비행시험을 통한 경비행기의 속도계 보정에 대한 연구

이정훈[†]·김성훈*

Airspeed and Altitude Calibration of Light Airplane via Flight Test

Junghoon Lee and Sunghoon Kim

Key Words: Flight Test(비행시험), Light Airplane(경비행기), Airspeed Calibration(대기속도계 보정), Tower fly by(고도계 방법)

Abstract

This paper contained the flight test calibration for the airspeed indicator and the altimeter of the light airplane ChangGong-91, which is the first type certified aircraft from Korean Ministry of Construction and Transportation, as a part of the flight test validation. The flight test for airspeed position error calibration was performed using tower fly by method in order to calibrate swivel head testboom which is attached to the right wing tip of the airplane, and using system to system method for airspeed indicator. The altimeter calibration was calculated using flight test data for airspeed calibration. The flight test was conducted at the basis of the 'Korean Airworthiness Standard' regulation of Korean Ministry of Construction and Transportation.

기호설명

 a_{SL} : 해면고도에서의 음속 (661.48knots)

 V_{ic} : 계기보정된 항공기의 속도 ΔH_{pc} : 항공기 고도계의 오차

 $\Delta \, V_{pc}$: 항공기 속도계의 오차

 σ_s : 항공기 고도 H_{ic} 에서의 밀도비

1. 서 론

개발된 항공기에 대하여 다양한 비행시험을 수행하기에 앞서 가장 먼저 수행되어야 할 비행시험은 대기 속도계 보정이다. 여러 가지 비행시험을 실시하는데 있어서 가장 기본이 되고, 또한비행시험에 대한 환경상의 기준이 되는 것이 속

† 회원, 한국항공우주연구원E-mail : karier@kari.re.kr

TEL: (042)860-2291 FAX: (042)860-2015

* 대한항공 한국항공기술연구원

도계이기 때문이다.

대기속도계를 보정하기 위해서는 여기에 발생 되는 오차를 파악해야 하는데, 대기속도 오차에 는 계기오차(instrument error), 위치오차(position error), 그리고 압력지연(pressure lag) 등이 있다.[1] 계기오차에는 그 원인에 따라 다양한 형태가 있으며, 위치오차는 항공기상에 임의의 위치에 있는 pitot static에서 감지된 압력이 대기압과 동 일하지 않기 때문에 발생되는 오차이다. 통상적 으로 경비행기의 pitot static은 날개 밑 또는 동체 양측면에 위치한다. 대기가 25도 내지 30도 경사 각 이내에서 진입하는 경우에는 프로펠러 후류나 동체 후류 등에 pitot tube가 위치하지 않는 한 전 압은 아주 정확하게 측정할 수 있다. 그러나 pitot static은 동체 내에서 오직 몇몇 점에서만 정압이 주위의 압력(ambient pressure)에 근접하고, 이점의 위치들은 항공기의 속도와 받음각 및 옆 미끄럼 각에 따라 예민하게 변화한다.[2] 압력지연은 pitot static에서부터 계기까지의 거리를 음속으로 나눈 값이 지연시간이 되는데, 창공-91의 경우에는 아 음속으로 비행하게 되므로 이에 대한 값을 무시

할 수 있다.

본 연구는 국내 독자기술로 개발하였으며, 건 설교통부로부터 감항증명과 국내 최초로 형식증 명을 획득한 창공-91에 대하여, 이들을 취득하기 위하여 수행한 비행시험 중 대기속도지시계와 고 도계 보정에 대한 것이다. 비행시험은 계기오차 를 포함한 위치오차를 보정하기 위하여 수행되었 다. 이를 위하여, 우선 항공기 우측날개 끝에 testboom을 부착하고 계기판에 이와 연결되는 대 기속도계를 장착하여 tower fly by 방법의 보정시 험을 수행하였다. 이에 대한 보정을 완료한 후, 보정된 testboom의 속도계와 pitot static system에 연결된 기본장착의 대기속도지시계 간의 system to system 대기속도 보정을 실시하여 대기속도지 시계를 보정하였다. 그리고 이와 같은 비행시험 값을 활용하여 압력고도계도 보정을 완료하였다. 본 연구는 건설교통부의 "항공기 기술 기준"^[3]을 기준으로 수행하였으며, 또한 비행시험 계획부터 데이터 처리까지 미국 연방항공청의 AC(Advisory Circular) 23-8A^[4]와 Mooney 항공사에서 수행한 방법^[5]을 참고하여 비행시험을 수행하였다.



