

비행시험을 통한 경비행기의 속도계 보정

Airspeed Calibration of a Light Airplane via Flight Test

이정훈*, 류시용, 이장호
(Jung-Hoon Lee, Si-Yoong Yoo, and Jang-Ho Lee)

Abstract : This paper presents the flight test procedure and the results for the airspeed indicator calibration of a light airplane the name of ChangGong-91, which is the first type certified aircraft from Korean Ministry of Construction and Transportation, as a part of the flight test validation to get the certification. The flight tests for airspeed position error calibrations are conducted using tower fly by method in order to calibrate swivel head testboom which is attached to the right wing tip of the airplane. Also system to system method is applied in order to calibrate the airspeed indicator of the cockpit. The flight test is conducted at the basis of the 'Korean Airworthiness Standard' which is the regulation of Korean Ministry of Construction and Transportation. The airspeed error range for the testboom and the airspeed indicator are determined to $-0.75\sim+0.75$ knot and to $-4.0\sim+2.0$ knots, respectively. The calibration results are applied to ChangGong-91 Flight Operation Manual.

Keywords : flight test, light airplane, airspeed calibration, tower fly By method, system to system method

I. 서론

항공기의 비행시험은 개발된 항공기 또는 시험용 항공기에 있어서 예상된 성능을 입증하고, 보다 성능을 향상시키며, 제작된 항공기의 감항성을 인증받거나, 또는 설계원리를 확증하기 위한 운용상의 데이터를 취득하여 분석하는 일련의 과정이다. 비행시험은 그 목적과 항공기의 형식을 불문하고, 비행시험 계획(planning), 장비장착(instrumentation), 데이터 취득(data acquisition), 데이터처리(data process), 데이터분석(data analysis), 그리고 결과보고(reporting) 등을 포함해야 한다[1].

개발된 항공기에 대하여 다양한 비행시험을 수행하기에 앞서 가장 먼저 수행되어야 할 비행시험은 대기 속도계 보정이다. 여러 가지 비행시험을 수행하는데 있어서 가장 기본이 되고, 또한 비행시험에 대한 환경상의 기준이 되는 것이 대기속도이기 때문이다.

대기속도 보정은 그 필요성이 일찍 제기되어 항공시대 초기부터 이와 관련된 연구가 시작되었다. 최근에 Fisher와 Holmes 등은 3종류의 범용 항공기에 trailing anemometer를 장착하여 대기속도 보정 비행시험을 수행하였는데 고도계 방법이라고 불리는 tower fly by method로 보정한 결과와 비교하여 일치함을 확인하였다[2]. Bogue는 freestream 정적 온도 및 밀도를 측정하는 광학적 개념을 활용하여, 대기속도 vector를 측정하는 광학시스템으로 고성능의 전투기에 대한 대기 데이터를 측정하는 기법을 연구하였다[3]. Parameswaran과 Jategaonkar 등은 기수에 5-hole probe를 장착하여 고도계 방법으로 비행한 데이터로부터 output parameter 추정을 적용하여 받음각과 옆 미끄럼각에 대한 보정을 수행하였다[4].

대기속도계를 보정하기 위해서는 여기에 발생하는 오차를 파악해야 하는데, 대기속도 오차에는 계기오차(instrument error), 위치오차(position error), 그리고 압력지연(pressure lag) 등이 있다.

계기오차는, ① 계기를 판독할 때에 발생하는 reading error, ② 파라미터가 유한한 양을 벗어날 때까지 계기바늘이 때때로 반응을 하지 않기 때문에 발생하는 dead-band error, ③ 마찰, 관성, 또는 감쇠가 있는 경우에 계기바늘이 신호의 변화방향에 근거하여 발생하는 hysteresis, ④ 주위의 온도, 압력, 가속도 등의 영향에 의하여 발생하는 zero error, 그리고 ⑤ 주어진 동일한 입력에 대하여 동일한 출력이 반복되는 계기의 능력을 의미하는 resolution error 등이 있다[5].

위치오차는 항공기상에 임의의 위치에 있는 pitot static에서 감지된 압력이 대기압과 동일하지 않기 때문에 발생하는 오차이다. 통상적으로 경비행기의 pitot static은 날개하부 또는 동체 양측면에 위치한다. 항공기가 25도 내지 30도 이내의 받음각으로 진입하는 경우, 프로펠러 후류나 동체 후류 등에 pitot static이 위치하지 않는 한 전압은 아주 정확하게 측정할 수 있다. 그러나 pitot static은 동체 내에서 오직 몇몇 점에서만 정압이 주변의 압력(ambient pressure)에 근접하고, 이 위치는 항공기의 속도와 받음각 및 옆 미끄럼각에 따라 예민하게 변화한다[6].

압력지연은 pitot static에서부터 계기까지의 거리를 음속으로 나눈 값이 지연시간이 되는데, 창공-91의 경우에는 아음속으로 비행하게 되므로 이에 대한 값을 무시할 수 있다.

항공기의 속도계를 보정하는 방법은 여러 가지가 있으나 통상적으로 아음속 항공기에 적용될 수 있는 방법은 ① trailing cone 또는 trailing bomb을 이용하는 방법 ② 속도진로 방법(speed course method), ③ GPS 방법 ④ 보조 항공기 방법(pacer method), ⑤ pitot-static boom 방법, 그리고 ⑥ 고도계 방법(tower fly by method) 등 다양하다[7].

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2008. 2. 14., 채택확정 : 2008. 5. 14.

