

[해설]

기압오차 보정에 관한 연구

이주하*,유태억*

A research on the pressure error correction

Lee Ju-ha, Yoo Tae-euk

목 차

- I. 서 론
- II. 속도,고도,온도계와 이의 보정
 - 2.1 기초가정
 - 2.1 가변요소의 상관관계
 - 2.3 Tapeline 고도
- III. 고도,속도,Mach No,온도 측정방법
 - 3.1 고도계
 - 3.2 속도계
 - 3.3 Mach NO와 Machmeter
 - 3.4 외기온도계
- IV. 계기오차 이론과 보정
 - 4.1 계기오차
 - 4.2 압력지연오차 및 지연상수
 - 4.3 장착오차 이론 및 보정
 - 4.4 장착오차 허용범위
 - 4.5 Free Air Temperature 측정
 - 4.6 보정방법

개요

정확한 고도, 속도의 측정은 항공기의 효율적인 운영과 안전에 필수적이다. 정확한 고도의 측정은 지형 장애물의 회피와 항로상에서 최저 수직 고도 분리를 유지하기 위해 절대적으로 필요하다. 또한 정확한 속도의 측정은 저속(실속상태)에서 조종상실을 피하고 고속에서 항공기의 구조적 한계와 공기 역학적 한계의 초과를 방지한다. 따라서 비행시험을 통하여 고도와 속도를 정확히 보정해줌으로써 비행 안전과 재산상의 손실을 막을 수 있다.

1. 서 론

정확한 고도와 속도의 측정은 항공기 성능과 안정성 및 조종성 비행시험에 매우 중요한 요소로 피토관의 동정압 계통과 외기온도의 오차 측정은 모든 시험비행의 첫 단계이며 고도와 속도 및 외기온도의 허용오차 이상의 오차는 시험비행의 결과에 대한 신뢰도를 크게 저하시킨다. 이러한 문제점을 해소하기 위하여 비행시험을 통하여 정확한 데이터를 획득하여 관련 계통을 보정하여 주는 것이 중요하다.

II. 속도, 고도, 온도계와 이의 보정

비행고도의 대기압력은 항공기의 성능에 크게 영향을 미친다. 지구대기의 연구에 의하면 이러한 성능들이 주로 고도의 영향을 받으며 그 대기 또한, 매일매일 변한다. 결과적으로 각 고도에 대한 압력과 온도의 정의를 체계화 하는 것이 필요하다. 비표준일에 얻어진 자료에 약간의 수정을 가하여 표준상태 대기의 자료로 전환한다. 이는 한 항공기와 다른 항공기간에 있어서 서로 다른날에 얻어진 결과의 비교를 가능하게 한다.

수년동안 미국에서는 NACA Report No'218 표준대기가 이용 되었으며 이는 거의 ICAO 표준대기와 일치한다. 새로운 표준대기는 65,800ft 까지에 대한 (NACA Report No' 1235) 자료이다. 여기에서는 미국 표준대기에 근거를 둔 것이다.

2.1 기초가정

- 건조대기.
- 대기는 완전한 2원자성의 기체(Diatomic gas)

$$P_a = \rho RT_a$$

$$\rho = 0.022891 \frac{P_a}{T_a}$$

$$\sigma = 9.6306 \frac{P_a}{T_a}$$

여기서 P_a = 대기압력 (in HG)

T_a = 대기온도 (°K)

ρ = 대기밀도 (Slug/ft³)

R = 건조대기 기체상수 (3089.7 ft²/sec² °K)

σ = 밀도비 (ρ/ρ_{SL})

- 유체 정역학 평형상태 존재.

$$dP_a = -\rho g dH$$

- 수직 변위의 측정은 Geopotential고도 이다.
- 해면압력은 760 mmHG, 29.92126 inHG, 2116.23 lb / ft²
- 해면온도 15 °C, 288.16 °K
- 대류권에서 온도감율은(해면에서 36,089.24까지) 0.00198120 °C/ Geopotential ft이고 36,089.24ft이상 82,021geop'ft이하에서 온도는 -56.50 °C로 일정함.

