

論文

기압 고도의 정밀도 향상을 위한 정압 오차 모델에 관한 연구

정석영*, 안창수*

Study on Static Pressure Error Model for Pressure Altitude Correction

Suk Young Jung* and Chang Soo Ahn*

ABSTRACT

In GPS/INS/barometer navigation system for UAV, vertical channel damping loop was introduced to suppress divergence of the vertical axis error of INS, which could be reduced to the level of accuracy of pressure altitude measured by a pitot-static tube. Because static pressure measured by the pitot-static tube depends on the speed and attitude of the vehicle, static pressure error models, based on aerodynamic data from wind tunnel test, CFD analysis, and flight test, were applied to reduce the error of pressure altitude. Through flight tests and sensitivity analyses, the error model using the ratio of differential pressure and static pressure turned out to be superior to the model using only differential pressure, especially in case of high altitude flight. Both models were proposed to compensate the effect of vehicle speed change and used differential and static pressure which could be obtained directly from the output of pressure transducer.

초 록

무인기의 INS/GPS/기압고도계 결합항법 시스템에서 수직채널감쇠루프를 사용하여 고도 오차를 보정할 때 비행 고도의 오차를 감소시키기 위해서 기압고도계의 정밀도를 향상시켜야 한다. 피토정압관을 사용하여 기압 고도를 측정할 때 비행 속도와 자세 등의 변화에 따라 피토정압관 주위의 압력이 변하여 정압 오차에 의한 기압 고도의 오차를 유발한다. 정압 오차를 보정하기 위하여 풍동 시험과 CFD, 비행 시험 등의 자료를 이용하여 피토정압관 측정 압력의 변화를 분석하고 받음각과 비행 속도에 따른 압력 오차의 모델을 수립하였다. 비행 속도 변화에 의한 오차를 보정하기 위하여 피토정압관의 차압과 차압/정압 비를 사용한 두 가지 오차 모델에 대하여 압력 섭동에 대한 민감도 해석을 하였고 비행 시험에 적용하여 차압/정압 비를 사용한 모델이 고고도 비행 특성이 우수하다는 결론을 얻었다.

Key Words : Pressure Altitude(기압 고도), Pitot-Static Tube(피토정압관), Standard Atmosphere(표준대기), Static Pressure(정압), Differential Pressure(차압), Total Pressure(전압), Static Pressure Error(정압 오차), Pressure Altitude Correction(기압 고도 보정)

1. 서 론

† 2004 년 8월 19일 접수 ~ 2005 년 3월 3일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

연락처, E-mail, monguss@hananet.net

대전 유성우체국 사서함 35-3호 3-2-1

무인기는 조종사 탑승을 위한 공간이 필요 없
어 크기가 작아 피탐율이 낮고 격추에 의한 인명

기 호

C_P	압력계수(Pressure Coefficient)	C_P^E	압력계수 오차(Pressure Coefficient Error)
g	중력 가속도(Gravity Acceleration)	H	고도(Altitude)
M	마하수(Mach Number)	p	압력(Pressure)
p_S	정압(Static Pressure)	p_T	전압(Total Pressure)
q	동압(Dynamic Pressure)	q_D	차압(Differential Pressure)
R	공기의 기체상수(Gas Constant)	T	온도(Temperature)
α	받음각(Angle of attack)	α_e	추정된 받음각(estimated AOA)
β	기온감률(Slope of temperature) 또는 옆미끄럼각(Sideslip angle)	γ	비열비(ratio of specific heat)
아래첨자		∞	자유류 혹은 비행조건(Free stream or flight condition)
ref	기준값(Reference Value)		

손실의 위험이 없기 때문에 결과적으로 유인기에 비하여 생존성이 높고 비용 대 효과가 크며 상대적으로 위험도가 큰 임무에 적합하다. 이러한 이유에서 최근 우리나라를 포함하여 여러 나라에서 전장 감시나 정찰 등의 임무를 수행하는 무인기를 개발하였거나 개발 중에 있다. 나아가 실시간 정보 제공과 통신 중계, 공격 능력까지 갖추어서 미래의 전투 체계에서 필수적인 요소로 자리 잡고 있으며 민간 분야에서도 인명 구조나 국경/해안 감시, 대테러 작전, 환경 감시, 무선 통신 중계 등 그 활용의 폭을 넓히고 있다¹.

무인기는 조종을 위하여 외부 조종이나 자동 비행을 위한 탑재 장비 및 소프트웨어 등이 필요하며 조종에 필요한 무인기의 위치/자세 등 정확하고 신뢰성이 높은 항법 정보가 제공되어야 한다. 항법 정보를 얻기 위한 방법으로는 관성 항법 시스템(INS, Inertial Navigation System)과 전파 항법 시스템 등이 있으며 특정 정보만을 제공하는 고도계, 자력계 등이 있다. 외부 장치의 도움 없이 독자적인 항법 정보를 제공하는 관성 항법 장치는 비교적 정확하나 가격이 비싸고 오차가 시간이 증가함에 따라 누적되는 단점을 갖고 있다. 특히 수직축 오차 성분은 기하급수적으로 증가하는 경향을 갖고 있어 다른 항법 장치를 사용하여 오차를 보정할 필요가 있다. 대표적인 전파 항법 장치인 GPS는 오차 누적 등의 문제가 없어 안정적이지만 전파 송수신 환경 변화에 민감하며 재밍의 가능성도 있다. 대체로 무인기의 항법 시스템으로 INS/GPS/고도계 등이 결합된 항법 시스템을 사용하며² INS의 수직축 오차 성분의 발산을 막기 위하여 GPS 또는 고도계의 정보를 이용한 수직체널감쇠루프³ 방법을 사용한