이정훈, 이장호 : 한국항공우주연구원

(karier@kari.re.kr/jh7677@kari.re.kr)

류시용 : 한국항공대학교(siyoo@kau.ac.kr)

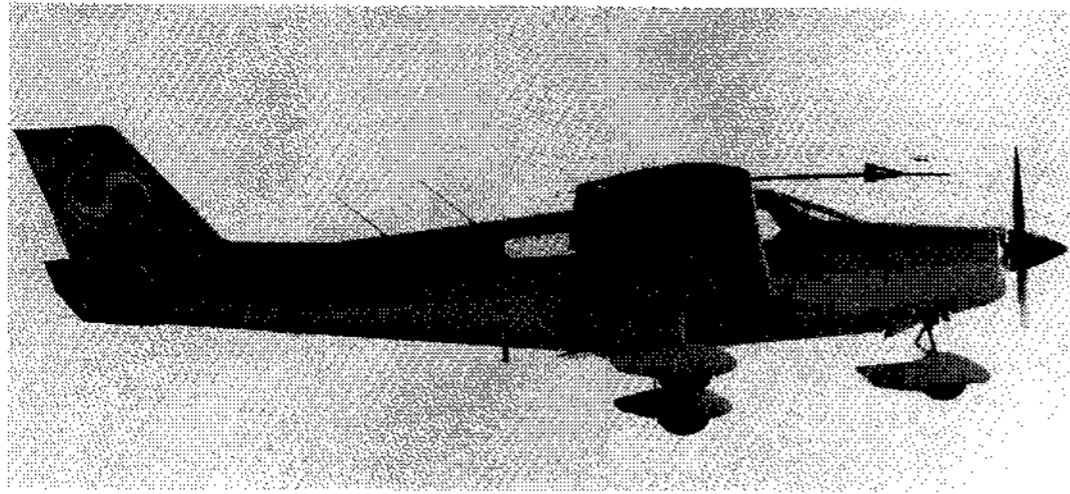


그림 1. 비행시험 중인 창공-91.
Fig. 1. The snapshot of ChangGong-91.

본 연구는 국내 독자기술로 개발하였으며, 건설교통부로부터 감항증명과 국내 최초로 형식증명을 획득한 경비행기 창공-91에 대하여, 이들을 취득하기 위하여 수행한 비행시험 중 대기속도지시계 보정에 대한 것이다. 비행시험은 계기오차를 포함한 위치오차를 보정하기 위하여 수행되었는데, 이를 위하여 항공기 우측날개 끝에 testboom을 부착하고 계기판에 이와 연결되는 대기속도계를 장착하여 고도계 방법으로 보정시험을 수행하였다. 이에 대한 보정을 완료한 후, testboom의 속도계와 pitot static system에 연결된 기본장착의 대기속도지시계 간의 system to system 대기속도 보정을 위한 비행시험을 실시하여 대기속도지시계를 보정하였다.

II. Testboom 대기속도 보정

1. 일반

항공기에 기본적으로 장착된 대기속도지시계와 압력고도계는 근본적으로 계기오차를 갖고 있는데, 이는 계기 제작사로부터 제공된다. 동일한 형식의 지시계라 하더라도 제작된 지시계마다 각각 다른 오차 범위를 갖고 있는데, 표 1에

표 1. 대기속도지시계 계기오차 (제작사 제공).
Table 1. The airspeed indicator instrument error (provided by production company).

Manometer (knots)	Airspeed Reads (knots)	Add speed (ΔV , 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

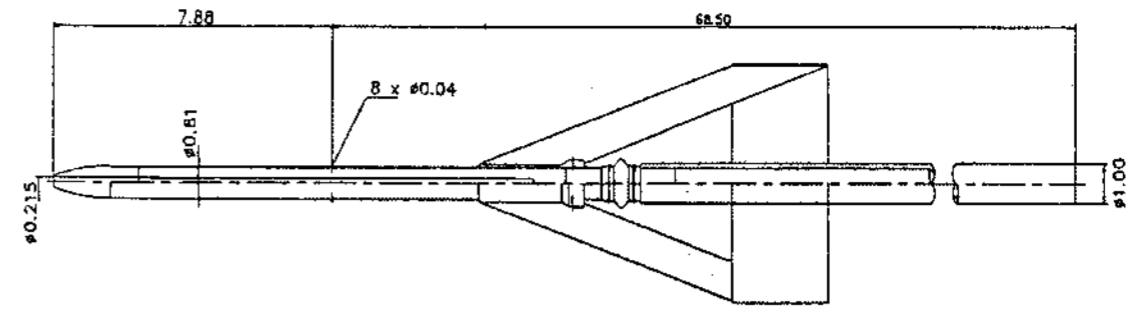


그림 2. Testboom의 형상.
Fig. 2. The configuration of swivel head testboom.

계기 제작사로부터 제공된 창공-91에 장착된 대기속도지시계의 계기오차를 나타내었다.

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.

Testboom 대기속도계 보정은 항공기 내의 pitot static system을 보정하기 전에 testboom의 속도계 system을 보정하는 것이다. Pitot static system은 정압공의 위치에 의하여 오차가 발생할 뿐 아니라 항공기의 자세 및 상대풍의 영향을 받아 오차가 발생된다. 그러나 자체 제작된 swivel head testboom의 정압공은 참고문헌 [7]에 근거하여 우측날개 끝에 전연보다 시위의 1배 이상 앞에 장착함에 따라 위치오차가 발생되지 않는다고 가정할 수 있다. 또한, 이 testboom은 항공기의 자세 또는 상대풍에 무관하게 바람방향에 일치하는 자세를 갖게 되므로 이들의 영향을 전혀 받지 않는 것으로 볼 수 있다. 그림 2에 창공-91 우측날개 끝에 장착한 swivel head testboom의 형상을 나타내었다[8].