Fig. 1 A Snapshot of ChangGong-91 flight test

2. Testboom 대기속도 보정

2.1 일반

항공기에 기본적으로 장착된 대기속도지시계와 압력고도계는 근본적으로 계기오차를 갖고 있는데, 이는 계기 제작사로부터 제공된다. Table 1과 2에 계기 제작사로부터 제공된 창공-91에 장착된 대기속도지시계와 압력고도계의 계기오차를 보이고 있다.

창공-91 우측날개 끝단에 장착한 swivel head testboom은 미국의 Mooney사에서 제작한 것을 참고로 하여 자체 제작하였으며 조종석 우측에 장착된 대기속도계와 고도계에 밀폐된 압력튜브로 연결되어 있다.

Table 1 Instrument error of airspeed indicator (provided by manufacturer)

-	•	
Manometer	Airspeed	Add speed
(kts)	Reads (kts)	$(\Delta V, knots)$
50	51	-1
60	61	-1
70	71	-1
80	81	-1
90	91	-1
100	99	+1
110	109	+1
120	118	+2
130	128	+2
140	138	+2
150	147	+3
160	157	+3
170	167	+3
180	177	+3
190	187	+3
200	197	+3

Table 2 Instrument error of pressure altimeter (provided by manufacturer)

Altitude Reads	Add Algebrically
(feet)	$(\Delta H, feet)$
-1000	0
0	0
500	+5
1000	+5
1500	+10
2000	+10
3000	+10
4000	+15
6000	+10
8000	-5
10000	-5
12000	-10

Testboom 대기속도계 보정은 항공기 내의 pitot static system을 보정하기 전에 testboom의 속도계 system을 보정하는 것이다. Pitot static system은 정압공의 위치에 의하여 오차가 발생될 뿐 아니라 항공기의 자세 및 상대풍의 영향을 받아 오차가 발생되지만, 자체 제작된 swivel head testboom의 정압공은 우측날개 끝에 시위의 1배 이상 앞에 위치하므로 위치오차가 발생되지 않는다.[4]

또한 이 testboom은 항공기의 자세 또는 상대풍

에 무관하게 바람방향에 일치하는 자세를 갖게되므로 이들의 영향을 전혀 받지 않는 것으로 볼수 있다. Fig. 2에 창공-91 우측날개 끝에 장착한 swivel head testboom의 형상을 나타내고 있다.^[6]

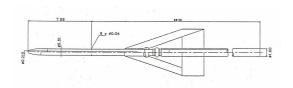


Fig. 2 Configuration of swivel head testboom

고도계 방법이라고도 불리는 tower fly by 방법은 항공기가 지상효과를 무시할 수 있는 항공기스팬의 1배 이상의 고도를 일정하게 유지하여 일직선 방향을 일정한 속도로 비행한다. 지상에서 측정된 고도와 항공기상에서 측정된 대기속도 및압력고도를 이용하여 항공기의 보정대기속도와 testboom과 연결된 항공기 내의 대기속도계와의속도차이 ΔV 를 파악하는 것이다. [7]

2.2 취득 데이터 및 시험장비

본 시험에서 취득해야 할 데이터는 기내에서 ① 지시압력고도, ② 지시대기속도, 그리고 ③ 플 랩의 위치이며, 지상에서는 ① 외부대기온도, ② 풍향 및 풍속, ③ 지시압력고도, 그리고 ④ theodolite로 측정된 항공기의 수평 및 수직 값(실제고도)이다.