2.2 가변요소의 상관관계

- 36,089ft 이하의 경우

$$\theta = \frac{T_a}{T_a SL} (1 - K_1 H)$$

$$\delta = \frac{P_a}{P_a SL} (1 - K_1 H)^{5.2561}$$

$$\sigma = \frac{\rho_a}{\rho_a SL} (1 - K_1 H)^{4.2561}$$

$$a = a SL \left(\frac{T_a}{T_a SL} \right)^{0.5}$$

여기서 $K_1 = 6.87535 \times 10^{-6}/\text{Geop'ft}$

- 36,089ft이상 82,021ft이하의 경우

$$T_a = -56.50 \text{ } ^\circ\text{C} = 216.66 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$\delta = \frac{P_a}{P_a SL} 0.223358 e^{-K_2(H-K_3)}$$

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho SL} = 0.29707 e^{-K_2(H-K_3)}$$

$$a = 573.58 \text{ Kts}$$

여기서 $K_2 = 4080634 \times 10^{-5}/\text{Geop'ft}$

$$K_3 = 36,089.24 \geq \text{Geop'ft}$$

2.3 Tapeline 고도

$$h-H\left(\frac{G}{gSL}\right) = \frac{H^2\left(\frac{G}{gSL}\right)^2}{\left(r-H\frac{G}{gSL}\right)}$$

여기서 H = Geop'고도 , Geop'ft
 h = Tapeline고도, ft
 r = 20,930,000 ft
 G/gSL = 1ft/Geop'ft

III. 고도, 속도, Mach No, 온도 측정방법

3.1 고도계

대부분 고도 측정은 고도계라는 예민한 절대 압력계이므로 측정되며 압력감소에 따라 표시된 미국 표준대기에 맞는 고도 증가를 지시한다. 고도계창에 29.92inHG 가 맞추어지면 고도계는 표준 또는 비표준 기압고도를 지시한다.

$$\delta = \frac{P_a}{P_aSL} (1 - K_1 H)^{5.2561} \quad (36,089ft \text{ 이하})$$

$$\delta = \frac{P_a}{P_aSL} 0.223358 e^{-K_2(H-K_3)} \quad (36,089ft \text{ 이상 } 82,021ft \text{ 이하})$$

고도계의 정압원에서 측정된 정압(P_t)은 대기압 (P_a)과 차이가 있다. 고도계는 정압에 계기오차가 수정된 지시기압 고도(H_k)를 나타낸다.

$$\frac{P_t}{P_aSL} (1 - K_1 H)^{5.2561} \quad (36,089ft \text{ 이하})$$

$$\frac{P_t}{P_aSL} 0.223358 e^{-K_2(H-K_3)} \quad (36,089ft \text{ 이상 } 82,021ft \text{ 이하})$$

($P_t - P_a$) 양이 정압오차 또는 장착오차이다. 이 값이 수정고도 (H_k)에 더해지면 고도계 장착오차 수정이 된다.

3.2 속도계

진대기속도 v_t 는 항공기가 비행하는 대기와 관련한 항공기의 속도이다. 직접 v_t 를 측정하기는 어렵고 대신에 수정속도 (v_c), 대기압(P_a), 대기온도 (T_a)로 계산된다.

가. 아음속 베르누이 방정식

$$\frac{q_c}{P_a} = \left[1 + 0.2 \left(\frac{V_t}{a} \right)^2 \right]^{3.5} - 1$$

여기서 $q_c = P_t - P_a$

P_t = 전압

P_a = 정압 (대기압)

γ = 공기의 비열(1.4)

V_t = 진대기속도

a = 국지 대기음속

나. 해면에서 V_t 와 V_c 의 관계

$$\frac{q_c}{P_a} = \left[1 + 0.2 \left(\frac{V_c}{aSL} \right)^2 \right]^{3.5} - 1 \quad (V_c \leq aSL)$$

$$\frac{q_c}{P_a} = \frac{166.921 \left(\frac{V_a}{a} \right)^7}{\left[7 \left(\frac{V_c}{a} \right) - 1 \right]^{2.5}} - 1 \quad (V_c \geq aSL)$$

$q_c = \text{Differential pressure}$

aSL 은 661.48 Kts

다. 계기속도

계기오차를 수정하여 계기속도를 구한다.

$$\frac{q_{cic}}{P_a} = \left[1 + 0.2 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 \right]^{3.5} - 1 \quad (V_{ic} \leq aSL)$$

$$\frac{q_{cic}}{P_a} = \frac{166.921 \left(\frac{V_{ic}}{a} \right)^7}{\left[7 \left(\frac{V_{ic}}{a} \right) - 1 \right]^{2.5}} - 1 \quad (V_{ic} \geq aSL)$$

일반적인 경우 q_{cic} 는 정압오차의 결과로 q_c 와 다르다. 결과적으로 장착오차 수정은 V_c 를 얻기위해 V_{ic} 에 더해져야 한다.