고도계 방법은 항공기가 지상효과를 무시할 수 있는 항공기 스펠의 1배 이상의 고도를 일정하게 유지하여 일직선 방향을 일정한 속도로 비행한다. 지상에서 측정된 고도와 항공기상에서 측정된 대기속도 및 압력고도를 이용하여 항공기의 보정대기속도와 testboom과 연결된 항공기 내의 대기속도계와의 속도차이 ΔV 를 파악하는 것이다[9].

2. 취득 데이터 및 시험장비

본 시험에서 취득해야 할 데이터는 기내에서 ① 지시압력고도, ② 지시대기속도, 그리고 ③ 플랩의 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, 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[10]. 통상적인 비행시험에서는 기록장치로 비행데이터를 기록하는 경우가 많으나 경비행기의 인증을 위한 비행시험을 수행하는 경우에는 조종사의 판독오차를 고려하여 보정용지에 기록하는 방법을 사용하기도 한다.

3. 기상조건 및 항공기의 형상

대기는 평온하고 안정된 상태가 요구되는데, 실제 비행

시험을 수행하는 동안 0.66~1.53m/sec로 비교적 안정된 대기상태에서 수행하였다. 대기속도 보정은 항공기의 무게중심에 대해서 민감하지는 않으나 중량에 대해서는 민감할 수도 있는데 특히 낮은 대기속도(약간 높은 받음각) 상태에서 더욱 그렇다. 항공기에서의 데이터 취득을 위해서는 최소한 2명의 test pilot이 탑승해야 하므로 최소중량에 가까운 상태를 포함한 비교적 다양한 중량상태(2,400~2,594Lbs)에서 대기속도 보정 비행시험을 수행하였다.

4. 시험위치

대기속도 보정을 위한 시험은 한국항공대학교에 위치한 수색 비행장에서 수행되었다. 고도계 방법은 문자 그대로 관제탑 옆을 비행기가 비행하면서 시험이 수행되어야 하지만, 수색 비행장 특성상 관제탑이 활주로로부터 거리가 짧기 때문에 관제탑에서 지상 데이터를 취득하는 것은 불가능하여 새로운 장소를 측정위치로 하였는데, 속도보정을 위한 theodolite의 위치를 그림 3에 나타내었다.

비행시험이 수행되기 전에 항공기가 직선으로 비행할 활주로상의 기준선에 임의의 점을 설정하여 이를 수직점(vertical point)으로 표시한다. Theodolite는 수색비행장 활주로 상에 표시된 수직점으로부터 353.9m 수직인 장소에 위치하고 있다. 활주로상에 표시된 수직점은 활주로보다 약 4.1m 아래에 위치하게 된다. 그러므로 비행 시에 theodolite로 측정된 고도에서 theodolite와 활주로 높이 차이 4.1m를 감하여 창공-91이 실제로 비행하는 고도의 값을 (1)과 같이 삼각법을 이용하여 구할 수 있으며 이를 그림 4에 나타내었다.

$$\text{항공기 고도 (feet)} = \frac{[353.9 \times \tan\theta - 4.1]}{0.3048} \quad (1)$$

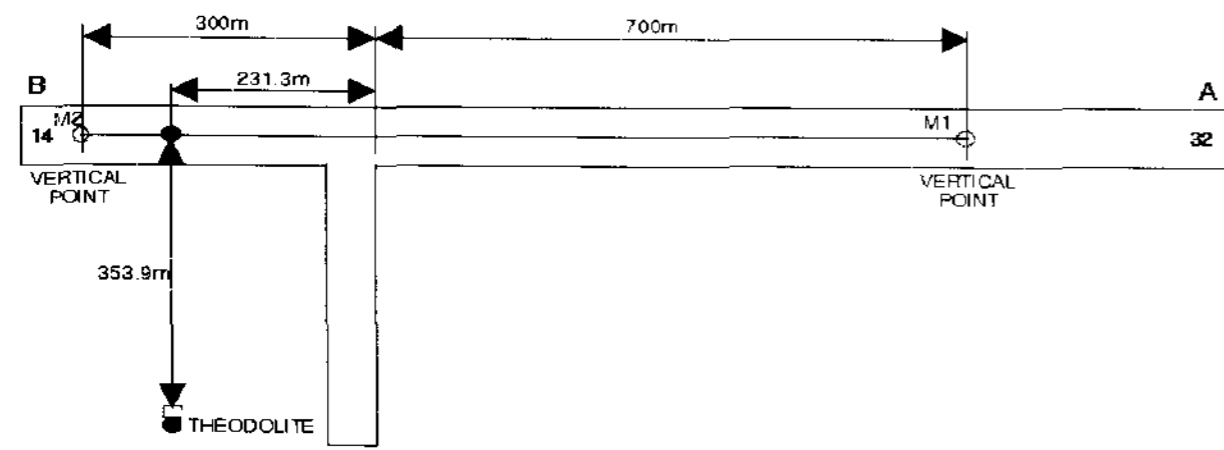


그림 3. 속도계보정을 위한 고도계방법의 theodolite 측정위치.
Fig. 3. The location of theodolite for airspeed calibration by way of tower-fly-by method.