이를 위하여 구성되는 장비는 항공기상의 장비와 지상장비로 대별된다. 항공기상의 장비는 ① 자체 제작된 swivel head testboom, ② swivel head testboom에 연결된 대기속도계 및 ③ 압력고도 지시계, ④ 외부의 대기온도 측정을 위한 온도계로 구성된다. 지상장비는 ① 항공기를 추적(tracking)하여 고도값을 측정하기 위한 theodolite, ② theodolite 출력 값을 기록하기 위한 video camera, ③ 풍속 측정을 위한 풍속계, ④ 항공기와 교신을 위한 무전기로 구성된다.[8]

2.3 시험위치

대기속도 보정을 위한 시험 장소는 한국항공대학교에 위치한 수색 비행장이다. Tower fly by 방법은 문자 그대로 관제탑 옆을 비행기가 비행하면서 시험이 수행되어야 하지만, 수색비행장 특성상 관제탑과 활주로의 거리가 짧기 때문에 관제

탑에서 지상데이터를 취득하는 것은 불가능하여 새로운 장소를 측정위치로 하였는데, 속도보정을 위한 theodolite의 위치를 그림 3에 나타내었다.

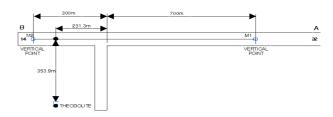


Fig. 3 Theodolite position for tower fly by method

비행시험이 수행되기 전에 항공기가 직선으로 비행할 활주로상의 기준선에 임의의 점을 설정하여 이를 수직점(vertical point)으로 표시한다. 활주로상에 표시된 수직점은 활주로보다 약 4.1m 아래에 위치하게 된다. Theodolite는 수색비행장 활주로상에 표시된 수직점으로부터 353.9m 수직인장소에 위치하고 있다. 그러므로 theodolite로 측정된 비행기의 고도에서 theodolite의 위치와 활주로위치 차이를 감하므로써 창공-91이 실제로 비행하는 고도의 값을 구할 수 있다.(Fig. 4)

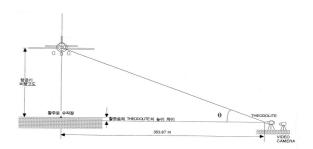


Fig. 4 Diagram of aircraft altitude measurement

2.4 시험절차

대기속도 보정시험은 수색비행장의 활주로를 따라 항공기가 직선비행하면서 수행된다.

Theodolite를 조작하는 test engineer는 수직점에 위치한 창공-91의 임의의 점(주로 windshield 또는 착륙장치)을 기준으로 theodolite의 수평값을 0.00으로 설정한다. Theodolite의 수평/수직 값은 video camera에 기록된다.

창공-91 test pilot은 이륙 후 활주로에 진입하기 전에 무전기로 theodolite 조작자에게 fly-down할 예상 고도 및 속도를 통고한다. 활주로의 중심선 을 따라 fly-down하며, 이때의 고도는 항공기의

스팬이상(33feet)으로서 일정한 고도를 유지한다. Theodolite 조작자는 창공-91이 점 A에서 점 B로 fly-down함에 따라 theodolite로 추적하며, 추적되 어 나온 수평/수직 값은 video camera에 기록된다. 창공-91이 수직점을 통과할 때에 조종사는 무전 기로 'mark'라고 연락하며, 부조종사는 이때에 계 기상의 고도와 속도를 기록한다.(Fig. 5) 이와 같 은 과정을 다양한 대기속도(60~120KIAS) 및 다 양한 고도에서 실시하며, 데이터 값이 충분하다 고 판단될 때까지 이를 수행한다. 만일 theodolite 조작자가 창공-91을 제대로 추적하지 못한 경우 에 취득된 데이터는 대기속도 보정을 위한 데이 터로 사용될 수 없다. Test pilot은 비행 후에 활 주로 상에서 고도계를 판독하여 비행 중에 변화 된 기압의 값을 기록하여 데이터 처리 시에 이를 반영한다.

