iA/C}$ kts.
- (3) 타워에서 측정되는 지시압력고도, H_{itower}
- (4) 타워 위의 비행기의 각 θ
- (5) 플랩위치/착륙장치위치
- (6) 비행기의 사용 연료량
- (7) $T_{iA/C}$ 와 T_{itower}

5. 결 론

비행시험은 민간항공기 개발에서 가장 주요한 단계 중에 하나로 간주되고 있으며 본 연구에서는 지금까지 이러한 비행시험 중 가장 기초가 되는 소형비행기 동정압 시스템 보정을 위한 비행시험기법을 제시하였고 소형 민간비행기 개발에 있어 위에 제시된 비행시험기법을 적용하는 경우 동정압 보정 관련 감항기술기준 관련 요건을 만족할 수 있을 것이다. 실제로 현재 진행 중에 있는 우리나라 소형비행기 개발과제에서는 Trailing cone을 이용한 비행시험을 통해 동정압시스템 보정이 이루어질 예정이다.

참 고 문 헌

- [1] 국토해양부. KAS Part 23 "감항분류가 보통

- (N), 실용(U), 곡기(A), 커뮤터(C)류인 비행기에 대한 기술기준", 국해부 고시 2010-286, 2010
- [2] FAA. CFR 14 Part 23 "Airworthiness Standards : Normal, Utility, Acrobatic, And Commuter Category Airplanes", Amdt No.23-59, FAA, 2008
- [3] FAA. AC23-8B "FLIGHT TEST GUIDE FOR CERTIFICATION OF PART 23 AIRPLANES", FAA, 2003
- [4] NTPS. FAA Flight Test Certification and Standardization Course materials, NTPS, 2009