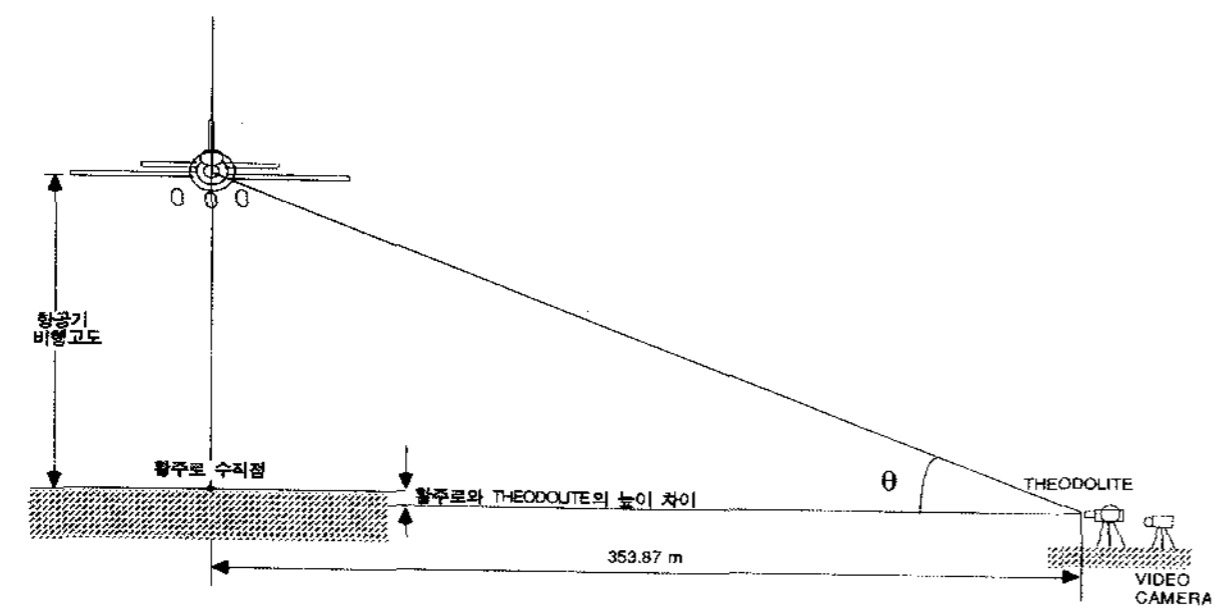


그림 4. 항공기 실제고도 측정방법.
Fig. 4. The measurement method of real altitude of aircraft.

5. 시험절차

대기속도 보정시험은 수색비행장의 활주로를 따라 항공기가 직선비행하면서 수행되었다. 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 camera를 이용하여 기록하였다.

통상적으로 비행시에 취득된 고도값을 표준대기로 환산하는 번거로움을 피하기 위하여 고도계는 활주로상에서 29.92in-Hg로 설정하는 것이 권장된다. 그러나 취득된 데이터의 다양성과 정확성을 기하기 위해서 본 시험에서는 활주로상의 항공기의 고도계를 0feet로 설정하는 방법과 29.92in-Hg로 설정하는 압력고도방법의 두 가지 방법으로 수행되었다. 비행시험은 총 5일에 걸쳐 실시되었는데, 1일부터 4일까지는 전자의 방법을 이용하여 취득된 데이터를 표준대기로 변환하여 처리하였고 5일에 취득된 데이터는 후자의 방법을 이용하였다.

창공-91 test pilot은 이륙 후 활주로에 진입하기 전에 무전기로 theodolite 조작자에게 fly-down할 예상 고도 및 속도를 지상으로 전달하였다. 활주로의 중심선을 따라 fly-down 하며, 이때의 고도는 항공기의 스펠 이상(33feet)으로서 일정한 고도를 유지하였다. Theodolite 조작자는 창공-91이 그림 3의 점 A에서 점 B로 fly-down함에 따라 theodolite로 추적하며, 추적되어 나온 수평/수직 값은 video camera에 기록하였다. 창공-91이 수직점을 통과할 때 조종사는 무전기로 'mark'라고 연락하며, 부조종사는 이때에 계기상의 고도와 속도를 기록하였으며, 그림 5는 이러한 속도보정 절차를 보여주고 있다.