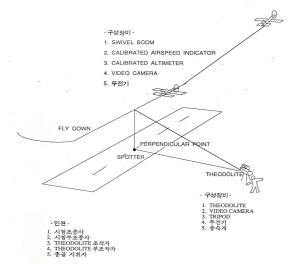


Fig. 5 Diagram of tower fly by method

2.5 데이터 처리

Video camera로 기록된 theodolite의 지시값을 분석하여 수평값이 0일 때의 수직값을 산출한다. 창공-91의 비행경로인 활주로의 중심으로부터 theodolite까지의 값을 이미 알고 있고 비행시의 theodolite의 수직값이 취득되므로 그림 4와 같이 활주로와 theodolite의 높이 차이를 보정하면 창공-91의 실제고도를 얻어낼 수 있다.

활주로상의 고도가 29.92in-Hg가 아닌 상태로 취득된 데이터는 지시대기고도를 표준대기로 변 화하여 압력고도로 환산하여 처리하며, 29.92in-Hg로 설정하여 처리한 경우에는 AGL을 그대로 사용한다. 지표고도 상태에서 취득된 데이터를 표준대기로 환산할 때에는 지표에서의 기압을 기준으로 하여 29.92in-Hg인 고도를 찾아내어 그 점에서 지표까지의 길이만큼을 가감한다. 즉, 지표의 압력이 29.92in-Hg보다 높으면 표준 대기상태의 고도는 지표보다 높고 29.92in-Hg보다 낮으면반대가 된다.

본 시험의 데이터를 처리하는데 있어서 대기속 도계의 계기오차값을 고려하여 처리하지만 고도계가 갖는 계기오차는 판독오차(reading error)에 비하여 아주 작으므로 무시한다 대기속도 보정용지에 사용되는 단위는 속도는 knot, 고도는 feet가사용되며, 이 용지에 사용되는 $\Delta H_{pc}/\Delta V_{pc}$ 는 다음과 같은 방정식에서 결정된다.

$$\frac{\Delta H_{pc}}{\Delta V_{pc}} = \frac{58.566}{\sigma_s} \frac{V_{ic}}{a_{SL}} [1 + 0.2(\frac{V_{ic}}{a_{SL}})^2]^{2.5}$$
 (1)

2.6 결과 및 분석

Tower fly by 방법을 이용하여 testboom의 속도 계를 보정하기 위하여 실시된 비행시험은 5일간에 걸쳐 56회다. 비행시험이 실시될 때마다 대기속도 보정용지에 기록되었으며, 56회 비행 중 보정으로 사용될 수 있는 데이터가 취득된 것은 32회였다. 이는 지상에서 test engineer가 항공기를 정확하게 포착하여 추적하지 못한 경우가 있었으며, 또한 fly-down해서 비행할 수 있는 구간이 매우 짧기 때문에 test pilot도 일정한 고도를 일정한 속도로 항공기를 유지하지 못한 경우도 있었기 때문이다.

Tower fly by 방법으로 testboom에 연결된 속도 계를 보정하기 위하여 처리된 데이터는 Fig. 6과 같다. 가로축은 testboom 속도계의 지시대기속도 이고 세로축은 보정대기속도가 되기 위하여 testboom의 속도값에 더해야할 $\mathop{\rm Cl}(\Delta V)$ 을 표시한 것이다.