라. 대등속도

대등속도와 진대기속도와의 관계에서 대등속도를 알면 진대기속도를 구할 수 있다.

$$V_e = V_t \sqrt{\sigma} \quad \sigma \text{는 밀도비로 } \rho / \rho_{SL}$$

$$\frac{V_e}{V_c} = \left\{ \left[\frac{\left(\frac{q_c}{P_a} + 1\right)^{2\gamma} - 1}{\left(\frac{q_c}{P_a SL} + 1\right)^{-1}} \cdot \frac{P_a}{P_a SL} \right] \right\}^{1/2}$$

위식은 단지 아음속 비행에 대한 식이다.

3.3 Mach NO 와 Machmeter.

고속 항공기의 출현으로 비행시험에서 Mach NO는 아주 중요한 파라미터이다.

- 아음속 비행시 Mach NO

$$M = \sqrt{5 \left[\left(\frac{q_c}{P_a} + 1\right)^{2\gamma} - 1 \right]}$$

3.4 외기온도계(FREE AIR TEMPERATURE PROBE)

다음 식에 의해 외기온도를 구한다.

$$\frac{T_{ic}}{T_a} = 1 + K \frac{M^2}{5}$$

Recovery factor K는 Mach NO와 고도에 따라 달라진다.

IV. 계기오차 이론과 보정

계기오차, 압력지연오차, 장착오차가 순차적으로 수정 되어야 한다.

4.1 계기오차

가. 고도/속도계의 오차 수정은 항상 계기 실험실에서 수행된다. 여기에는 여러 요인이 있다.

- Scale error 와 Manufacturing discrepancies
- Hysteresis
- 온도 변화
- Coulomb and viscous friction
- 동작부분의 관성

나. 고도계

고도계는 Mercury barometer 로 압력이 측정되는 진공실에서 계기를 놓고 수정한다. 진공실 압력은 고도계가 사용되는 전 영역의 압력으로 상승 강하된다. 계기보정은 $\Delta H_{ic} = H_{ic} - H_i$ 이다. 미공군 Flight Test Center 에서는

20,000 ft까지 매 1000ft 마다 보정하고 고고도에서는 매 2000ft마다 고도 보정을 한다.

다. 속도계

대기압은 계기가 운용되는 전 속도 영역에서 압력이 변한다. 미공군 비행시험센터(AFFTC)에서는 전 속도 영역에서 매 10Kts 마다 보정한다.

V_i : 계기 지시속도. 계기오차 수정 안한것

V_i : 지시계기속도. 계기오차수정 ($V_i = V_i + \Delta V_i$)

V_c : 수정속도는 정압공의 부정확한 위치로 인한 장착오차 수정.

$$(V_c = V_i + \Delta V_p)$$

V_e : 대등속도. 압축오차 수정. ($V_e = V_c + \Delta V_c$)

V_r : 진대기속도. 밀도수정 ($V_r = V_e / \sqrt{\sigma}$)

ΔV_i 는 실험실에서 구한다

$$V_{air} = \sqrt{\frac{2 r P_0}{(r-1) \rho_0} \left[\left(\frac{q_c}{P_0} + 1 \right) \right]^{\frac{r}{r-1}} - 1}$$

$$V_{air} = \sqrt{\frac{2 r P}{(r-1) \rho_0} \left[\left(\frac{q_c}{P} + 1 \right) \right]^{\frac{r}{r-1}} - 1}$$

4.2 압력지연오차 및 지연상수

고도계, 속도계의 압력지연 오차는 가속 또는 상승시 고도,속도가 변화할 때 발생 한다. 이러한 압력지연의 원인은 다음의 결과이다.

- 점성 마찰로 인한 관내 압력강하
- 관내 공기 질량의 관성.
- 계기 점성 관성과 Kinetic friction

지연상수는 다음과 같다.

$$\lambda = \frac{\lambda SL \mu}{\mu SL} \frac{P SL}{P}$$

μ : 공기 점성계수 (Slug/ft-sec)

P : 적용압력(lbs/ft²)

4.3 장착오차 이론 및 보정

계기오차, 압력오차가 수정되면 장착오차가 수정 되어야 한다. 수평비행상태에

서는 지연오차는 없고 장착오차만 수정되면 된다. 일반적으로 이의 원인은 정압과 전압의 압력원에서 기인한다. 대부분 비행시험 업무에서 장착오차의 대부분은 정압원에서 발생한다고 가정한다. 그러나 전압 오차의 가능성도 고려 된다.