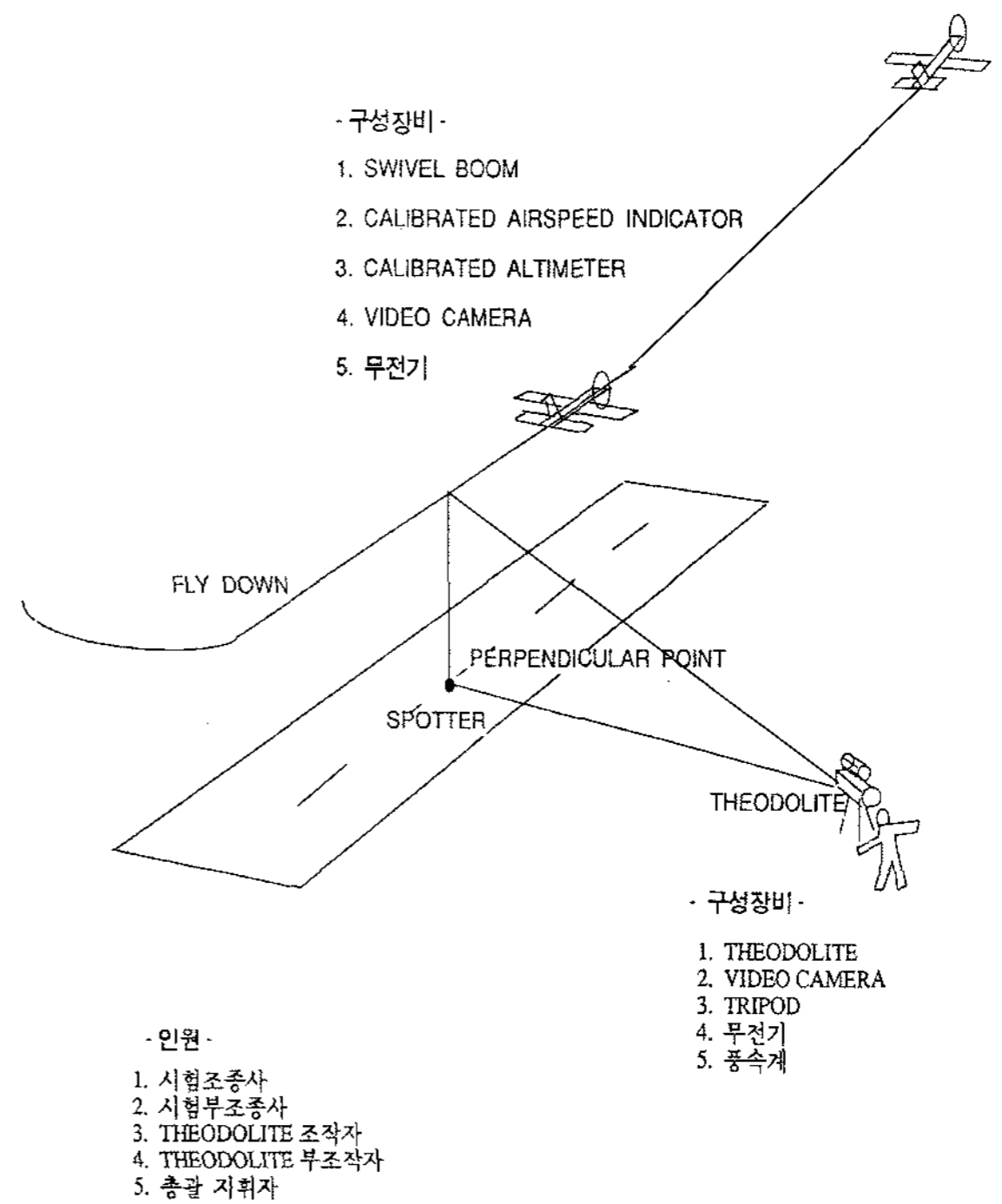


그림 5. 고도계방법의 속도보정 절차의 개괄도.
Fig. 5. The schematic diagram for tower-fly-by.

이와 같은 과정을 다양한 대기속도(60~120KIAS) 및 다양한 고도에서 실시하였으며, 데이터 값이 충분하다고 판단될 때까지 이를 수행하였다. 만일 theodolite 조작자가 창공-91을 정상적으로 추적하지 못한 경우에 취득된 데이터는 대기속도 보정을 위한 데이터로 사용하지 않았다. Test pilot 은 비행 후에 활주로 상에서 고도계를 판독하여 비행 중에 변화된 기압의 값을 기록하여 데이터 처리 시에 이를 반영하였다.

6. 데이터 처리

이미 theodolite로부터 video camera로 기록된 output을 분석하여 수평값이 0일 때의 수직값을 산출하였다. 또한 video camera로부터 이 점을 통과할 때에 청각적으로 'mark'라고 하는지 확인하였다. 창공-91의 비행경로인 활주로의 중심으로부터 theodolite까지의 값을 이미 알고 있고 비행시의 theodolite의 수직값이 취득되므로 그림 4와 같이 활주로의 theodolite의 높이 차이를 보정하여 창공-91의 실제고도를 획득하였다. 이 값과 항공기로부터 취득된 데이터를 기록한 대기속도 보정용지는 그림 6과 같다.

활주로상의 고도가 29.92in-Hg가 아닌 상태로 취득된 데이터는 지시대기고도를 표준대기로 변환하여 압력고도로 환산하여 처리하며, 29.92in-Hg로 설정하여 처리한 경우에는 지표고도(AGL, Above Ground Level)를 그대로 사용하였다. 지표고도 상태에서 취득된 데이터를 표준대기로 환산할 때에는 지표에서의 기압을 기준으로 하여 29.92in-Hg인 고도를 찾아내어 그 점에서 지표까지의 길이만큼을 가감한다.

AIRSPPEED CALIBRATION DATA SHEET NO. 2

DATE 92. 5. 18. T.O. 17:22 (17:15)
 FLT. NO. BOOM 3 LNG 18:13 (18:15)
 WEIGHT TOTAL
 C.G. PILOT 21.62, 21.57

BEFORE FLIGHT -- HI 0 ft Hic _____ Hi _____ Hic _____
 AFTER FLIGHT -- HI -10 ft Hic _____ Hi _____ Hic _____

