

# 쌍발 복합재 비행기의 속도, 고도 보정 및 상승성능에 관한 연구

황명신\*, 박윤진\*\*, 이정모\*\*\*, 김철영\*\*\*, 은희봉\*\*\*

## Airspeed, Altitude Calibration and Climb Performance of Twin Bee by Flight Test

Myoung-Shin Hwang, Youn-Jin Park, Jung-Mo Lee, Chil-Young Kim, Hee-Bong Eun

### 목 차

- I. 서론
- II. 동정압 계통 보정
- III. 상승성능 비행시험
- IV. 비행시험 결과
- V. 결론

\* : 한국항공대학교 항공기계공학과 교수

\*\* : 한국항공대학교 항공공학과 대학원생

\*\*\* : 한국항공대학교 항공운항학과 교수

## Abstract

Airspeed and altimeter calibration of Twin Bee was conducted by the flight test. We have adopted system to system method. Flight test data is corrected for instrumented error and position error, and the resultin data was satisfied. Climb Performance flight test also was conducted. But we could not have all data because of limited flight time. The resulted data was satisfied compare with calculated data.

### 1. 서 론

비행기의 비행시험은 설계후 제작된 비행기가 설계된 의도에 맞게 만들어졌는지를 확인하기 위해 비행성능을 확인하는 비행시험과 제작된 비행기의 형식증명과 감항증명을 취득하기 위해서 법적인 절차에 따라 수행하는 비행시험으로 나눌 수 있다. 두 경우 모두 비행시험은 기본적인 성능을 시험하는 절차와 비행특성과 관련한 비행 성능 시험을 수행하여야 한다.

기본적인 성능을 시험하는 절차에는 속도, 고도 보정과 실속속도, 이·착륙 성능, 상승성능등이 있다. 이들 절차들 중에서 본 연구에서는 쌍발복합재 비행기를 이용, 동정압 계통의 보정과 상승성능에 대한 비행시험을 수행하였다.

동정압 계통은 대기에 대한 상대적인 비행기의 속도와 고도를 측정하는 데 사용되어진다. 동정압 계통에서는 전압(total pressure)과 대기압력 즉 정압(static pressure)을 측정하며, 이들 측정값으로부터 동압을 결정하여 비행기의 속도를 구할수 있다.

전압(total pressure)의 경우에는 바람방향에 대해서  $\pm 20^\circ$  의 범위 안에 있는 경우에는 측정 위치가 프로펠러의 후방이나 날개의 후류, 경계층내 등이 아닌 위치에만 설치되어 있으면 별 오차없이 측정이 가능하다. 그러나, 정압(static pressure)의 경우에는 가장 최적의 위치에 정압 측정 위치를 설정하더라도 약간의 오차가 존재하고, 이 오차는 비행시험에서 결정되어져야만 한다. 이러한 오차는 받음각이나 비행속도, 비행기의 형상에 좌우되며 위치오차(position error)라 불린다.

동정압 계통의 보정에는 일반적으로 tower flyby 방법과 system to system 방법이 있는 데, 본 연구에서는 system to system 방법을 사용하여 동정압 계통을 보정하였으며, 이 결과를 이용하여 상승성능 비행시험으로부터 얻은 자료를 처리하였다.

상승성능이란 비행기가 얼마나 빠르게 또는 어떠한 각으로서 상승을 할 수 있는가 하는 것을 알기 위한 것으로 비행기의 상승성능은 비행기의 양력, 항력, 그리고 추력 성능에 직접 관련된다.

상승성능의 측정에는 지속적인 상승법과 톱니형 상승방법이 있는데, 본 연구에서는 톱니형 상승방법을 사용하였다.

상승성능 비행시험을 통해서 비행기의 상승률, 상승각, 그리고 형상항력계수와 Oswald's 효율 계수를 구할 수 있다.