가. 전압오차

아음속에서 전압은 영향을 받지 않는다. 초음속에서는 항공기에 형성되는 충격파 전방에서 전압을 얻기위해 Pitot-static Boom을 기수 전방에 장착한다.

나. 정압오차

비행시 항공기 주변 정압장은 속도와 고도의 함수이고 부차적인 파라미터로 AOA, Mach NO, Raynolds No의 함수이다. 그러므로 모든 비행상태에서 감지되는 자유 유동장 압력원에 대한 정압원 위치를 찾기가 거의 불가능하다. 그러므로 항공기 압력장에서 정압공 위치로 인한 정압 측정 오차는 존재하게 된다. 모든 아음속 비행상태에서 정압 오차가 작은 항공기 동체상의 어느 지점을 찾는 것은 가능하다. 그러므로 아음속으로 제한되는 항공기의 경우 이러한 정압공의 위치에서 정압공을 이용하여 좋은 계기 값을 얻을 수 있다.

$$\Delta H_p = H_{ic} - H_c$$

$$\Delta V_p = V_{ic} - V_c$$

$$\Delta M_p = M_{ic} - M$$

- ΔP_p 와 ΔH_{PC} 의 관계

$$\frac{\Delta P_p}{\Delta H_{PC}} = 0.0010813 \sigma_s \cdot \frac{inHG}{ft}$$

여기서 σ_s 는 $(H_k + \frac{\Delta H_{PC}}{2})$ 에서 측정된다.

· $(H_k + \frac{\Delta H_{PC}}{2}) \leq 36,089ft$ 일때

$$\sigma_s = 1 - 6.8753 \times 10^{-6} \left(H_k + \frac{\Delta H_{PC}}{2} \right)^{4.2661}$$

· $(H_k + \frac{\Delta H_{PC}}{2}) \leq 36,089ft$ 일때

$$\sigma_s = 0.29707 e^{-4.80634 \times 10^{-4} \left[\left(H_k + \frac{\Delta H_{PC}}{2} \right) - 36,089.24 \right]}$$

- ΔP_p 와 ΔV_{PC} 의 관계

· $V_{ic} \leq aSL$ 일때

$$\frac{\Delta P_P}{\Delta V_{PC}} = \frac{1.4 P_{aSL}}{aSL} \left[1 + 0.2 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 \right]^{2.5}$$

. Vic ≥ aSL일때

$$\frac{\Delta P_P}{\Delta V_{PC}} = 52.854 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^6 \frac{\left[2 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 - 1 \right]}{\left[7 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 - 1 \right]^{3.5}}$$

- ΔP_P 와 Δq_{cic}의 관계

. Vic ≤ aSL일때

$$\frac{\Delta P_P}{q_{cic}} = \frac{\left\{ 1.4 \frac{V_{ic}}{aSL} \left[1 + 0.2 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 \right]^{2.5} \frac{\Delta V_{PC}}{aSL} \right\} + \left\{ 0.7 \left[1 + 0.2 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 \right]^{1.5} \left[1 + 1.2 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 \right] \left(\frac{\Delta V_{PC}}{aSL} \right)^2 \right\}}{\left[1 + 0.2 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 \right]^{3.5} - 1}$$

. Vic ≥ aSL일때

$$\frac{\Delta P_P}{q_{cic}} = \frac{7 \frac{V_{ic}}{aSL} \left[2 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 - 1 \right] \frac{\Delta V_{PC}}{aSL} + \frac{7 \left[7 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^4 - 4.5 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 + 3 \right] \left(\frac{\Delta V_{PC}}{aSL} \right)^2}{\left[7 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 - 1 \right]^2}}{\left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 \left[1 - \frac{\left[7 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 - 1 \right]^{2.5}}{166.921 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2} \right]}$$

- ΔH_{PC} 와 ΔV_{PC}의 관계

. Vic ≤ aSL일때

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

. Vic ≥ aSL일때

$$\frac{\Delta H_{PC}}{\Delta V_{PC}} = \frac{48.880}{\sigma_s} \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^6 \frac{2 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right) - 1}{\left[7 \left(\frac{V_{ic}}{aSL} \right)^2 - 1 \right]^{3.5}}$$