WIND	RUN NO.	GROUND DATA			AIRCRAFT DATA			IND IT (Ila)	ACT IT (Ib)	ALT ERROR (91pc)	ΔHpc	ΔVpc
		OAT	Ii	Iie	Ii	Iie	IAS					
1.29	1	18.60		60	78		60	89.74	9.94	6.21824	1.89	
0.78	2	20.5		70	79		70	73.25	3.25	6.21535	0.52	
1.48	3	20		90	91		90	104.55	14.55	8.02398	1.81	
0.66	4	19		110	99		110	116.18	6.18	9.81199	0.63	
1.08	5	17		70	70		70	81.78	4.21	6.21591	-0.89	
0.77	6	19		80	73		80			2.11835		
1.59	7	20.5		70	78		70	85.41	5.21	6.2161	2.45	
0.72	8	20.2		70	79		70	70.77	0.77	6.2163	0.11	
1.07	9	19.7		90	91		90			8.02685		
0.87	10	0.87		110	89		110	87.42	17.42	9.81327	1.98	
1.28	11	1.28		60	67		60	71.38	11.38	5.31920	2.14	
0.31	12	0.71		90	71		90	102.61	12.61	8.02703	1.37	
1.46	13	1.46		80	82		80	102.63	22.63	9.1742	2.15	

NOTES

1007 mb 29.76 inHg

- OAT = 외부대기온도
- Ii = 지시대기
- Iie = 기압오차에 대하여 보정된 지시대기
- IAS = 지시대기속도
- Vic = 기압오차에 대하여 보정된 지시대기속도
- 항공기데이터는 항공기 비대오데이프로부터 취득됨
- Ila = 항공기 고도계와 (계기 보정된) 시험위치 고도계의 차이로부터 지시된 바의 길은 항공기의 고도
- Ib = (대기속도 보정 데이터 용지 NO. 1 으로부터 받아들인) theodolite로부터 길쭉한 바의 길은 실제 항공기의 고도
- ΔHpc = 항공기 고도계 시스템 (Ii-Ila)에서의 오차
- ΔHpc/ΔVpc = 계산된 값
- ΔVpc = 대기속도 pilot의 정적 오차 보정 [ΔHpc/(ΔIpc/ΔVpc)]

그림 6. 대기속도 보정용지.

Fig. 6. The airspeed calibration data sheet.

즉, 지표의 압력이 29.92in-Hg보다 높으면 표준 대기상태의 고도는 지표보다 높고 29.92in-Hg보다 낮으면 반대가 되기 때문이다.

본 시험의 데이터를 처리하는데 있어서 대기속도계의 계기오차를 고려하여 처리하지만 고도계가 갖는 계기오차는 판독오차(reading error)에 비하여 아주 작으므로 무시한다.

대기속도 보정용지에 사용되는 단위는 속도는 knots, 고도는 feet가 사용되며, 이 용지에 사용되는 $\Delta H_{pc}/\Delta V_{pc}$ 는 (2)와 (3)에서 계산된다.

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

$$\sigma_s = \frac{(1 - 0.000006871 \times H_p)^{5.2541}}{(518.688 - 0.00356 \times H_p)/518.688} \quad (3)$$

여기서,

a_{SL} : 해면고도에서의 음속(661.48knots)

V_{ic} : 계기보정된 항공기의 속도

ΔH_{pc} : 항공기 고도계의 오차

ΔV_{pc} : 항공기 속도계의 오차

σ_s : 항공기 고도 H_{ic} 에서의 밀도비(표준온도)

7. 결과 및 분석

고도계 방법을 이용하여 testboom의 속도계를 보정하기 위하여 실시된 비행시험은 5일간에 걸쳐 56회이다. 비행시험이 실시될 때마다 대기속도 보정용지에 기록하였으며, 56회 비행 중 보정으로 사용될 수 있는 데이터로 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 있었다. 고도계 방법으로 testboom에 연결된 속도계를 보정하기 위하여 처리된 데이터는 그림 7과 같다.

가로축은 testboom 속도계의 지시대기속도이고 세로축은 보정대기속도가 되기 위하여 testboom의 속도값에 더해야할 값(ΔV)을 표시한 것이다. 표시된 점들은 완벽한 균을 이루지는 않지만 최대 3knots 범위 이내이며, 대체로 최저속도에서 105knots정도까지는 ΔV는 양의 값을 갖고 그 이후에는 음의 값을 갖는 것으로 보인다. 표시된 점을 curve fitting하여 testboom의 속도계 오차를 표 2에 나타내었다.