II. 동정압 계통 보정

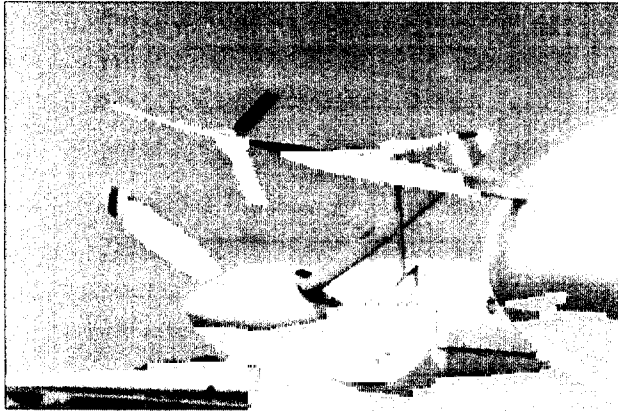


그림 1 Air Data Boom

본 연구에서 사용되어진 System to System 방법은 비행기에 설치된 Air Data Boom(그림 1)을 이용하여 정압과 전압을 측정하여 압력 변환기를 이용하여 속도와 고도에 해당하는 신호로 변환하여 이를 비행기에 장착된 속도계와 고도계의 값들과 비교하는 방법이다. 비행기 계기상에 나타나는 속도와 고도는 조종석 후방에 설치된 비디오 카메라를 이용하여 기록하고 Air Data Boom에 연결된 전압(total

pressure)과 정압(static pressure)은 비행기내에 장착되어있는 압력 변환기를 통하여 DC 전압(voltage)의 형태로 자료기록기에 저장한다(그림 2).

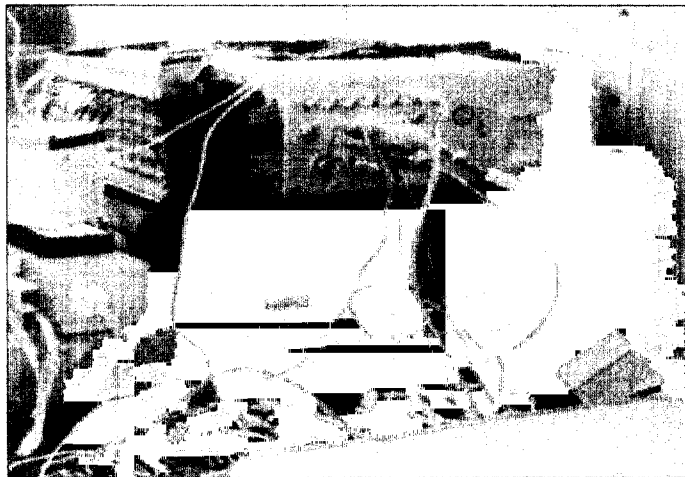


그림 2 압력변환기와 자료기록기

Air Data Boom은 가능한 비행기가 비행중인 고도의 대기압을 정확하게 측정하도록 장착 위치를 결정하여야 한다. 단발 비행기의 경우에는 일반적으로 날개 끝부분에서 날개의 평균 시위길이의 1.5배가 되는 전방 위치에 장착하여야 된다. 본 연구에서는 두 개의 프로펠러를 갖는 쌍발기이므로 기수 앞쪽 약 1m되는 지점에서 정압을 측정할 수 있도록 Air Data Boom을 장착하였다.

그림 3은 비행중 일반적으로 비행기 주위에 생기게되는 압력분포를 나타낸 것이다. 그림에 나타난 것처럼 동체 후방쪽에서의 압력이 거의 대기압력과 같음을 알 수 있다. 그러나 비행기의 고도계와 속도계가 정확한 값을 나타내도록 하기 위해서는 여러번의 시행오차를 거쳐 정압공의 위치를 결정하여야 한다. 비행시험을 통하여 정확한 정압공의 위치를 결정하는 것이 동정압계통의 위치오차를 보정하는 비행시험의 중요한 목적이나.

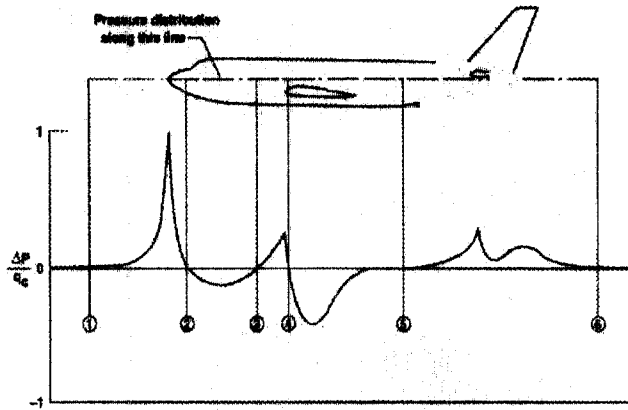


그림 3 비행중 비행기 주위의 압력 분포

본 연구에서 사용된 Air Data Boom은 Space-Age Control사의 제품으로 Air Data boom에서 전달된 전압과 정압은 기내의 Rosemount사의 정압용 Model1201F2와 차압용 Model 1221F2AF, 그리고 Model 542CB에 직접 연결되어있다. 위에서 설명된 장비들은 상승성능 측정에서도 사용되었다.