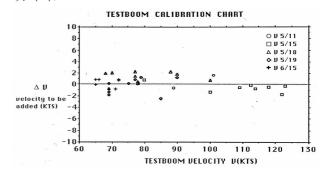


Fig. 6 Calibrated data of testboom airspeed indicator

표시된 점들은 완벽한 군을 이루지는 않지만 최대 3knot 범위 이내이며, 대체로 최저속도에서 100knot정도까지는 ΔV 는 양의 값을 갖고 그 이후에는 음의 값을 갖는 것으로 보인다. 표시된 점을 curve fitting하여 testboom의 속도계 오차를 Table 3과 같이 나타낼 수 있다.

Table 3 Testboom airspeed indicator error

Testboom 속도계 범위	더해야 할 속도
1031000III 9 12/11 12 11	$(\Delta V, knots)$
-73.0	+0.25
73.0-80.0	+0.50
80.0-93.0	+0.75
93.0-98.0	+0.50
98.0-102.0	+0.25
102.0-107.0	0.00
107.0-112.0	-0.25
112.0-117.0	-0.50
117.0-	-0.75

3. Pitot system 대기속도지시계 보정

3.1 일반

Tower fly by 방법으로 testboom 속도계가 보정되면 testboom 속도계를 이용하여 항공기에 기본적으로 장착된 pitot static system의 대기속도지시계를 보정한다. Tower fly by 방법에 의하여 보정된 testboom 속도계는 다양한 속도 및 비행자세에서 정확한 보정대기속도를 나타내므로 보정된 testboom system을 기준으로 하여 pitot static system 대기속도지시계의 오차값을 구할 수 있는데 이를 system to system 방법이라고 부른다.

본 방법은 pitot static system에 영향을 미칠 가능성이 있는 가능한 한 모든 형상(엔진출력, 비행자세, 플랩변위, 착륙장치, 고도 등)을 고려하여시험을 수행해야 한다. 또한 system에 영향을 미칠 가능서이 있는 heater, vents, 서리제거장치 등의 조건도 고려하는 것이 바람직하다.

3.2 시험절차

System to system으로 항공기에 기본으로 장착된 대기속도지시계를 보정하기 위한 비행시험도 고도계를 활주로에서 29.92in-Hg로 설정하여 수행

한다. 또한 기내의 두 고도계의 고도 값을 기록하는 video camera의 시각을 일치시킨다. 해면고도에서 AGL 5,000feet까지 여러 가지 플랩형상으로 60knots에서 135knots의 다양한 속도로 상승,수평,선회, 강하,가속비행 등 여러 가지 운동자세로 비행한다. 항공기는 대체로 5knots의 속도증가에 약 1,000feet씩 고도를 변화시켜 비행하고,이륙상태부터 착륙 때까지 후방좌석에서 2대의 video camera로 전 비행과정을 기록한다.

3.3 데이터 처리

동일한 시각으로 설정한 2대의 video camera로 기록된 속도 값을 동일한 시각으로 처리한다. 각각의 video camera로부터 기록된 속도 데이터는 5초 간격으로 처리되며, 데이터 처리 시 실속경고음 등으로 취득된 데이터가 동일 시각 여부를 확인한다.

3.4 결과 및 분석

System to system 방법으로 항공기에 기본으로 장착된 대기속도지시계를 보정하기 위하여 처리된 대기속도 데이터는 그림 7과 같다. 가로축은 pitot static system 속도계의 지시대기속도이고, 세로축은 보정대기속도가 되기 위해서는 대기속도 지시계의 속도 값에 더해야 할 값(ΔV)을 표시한 것이다. 대기속도지시계가 100knots 이하를 지시할 경우에는 여기에 $1\sim 2$ knot를 더해야 하지만 그 이상에서는 4knot까지 제해야 보정대기속도를 얻을 수 있다.

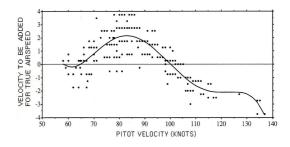


Fig. 7 Calibration results of airspeed indicator (Sytem to system)

4. 압력고도계 보정

4.1 일반

압력고도계의 위치보정은 실제 고도값에 대한

계기의 측정된 고도값을 보정하기 위하여 수행되는 것으로, 이를 위하여 별도의 비행시험을 수행할 필요는 없다. Testboom에 연결된 고도계는 tower fly by 방법으로 실시한 비행시험 데이터를, pitot static system에 연결된 고도계는 system to system 대기속도 보정 데이터를 이용하여 보정할수 있다.