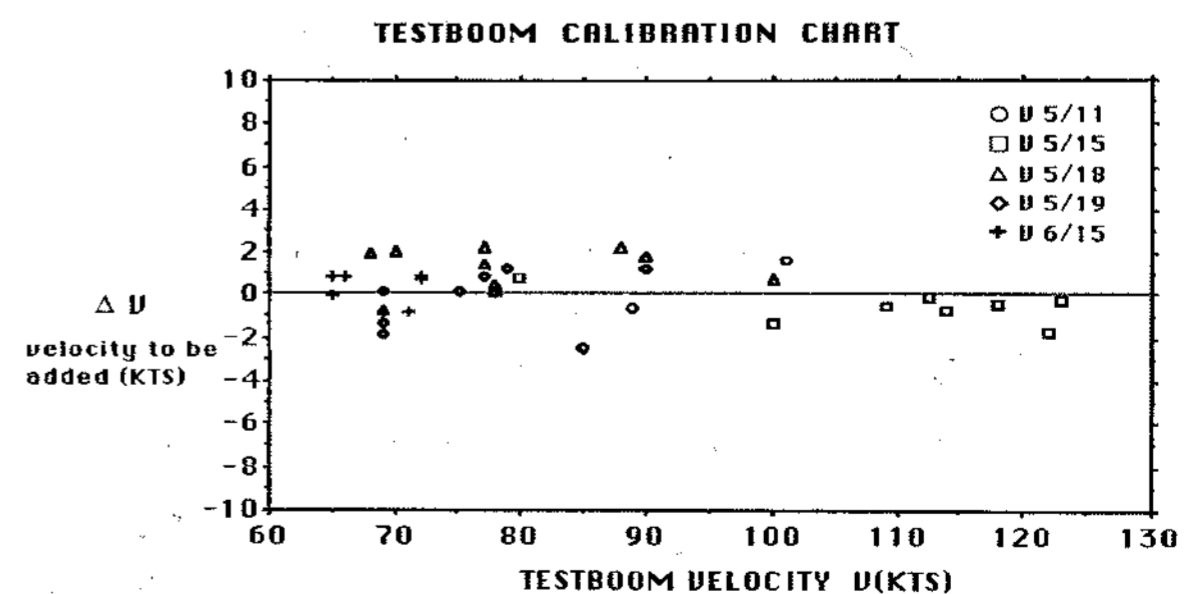


그림 7. Testboom 속도계 측정 결과.

Fig. 7. The results of testboom airspeed indicator measures.

표 2. Testboom 속도계 계기오차.

Table 2. The testboom airspeed indicator error.

Testboom Indicator Reads	Add Algebraically (ΔV , 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

III. Pitot system 대기속도지시계 보정

1. 일반

고도계 방법으로 testboom 속도계가 보정되면 testboom 속도계를 이용하여 항공기에 기본적으로 장착된 pitot static system의 대기속도지시계를 보정한다. 고도계 방법에 의하여 보정된 testboom 속도계는 다양한 속도 및 비행자세에서 정확한 보정대기속도를 나타내므로 보정된 testboom system을 기준으로 하여 pitot static system 대기속도지시계의 오차 값을 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 고려하여 시험을 수행해야 한다. 또한 system에 영향을 미칠 가능성이 있는 heater, vents, 서리제거장치 등의 조건도 고려하는 것이 바람직하다.

2. 취득 데이터 및 시험장비

본 시험에서 취득해야 할 데이터는 항공기내에서는 ① 좌측 조종석에 위치한 pitot static system의 지시대기속도, ② 우측 조종석에 위치한 testboom의 대기속도, 그리고 ③ 날개플랩의 위치다.

이를 위하여 구성되는 장비는 ① swivel head testboom, ② 여기에 연결된 속도계, 그리고 ③ swivel head testboom에 연결된 속도계 값과 pitot static system에 연결된 대기속도지시계 값을 기록하는 video camera 2대를 기내에 설치해야 한다.

3. 기상조건 및 항공기의 형상

대기는 평온하고 안정된 상태가 요구되며, 비행시험을 수행하는 동안 비교적 안정된 대기상태에서 수행하였다.

본 시험은 항공기의 중량 및 무게중심에 대해서 직접적인 영향이 없으므로 다양한 중량 및 무게중심 상태에서 비행시험을 수행하였다. 비행시험은 40분씩 3회 실시되었는데, 1회 비행 시에는 4인 탑승의 2,730Lbs의 중량으로, 2회 비행 시에는 3인 탑승으로 2,580Lbs의 중량으로, 그리고 3회 비행 시에는 4인 탑승으로 2,710Lbs의 중량상태에서 수행하였다.

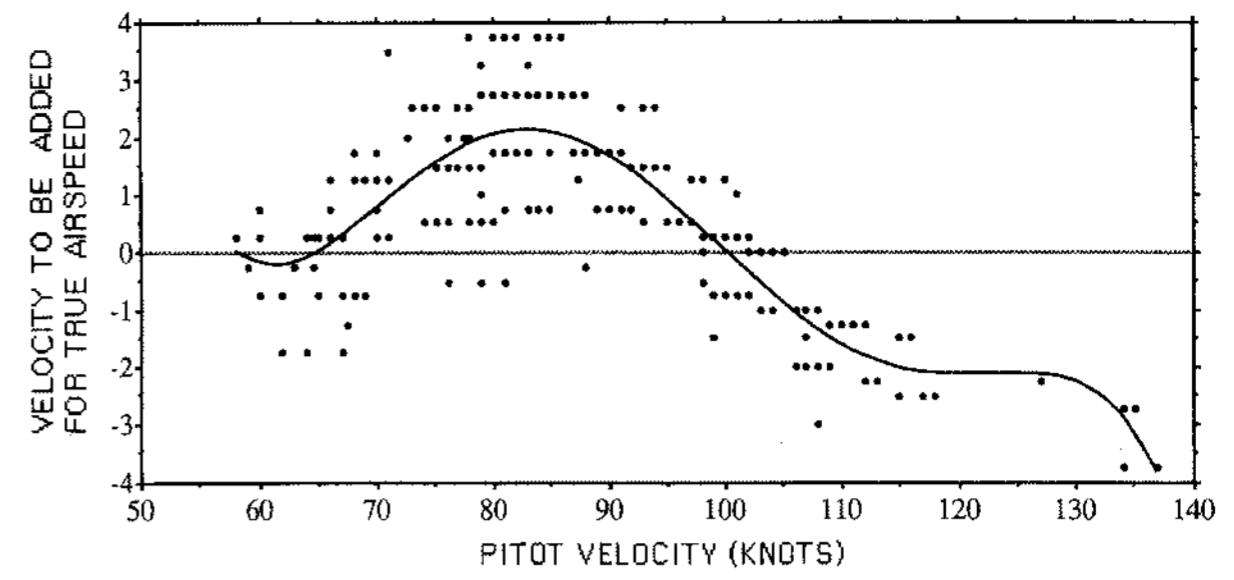


그림 8. 계통간 방법 속도계 보정 결과.