본 연구에서는 속도 보정을 위해 속도는 90knot에서 180knot까지 10knot씩 변화시켰으며, 고도는 압력고도 3000ft와 6000ft의 두 경우에 대해 각 10회씩 비행시험을 수행하였다. 고도 보정을 위해서는 활주로 위 약 50ft가 되는 고도를 비행기가 일정속도로 비행하도록 하면서 경위의와 비행기내에 장착된 비디오 카메라를 이용하여 비행시험을 수행하였다. 속도는 95knot에서 140knot까지 5knot의 속도간격을 갖도록하여 약 10회의 비행시험을 수행하였다. 매 비행시험시 비행기는 등속 수평비행을 유지하도록 하였다.

### III. 상승성능 비행시험

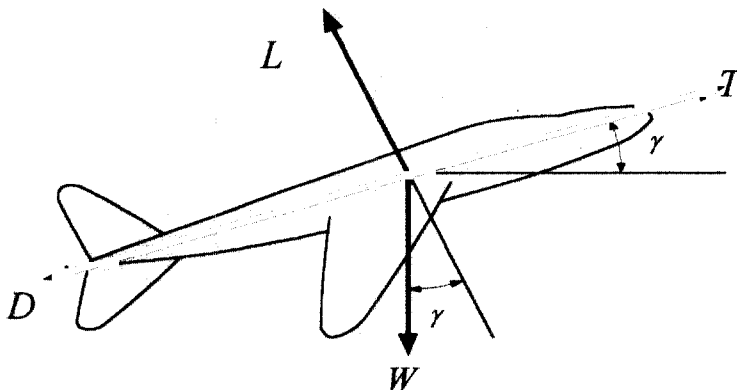


그림 4 상승

상승중인 비행기는 그림 4와 같은 형태의 비행자세를 갖는다. 상승중인 비행기의 상승각과 상승률은 다음 식으로 나타내진다.

$$\sin \gamma = \frac{T-D}{W} = \frac{R/C}{V} \quad \text{--(1)}$$

$$R/C = \frac{(T-D)V}{W} \quad \text{--(2)}$$

여기서 상승률(R/C ; Rate of Climb)은 유효마력( $\propto TV$ )과 필요마력( $\propto DV$ )의 차이인 잉여마력에 비례한다는 것을 알 수 있다.

유효마력은 엔진 자체의 성능에 의해서 좌우되는 것으로 고도, 외기 온도(OAT), 엔진 회전수, 흡기 압력(Manifold Pressure), 그리고 프로펠러 효율등에 의해 변화한다. 필요마력은 비행기의 형상항력과 유도항력에 의해 결정된다.

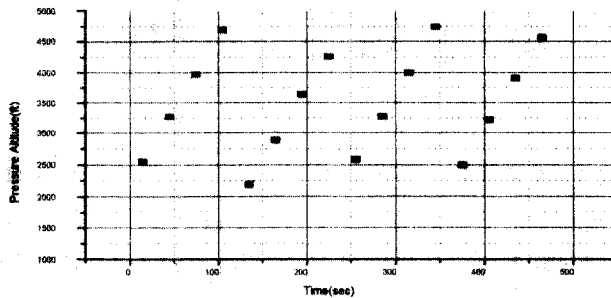


그림 5 약 2000ft에서 5000ft까지

본 연구에서 사용되어진 톱니형 상승방법은 그 비행시험의 형태가 상승과 하강을 되풀이 하는 모양 때문에 붙여진 이름으로, 본 비행시험에서는 IAS(Indicated Air Speed) 90knot에서 120knot 까지 10knot의 속도 간격을 갖고서 압력고도 기준으로 약 2000ft에서 5000ft까지 그리고 약 4000ft에서부터 8000ft까지 총 8회의 비행을 수행하였다. 이때 엔진 출력은 최대로 놓고 비행시험을 하였으며, 30초 간격으로 압력고도, 지시대기속도, 외기온도, 엔진회전수, 흡기압력(inHg)을 기록하였다.