4.2 데이터 처리

고도계의 위치보정은 V_{ic} vs ΔV_{pc} 테이터를 이용하여 처리한다. Testboom에 연결된 고도계의 위치보정은 tower fly by 방법으로 수행하여 처리된 보정대기속도가 되기 위하여 더해져야 할 속 $\Sigma(\Delta V_{pc})$ 를 이용한다. 그리고 pitot static에 연결된 고도계의 위치보정은 tower fly by와 system to system의 두 가지 방법에 의하여 구한 보정대기속도가 위하여 더해져야 할 속 $\Sigma(\Delta V)$ 를 이용하여 처리한다. 이에 대한 관계는 식(1)을 활용한다.

4.3 결과 및 분석

대기속도에 대한 압력고도계의 위치보정은 해면고도, 2000feet, 4000feet 고도에 대하여 처리되었으며, 그 결과는 Fig. 8과 같다. 해면고도에서 90knots의 대기속도의 비행 시에는 6feet의 고도를 더해야 하며, 130knot의 대기속도에서는 9feet의고도를 제해야 한다.

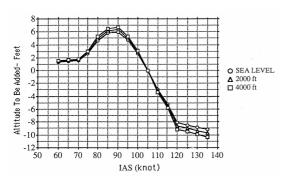


Fig. 8 Calibration results of pressure altimeter

5. 결 론

건설교통부로부터 감항증명과 국내 최초로 형 식증명을 획득하기 위하여 창공-91의 대기속도지 시계와 압력고도계 보정을 위한 비행시험을 수행 하였다. 대기속도지시계는 -1~+3knot의 계기오차를 갖고 있는데. 우측 날개 끝에 장착한 swivel head testboom을 tower fly by 방법으로 위치오차를 보정한 결과, 위치오차는 -0.75~+0.75knot로 산출되었다. 그리고 system to system 방법으로 pitot static system의 대기속도지시계를 보정한 결과는 대기속도 구간별로 +2에서 -4knot의 오차를 보였다.

압력고도계의 위치보정을 위한 비행시험은 별 도로 수행하지 않았으며 대기속도계 위치 보정을 위한 비행시험 자료를 활용하였다. 압력고도계는 고도에 따라 상이하지만, 대기속도 구간별로 최 대 -10.5에서 +6.5feet의 위치오차를 보였다.

참고문헌

- (1) Kohlman, D. L. and Schweikard, W. G., 1990, "Flight Test Principles and Practices," *Aerospace Short Courses*, the University of Kansas, 1990.
- (2) "Basic Principles of Flight Test Instrumentation Engineering," Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1973.
- (3) "Korean Airworthiness Standard, KAS," Korean Ministry of Construction and Transportation, 2004.
- (4) "Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes," *Advisory Circular 23-8B*, Federal Aviation Regulation, 2003.
- (5) "Performance Flight Test Procedures and Data Reduction Techniques," *F-MMR-30*, *Mooney Aircraft Corp.*, 1988.
- (6) Hong. Y. S., Yoo, S. Y. Kim, S. H. and Lee, J. H.,, 1992 "Developmental Study of a Multi-purpose Light Aircraft (4Yr)," Korea Aerospace Research Association.
- (7) "Swivel Head Boom No.1 Airpeed Calibration," *F-MMR-9, Mooney Aircraft Corp.*, 1981.
- (8) Lee, J. H., Kim, S. H. and Choi, B. C. 1992. "ChangGong-91 Flight Test Report (I) - Airspeed and altimeter calibration," *RR-92-024, KIAT,* Korean Air.