- ΔM_{PC} 와 ΔH_{PC}의 관계

. $M_{ic} \leq 1.00$ 일때

$$\frac{\Delta M_{PC}}{\Delta H_{PC}} = 0.007438 \frac{(1+0.2M_{ic}^2)}{T_{\infty} M_{ic}}$$

. $M_{ic} \geq 1.00$ 일때

$$\frac{\Delta M_{PC}}{\Delta H_{PC}} = 0.001488 \frac{M_{ic}(7M_{ic}^2 - 1)}{T_{\infty}(2M_{ic}^2 - 1)}$$

- ΔM_{PC} 와 $\Delta P_{P/q_{ic}}$ 의 관계

. $M_{ic} \leq 1.00$ 일때

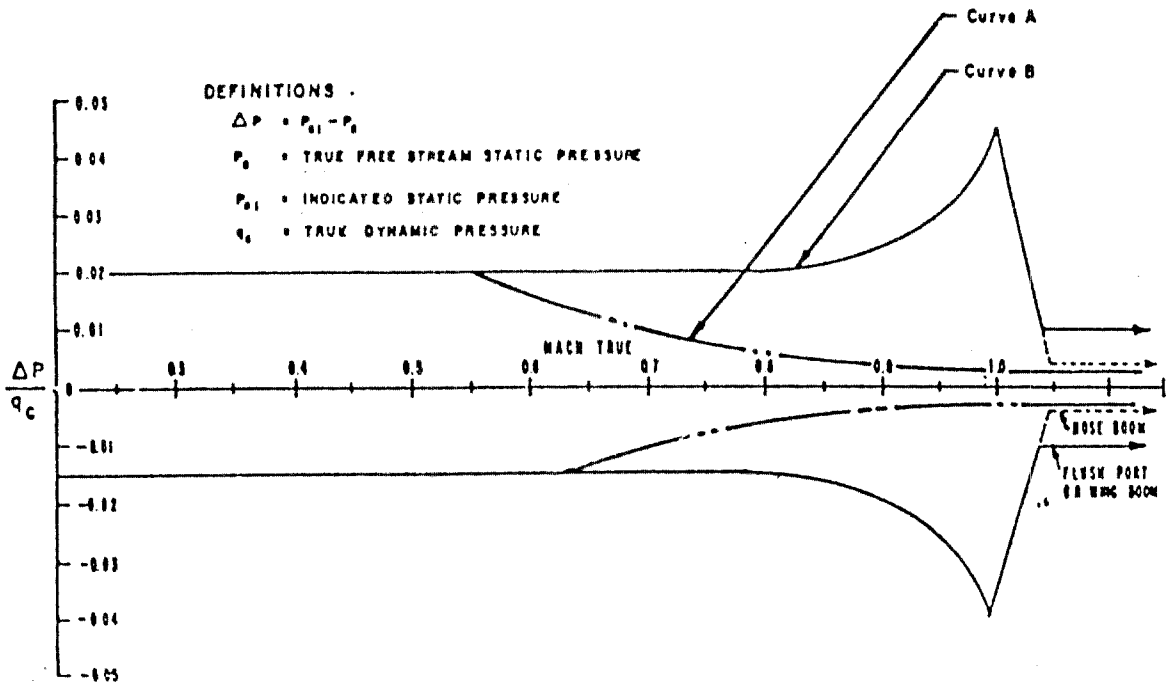
$$\frac{\Delta M_{PC}}{\Delta P_{P/q_{ic}}} = \frac{(1+0.2M_{ic}^2)}{1.4M_{ic}} [(1+0.2M_{ic}^2)^{3.5} - 1]$$

. $M_{ic} \geq 1.00$ 일때

$$\frac{\Delta M_{PC}}{\Delta P_{P/q_{ic}}} = \frac{M_{ic} [166.921M_{ic}^4 - (7M_{ic}^2 - 1)^{2.5}]}{7 (7M_{ic}^2 - 1)^{1.5} (M_{ic}^2 - 1)}$$

4.4 장착오차 허용범위.(MIL-Spec')