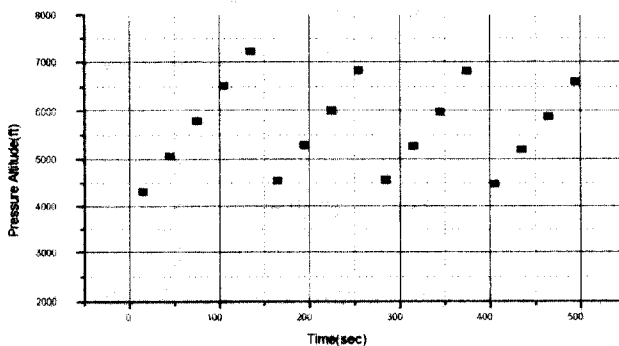


그림 6 약 4000ft에서 8000ft까지

비행시험에서 얻어진 자료는 그림 5와 그림 6의 형태를 가지며 그림에 표시된 점은 매 30초 간격에서 기록된 점을 나타낸 것이다.

비행시험으로부터 얻어진 자료는 FAR부속서인 Advisory Circular 23에 제시되어있는 양항곡

선법과 밀도고도방법중, 양항곡선법에 의거해서 처리하였다.

양항곡선법은 상승성능 비행시험 자료로부터 직접 양항곡선 방정식을 구할 수 있는 방법이다. 이 방법을 적용하기 위해서 비행기의 상승속도에서 압축성 항력(compressibility drag)은 무시되어 있으며(보통 Mach 0.6 이하), 상승각은 15° 이하, 그리고 프로펠러 후류의 영향이 날개의 양항 특성에 영향을 미치지 않는다는 등의 가정을 포함하고 있다.

$C_D$ 와  $C_L$ 은 상승 속도, 중량, 고도, 관측상승율, 외기 온도로부터 구할 수가 있는데 다음 식으로 나타내진다.

$$C_L = \frac{295(W_T) \sqrt{1 - \left[ \frac{\sqrt{\sigma}}{101.27V_C} \frac{T_{AT}}{T_{AS}} R/C_0 \right]^2}}{(V_e)^2 S}$$

$$C_D = \left[ BHP_T \eta_p - \frac{T_{AT}}{T_{AS}} \frac{R/C_0 W_T}{33000} \right] \left[ \frac{96209 \sqrt{\sigma}}{V_e^3 S} \right] \quad \text{---(3)}$$

- |                  |               |                 |                   |
|------------------|---------------|-----------------|-------------------|
| BHP <sub>T</sub> | : 시험일의 엔진 마력  | $\eta_p$        | : propeller 효율 계수 |
| T <sub>AT</sub>  | : 외기 온도(K)    | T <sub>AS</sub> | : 표준대기 온도(K)      |
| R/C <sub>0</sub> | : 관측 상승률(fpm) | V <sub>e</sub>  | : 등가 대기속도(knot)   |

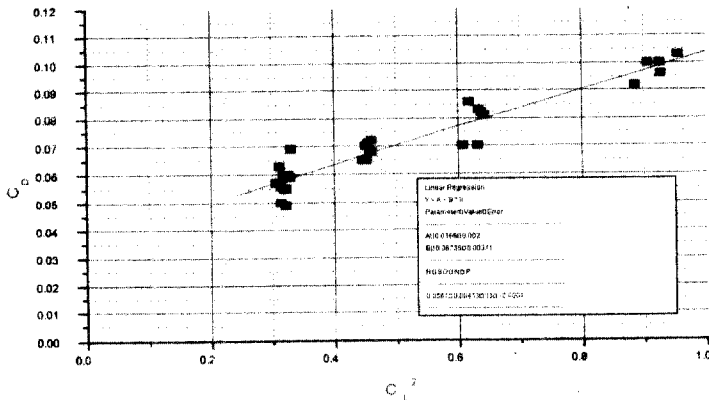


그림 7 양항곡선

위의 식(3)을 통하여  $C_L$ ,  $C_D$ 값을 구할 수 있으며, 이를 이용하여 그림 7과 같은 양항곡선을 나타내었다.