Fig. 8. The results of airspeed indicator calibration using system to system method.

4. 시험절차

System to system으로 항공기에 기본으로 장착된 대기속도지시계를 보정하기 위한 비행시험도 고도계를 활주로에서 29.92in-Hg로 설정하여 수행한다. 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 속도 증가에 약 1,000feet씩 고도를 변화시켜 비행하고, 이륙상태부터 착륙 때까지 후방좌석에서 2대의 video camera로 전 비행과정을 기록하였다.

5. 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.

6. 결과 및 분석

System to system 방법으로 항공기에 기본으로 장착된 대기속도지시계를 보정하기 위하여 처리된 대기속도 데이터는 그림 8과 같다. 가로축은 pitot static system 속도계의 지시대기속도이고, 세로축은 보정대기속도가 되기 위해서는 대기속도지시계의 속도 값에 더해야 할 값(ΔV)을 표시한 것이다. 대기속도지시계가 100knots 이하를 지시할 경우에는 여기에 1~2knot를 더해야 하지만 그 이상에서는 최대 4knots까지 제해야 보정대기속도를 얻을 수 있다.

IV. 결론

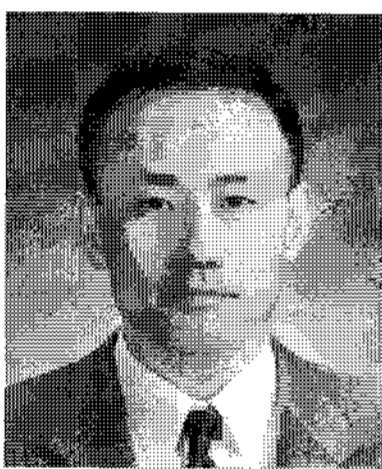
건설교통부로부터 감항증명과 국내 최초로 형식증명을 획득하기 위하여 창공-91의 swivel head testboom의 속도계 보정과 pitot static system의 대기속도지시계 보정을 위한 비행시험을 수행하였다.

대기속도지시계는 -1~+3knots의 계기오차를 갖고 있는데 자체 개발한 swivel head testboom을 고도계 방법으로 위치 오차를 보정한 결과, 위치오차는 -0.75~+0.75knot로 산출되었다. 그리고 system to system 방법으로 pitot static system의 대기속도지시계를 보정한 결과는 대기속도 구간별로 -4.0knots에서 +2.0knots의 오차를 보였다. 이와 같은 계기오

차와 위치오차를 포함한 대기속도지시계의 보정 결과는 창공-91의 비행교범 및 운용교범에 활용되어 대기속도지시계의 오차로 반영되었다.

참고문헌

- [1] 이정훈, “비행시험을 통한 경비행기의 공력 파라미터 추정 및 시뮬레이션에 관한 연구,” 한국항공대학교 박사학위 논문, 2000.
- [2] B. D. Fisher, B. J. Holmes, and H. P. Stough III, “A flight evaluation of a trailing anemometer for low-speed calibrations of a airspeed systems on a research aircraft,” NASA TP 1135, 1978.
- [3] R. K. Bogue, “Recent flight-test results of optical airdata technique,” NASA TM 4504, 1993.
- [4] V. Parameswaran, R. V. Jategaonkar, and M. Press, “Calibration of five-hole probe for flow angles from dynamic and tower fly-by maneuvers,” AIAA-2002-4627, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 5-8 August 2002.
- [5] D. L. Kohlman and W. G. Schweikhard, *Flight Test Principles and Practices*, Aerospace Short Courses, the University of Kansas, 1990.
- [6] W. Wuest, “Pressure and Flow Measurement,” *AGARD Flight Instrumentation Series vol. 11, Advisory Group for Aerospace Research and Development*, pp. 11-12, 1980.
- [7] *Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airplanes*, Advisory Circular 23-8B, Federal Aviation Regulation, 2003.
- [8] 이정훈, 김성훈, “비행시험을 통한 경비행기의 속도계 보정에 대한 연구,” 대한기계학회 2007 춘계학술대회 논문집, 부산, 한국, vol. 2007.
- [9] *Swivel Head Boom No. 1 Airspeed Calibration*, F-MMR-9, Mooney Aircraft Corp., 1981.
- [10] 이정훈, 김성훈, 최병철, “창공-91A1기 비행시험(I) - 속도계 및 고도계보정,” RR-92-024, 한국항공기술연구원, 대한항공, 1992. 12.



이 정 훈

1984년 한국항공대학교 항공기계공학과 졸업. 1986년 동 대학원 석사. 2000년 동 대학원 박사. 2003년~현재 한국항공우주연구원 책임연구원. 관심분야는 비행시험, system identification, 비행체 시뮬레이션.



류 시 용

1968년 서울대학교 조선항공공학과 졸업. 1978년 미 Stanford 대학원 박사. 2006년~현재 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 교수. 관심분야는 항공기체계 및 구조 모델링.



이 장 호

2001년 한국항공대학교 항공기계공학과 졸업. 2003년 서울대학교 대학원 석사. 2003년~현재 한국항공우주연구원 선임연구원. 관심분야는 비행제어, 자동비행, 고장진단, 재형상 제어.