- 가. 항공기의 총 중량영역과 Clean Configuration에서 정압 장착오차는 도표 1.의 범위를 초과하면 안된다.
 - 정압 장착오차가 B 영역이내이고 A 영역 이내에 들지 않으면 Air Data Computer를 통한 보정이 필요하다.
 - 정압 장착오차가 완전히 영역 A이내이면 Air Data Computer 를 통한 과정이 필요 없다.
- 나. 전 초음속 영역에서 장착오차 ($\Delta P/q_c$)는 Flush static port installation에 대해서 $\pm 1.0\%$ 를 초과 하지 않고 Nose Boom위치에 대해서는 $\pm 0.4\%$ 초과 하지 않는다.
- 다. L/G와 W/F을 내리고 Mach 0.4 이하의 착륙 형상에서 고도 허용은 $\pm 30ft$ 이다.
- 라. S/B작동, Fire control doors, Gun ports, Bomb bay doors, L/G, W/F, 등 유사한 장비는고도, 속도에 $\pm 2Kts$, $\pm 15ft$ 의 변화를 일으켜서는 안된다.
- 마. 측정된 정압은 항공기의 전 Mach No에서 실제 정압과 0.4% 이상 차이가 나서는 안된다.



< 도 표 1. >

Mach No	장착오차 ($\Delta P/q_c$)
0.3	-0.015 ~ +0.020
0.4	-0.015 ~ +0.020
0.5	-0.015 ~ +0.020
0.6	-0.015 ~ +0.017
0.7	-0.012 ~ +0.012
0.8	-0.008 ~ +0.008
0.9	-0.005 ~ +0.005
1.0	-0.003 ~ +0.003
1.1	-0.002 ~ +0.002
1.2	-0.002 ~ +0.002

< 영역 A에서 속도에따른 장착오차 허용 범위 >

4.5 Free air temperature 측정

비행시험 업무에 사용되는 온도 Sensor의 기준 허용오차는 최대 $\pm 0.5^\circ$ 이다. 계기는 사용이 고려 되어지는 온도범위에서 매 2° 단위로 수정된다.

가. 아음속에서는 Mach No와 고도에 따른 K 값의 변화가 크지 않으나 초음속에서는 아주 크다.

나. 항공기가 각 Mach No에서 비행시 Recovery factor K 는 다음과 같다.

$$K = \left(\frac{T_{ic}}{T_a} \right) \frac{5}{M^2}$$

$$M = \frac{V_a}{38.967\sqrt{T_a}}$$

$$T_{ic} = T_a + \frac{K V_t}{7592}$$

여기서 T_a = Free air temperature

T_{ic} = 계기오차 수정된 Indicated temperature

M = Free stream Mach No

K = Recovery factor

V_a = Test day 진대기 속도

V_t = 진대기 속도 이다.

4.6 보정방법(Trailing cone method)

가. 일반사항

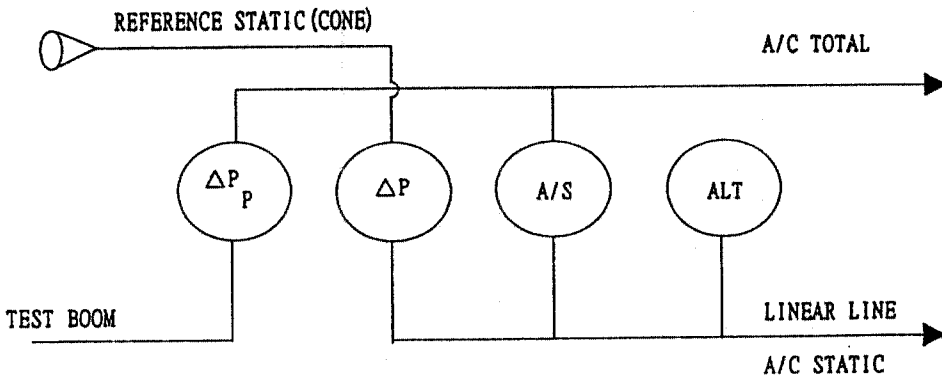
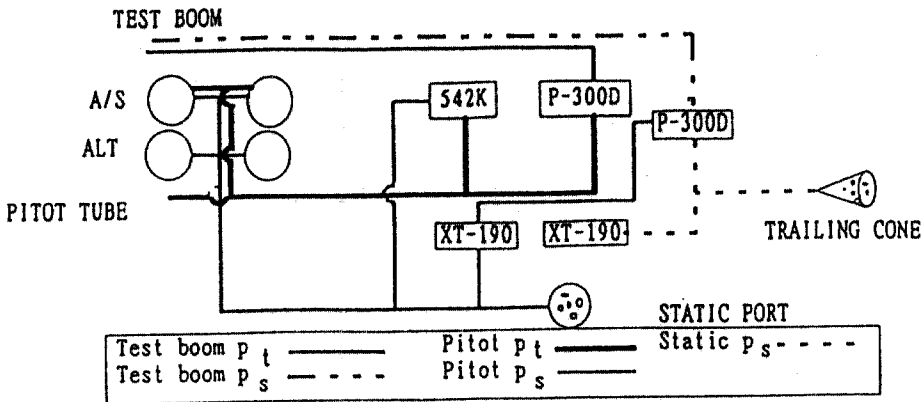
- 정압의 측정은 항공기의 압력장 영향을 무시 할 수 있는 곳에서 Cone을 위치시켜 전 속도영역 및 항공기 외장별로 일정한 고도 출력을 유지하여 Cone을 안정시킨 후 Free stream static pressure를 기록한다.
- 측정된 Free stream static pressure는 정압오차를 얻기 위해 Differential pressure gauge에 연결한다.
- 비공식으로 NASA Langley Research Center에서 수행한 Cone system 시험에서 ΔP 의 측정 정밀도는 $M=0.7-0.88$ 의 속도에서 $\pm 0.2\%$ qc이다.