위의 그림 7로부터 오스왈드 효율계수( $e$ )와 형상 항력계수( $C_{D0}$ )를 다음의 식(4)를 이용하여 구할 수 있다.

$$C_D = C_{Dp} + \frac{C_L^2}{\pi e A R} = A + B C_L^2 \quad \text{---(4)}$$

Advisory Circular 23에 나타난 저속 비행기에서의 필요 마력식인 식 (5)에  $C_{Dp}$ 와  $e$ 를 대입함으로써 상승률이 구해진다.

$$R/C = \frac{(T-D)V}{W} = \frac{(THPa - THPr)33000}{W_c}$$

$$THP_a = BHP_c \times \eta_p \quad \text{---(5)}$$

$$THP_r = \frac{\sigma V_T^3 C_{Dp} S}{96209} + \frac{0.2883 W_c^2}{e b^2 V_T}$$

THP<sub>a</sub> : 유효마력

$\sigma$  : 밀도비

C<sub>Dp</sub> : 형상항력계수

W<sub>c</sub> : 목표 비행기 중량(1b)

THP<sub>r</sub> : 필요마력

V<sub>T</sub> : 진대기 속도(knot)

S : 날개면적(ft)

b : 날개 스패น 길이(ft)

#### IV. 비행시험 결과.

##### 4.1 속도 및 고도보정

비행시험을 통하여 구해진 조종석내의 속도계기 값과 Air Data Boom으로 부터의 속도 자료를 비교한 결과를 그림 8에 나타내었다.

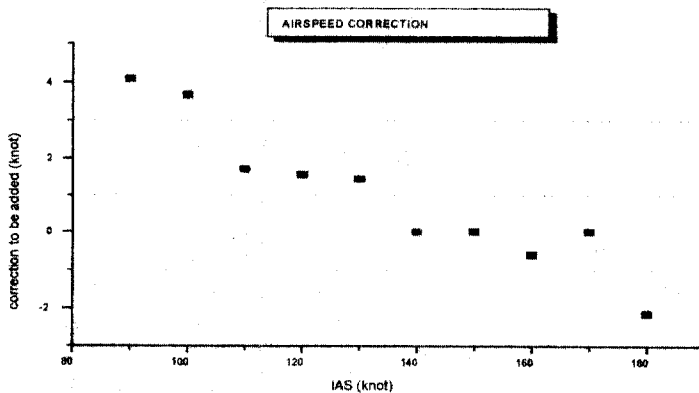


그림 8 속도 보정값

속도는 저속구간(90knot)에서는 약 4knot정도를 계기값에 더해주어야함을 알 수 있고, 140 ~ 150knot부근에서는 거의 오차가 없는 것을 나타낸다. 그리고 최고 속도에 가까운 180knot 부근에서는 2knot정도를 계기값에서 빼주어야 한다. 전체적으로 속도 계기의 오차는  $\pm 4\text{knot}$ 이내 이므로 비행기의 전방 아래쪽에 장착된 피토관에서의 전압과 정압은 큰 오차가 없음을 알 수 있었다.

고도계에 대한 보정을 위한 고도계와 Air Data Boom과의 비교 자료를 그림 9에 나타내었다.

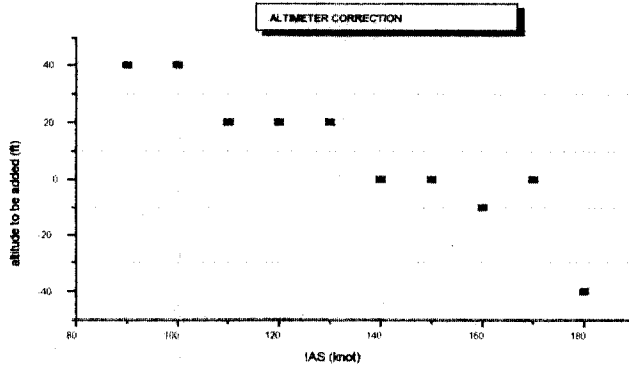


그림 9 고도 보정값

저속구간(90knot)에서는 약 40ft 정도의 고도를 계기값에 더해주어야 하고, 110 ~ 130knot에서는 20ft를 더해주어야 한다. 반면에 140~150knot 부근에서는 거의 오차가 없음을 알 수 있으며 180knot 부근에서는 40ft 정도의 고도를 계기값에서 빼주어야 한다. 이와같은 현상은 비행기에 장착된 피토관이 비행기의 자세 변화에 의해 전압은 영향을 받지 않지만 정압이 영향을 받는다는 사실을 나타낸 것이다.

4.2 상승성능

상승성능 비행시험을 통하여 얻어진 자료를 처리하는 과정에서 쌍발 복합재 비행기의 형상항력계수는 0.0366임을 알 수 있었고, 오스왈드 효율계수는 0.604가 구해졌다.

비행시험을 통하여 얻어진 상승성능에 대한 결과는 표1과 그림10에 나타내었다. 여기서 비행기의 목표 중량은 6500lb로 계산 하였다.

표 1. 속도와 고도에 따른 상승률

3000ft			6000ft		
속도, CAS (knot)	상승률 (ft/min)	상승각 (deg)	속도, CAS (knot)	상승률 (ft/min)	상승각 (deg)
94	1846	10.69	94	1800	9.954
103	1775	9.368	103	1725	8.695
111.5	1679	8.177	112	1617	7.489
121	1535	6.882	121.5	1465	6.249



밀도고도가 약 3000ft이고 94knot의 경우 쌍발 복합재 비행기의 상승률은 1846ft/min 정도이고, 상승각은 10.69°이다. 6000ft에서는 약 1590ft/min이고, 상승각은 9.954°이다.

속도가 증가함에 따라서 그리고 고도가 증가함에 따라서 상승률과 상승각이 감소하는 것을 알 수 있다.

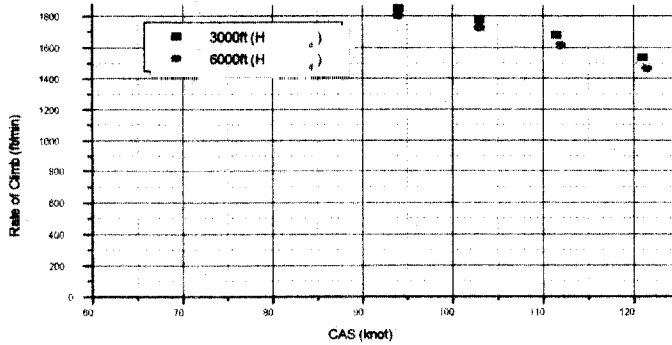


그림 10 속도에 따른 상승률

## V. 결론

쌍발 복합재 비행기를 이용하여 속도, 고도 보정과 상승성능 비행시험을 통하여 다음과 같은 결과들을 얻을 수 있었다.

속도, 고도 보정의 경우 각 속도에 대해서  $\pm 4$ knot와  $\pm 40$ ft의 양호한 범위내에 들었다. 그러나 본 비행시험에서는 동체 전방에 장착된 피토관에 대한 보정만 이루어졌고 동체 후방의 정압공에 대한 위치를 결정하기 위한 비행시험은 이루어지지 않았기 때문에 부조종사 계기에 대한 보정은 이루어지지 않았다.

상승성능의 경우 설계 단계에서 해면에서 95knot일 때 상승률은 1901ft/min이었다. 본 연구에서 구해진 3000ft에서 94knot때 1846knot는 설계치와 비교할 때 타당한 값을 가짐을 알 수 있었다.

DATCOM 계산에서 얻어진 오스왈드 계수값은 0.85이나 비행시험을 통해서 얻어진 값은 0.604이었다. 또한, 형상항력계수의 경우 DATCOM 계산에서의 값은 0.025 정도의 값을 갖지만 비행시험을 통해 얻어진 값은 0.0366이었다. 즉 형상항력계수 값에 의해 오스왈드 계수가 영향을 받음을 알 수 있었다.

한정된 비행시간 때문에 상승 비행시험 결과로부터 최대상승속도와 최대상승각 속도를 구할 수 없었다. 참고문헌 7을 이용한 계산에 따르면 해면고도에서 쌍발복합재 비행기의 최대상승률 속도와 최대상승각 속도는 모두 실속영역에 있다. 쌍발복합재 비행기의 보다 많은 비행시험이 가능했었다면 이를 확인할 수 있었을 것이다.

## ▣ 참 고 문 헌

1. 황명신, 이정모, "창공91의 비행시험을 통한 속도 및 고도 보정에 관한 연구", 한국항공대학교 논문집, 1992
2. 오현식 외4명, "비행시험을 통한 창공91 상승성능에 관한 연구", 항공우주학회 춘계학술대회 논문집, 1995
3. Edward A. Haering, Jr. "Airdata measurement and Calibration", NASA Technical Memorandum 104316, 1995
4. Donald T. Ward, "Introduction to Flight Test Engineering", Elsevier, 1993
5. "Flight Test Guide For Certification of Normal, Utility and Acrobatics Category Airplanes", Advisory Circular No. 23-8A, 1989
6. 이봉준, "항공역학", 한국항공대학교 출판부, 1992
7. 항공우주연구소, "쌍발 복합재료 항공기 개발(I)", 1994
8. Courtland D. Perkins, Robert E. Hage, "Airplane Performance Stability And Control", John Wiley & Sons, U.S.A., 1949