나. 필요계기

- A/S indicators, altimeters, ΔP gauges
- Calibrated OAT gauge
- Trailing cone static source
- Reference total head

다. System구성

Nylon Tube를 지그재그로 묶어 Solenoid 잠금 장치에 고정시켜 이륙후 지면과 충분히 떨어진 고도에서 Release 시킨다.



라. 자료 획득 방법

항공기를 직선 수평상태로 안정 시키고 항공기 외장별로 전 속도 구간을 매 10Kts 단위로 아래와 같은 목록을 작성 한다.

이륙중량					일 시			
조종사 목표속도								
지시속도 (V _i)kts								
지시고도 (H _i)ft								
외기온도 (T) °K								
연료량 W _f								
ΔP _p								
ΔP _s								
Flaps								
Gear								
기 타								

마. 자료 분석 방법

위에서 얻은 자료를 아래와 같은 표를 이용하여 자료 분석을 한다.

번호	내용	기 호	단 위	비 고
1	지시속도	V _i	Kts	
2	속도계 계기오차	ΔV _{ic}	Kts	
3	계기오차를 수정한 속도	V _c	Kts	
4	계기오차를 수정한 속도	V _c	ft/sec	3항 × 1.689 = ft/sec
5	외기온도	OAT	°K	
6	연료무게	W _{Fuel}	lbs	1 us gal = 5.87 lb 1 imp gal = 7.2 lb
7	Pitot 압력차이	ΔP _p	inH ₂ O	
8	Pitot 압력차이	ΔP _p	lb/ft ²	7항 × 5.2 = lb/ft ²
9	정압차이	ΔP _s	inH ₂ O	
10	정압차이	ΔP _s	lb/ft ²	9항 × 5.2 = lb/ft ²
11	전체장착오차수정	ΔP _D	lb/ft ²	ΔP _D = ΔP _p - ΔP _s
12	속도계 장착오차	ΔV _{PC}	ft/sec	ΔV _{PC} = ΔV _c - ΔV _{ic}
13	속도계 장착오차	ΔV _{PC}	Kts	12항 × 0.5921 → Kts
14	지시고도	h _{Pi}	ft	
15	고도계 장착오차	(Δh _p) _{PC}	ft	(Δh _p) _{PC} = -ΔP _s / (ρ ₀ g)
16	고도계 장착오차	(Δh _p) _{PC}	ft	(Δh _p) _{PC} = -ΔP _s / (ρ g)
17	고도계 계기오차	Δh _{Pic}	ft	
18	계기오차 수정고도	h _{Pic}	ft	h _{Pic} = h _{Pi} + Δh _{Pic}
19	동 압	q	lb/ft ²	q = ½ ρ V ²
20	양력계수	C _L		L = ½ ρ S V ² C _L

▣ 참고문헌

1. Flight Test Engineering Handbook, Air Force Flight Test Center,U.S.A.
2. Introduction to Flight Test Engineering,Donald T.Ward,Elsevier
3. Measurement of Aircraft Speed and Altitude,William Gracey,
A Wiley-Interscience Pub.
4. Flight Test Manual,Pergamon Press
5. Airplane Aerodynamics & Performance,Roskam,The University of Kansas