다. 수직체널감쇠루프는 GPS 또는 고도계의 정보를 이용하여 수직축 고도 오차 성분을 GPS 또는 고도계의 오차 수준으로 감소시키는 방법이다. 고도계로는 주로 기압 고도계가 사용되며 피토탈압관(Pitot-Static Tube)과 같은 압력 측정 장비를 통하여 대기 중의 고도에 따른 공기 압력의 변화를 이용하여 고도를 측정한다. 피토탈압관 등 압력 측정 장치는 이미 기존의 항공기에서 기압 고도만이 아니라 항공기의 자세, 속도 등을 측정하기 위하여 장착되어 널리 사용되는 장비이다. 기압 고도계는 무인기 주위의 공기 압력을 측정하는 기계적인 장치이기 때문에 신뢰성이 높으며 환경의 변화에 둔감하여 안정적인 측정이 가능하다. 또한 빛이나 전파, 소음을 발산하지 않기 때문에 은밀성이 뛰어나다. GPS와 기압 고도계를 동시에 사용함으로써 장단점을 보완할 수 있다.

정확한 고도 정보는 특히 저고도 비행을 하는 무인기에서 안전한 비행을 위하여 매우 중요하다. Fig. 1에서 보는 바와 같이 고도의 종류에는 기압 고도(Pressure Altitude)와 해발 고도(True Altitude) 등이 있다. 기압 고도는 표준 대기에 대하여 기압과 고도의 관계에 의하여 산출된 고도이며 해발 고도는 평균 해수면으로부터 수직 거리로 산출된 고도이다. 항법 정보로써 유용한 고도는 해발 고도이나 기압 고도계를 사용하는 경우 기압 고도가 제공된다. 그림에서처럼 해발 고도와 기압 고도는 대부분 일치하지 않으며 이는 계절이나 지역, 시간대에 따라 혹은 기상 현상 등으로 인한 대기 압력 특성이 변하기 때문이다. 또한 비행체의 속도와 자세 등에 따라 비행체 주위의 유동장이 변하기 때문에 피토탈압관

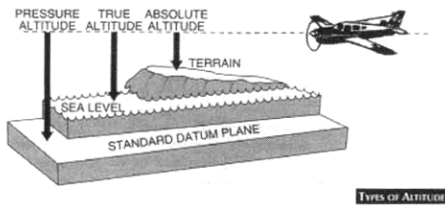


Fig. 1. Types of Altitude

주위의 압력이 달라져 대기압과 정압의 차이가 발생하여 고도 오차가 유발될 수 있다.

그러므로 정밀한 고도 제어를 위해서 기압 고도를 해발 고도와 일치시켜야 하며 대기압과 정압의 차이를 되도록 감소시켜야 한다. 기압 고도의 정밀도 향상을 목적으로 한 본 연구에서는 기압 고도와 해발 고도의 차이를 감소하기 위하여 표준 대기 모델을 수정하여 기압 고도를 산출하였으며, 피토펙압관에서 측정되는 정압의 오차를 보정하기 위하여 풍동 시험과 CFD, 비행시험 자료를 이용한 정압 오차의 모델을 수립하였다. 압력 섭동에 대한 민감도 해석을 통하여 정압 오차 모델의 불확실성을 분석하였으며 지상 추적 레이더나 GPS 등에 의하여 측정된 비행 고도와 기압 고도를 비교하여 오차 모델의 정확도를 분석하였다.

II. 본 론

2.1 기압 고도

2.1.1 표준 대기과 기압 고도

공식적인 대기권의 표준 상태는 ISO 표준 대기이며 민간 항공 규정에서는 ICAO 표준 대기를 사용한다. 두 표준 대기는 저고도에서 완전히 동일하나 ICAO 표준 대기는 32Km까지만 대기압과 고도 사이의 관계가 규정되어 있다. 이러한 표준 대기의 압력과 고도의 관계를 이용하여 비행 중 측정된 압력으로부터 비행 고도를 추정할 수 있다. ISO 표준 대기는 해면 고도에서 1기압, 15°C인 상태를 기준으로 정의되는데, 실제 대기는 위치, 계절 그리고 일기마다 다른 특성을 가지기 때문에 표준 대기와는 다른 분포를 가질 수 있다. ISO 표준 대기 모델을 사용하는 미 우주왕복선에서 기압 고도계의 오차의 상당 부분인 75%가 표준 대기 모델에서 비롯된 것으로 추정되었다.⁴

항공 항법에서는 여러 가지 기압 고도계 지정 방법, QFE, QNH, QNE⁵ 등이 있으며 이는 용도

에 따라 사용하는 대기 모델의 차이에 따른 것이다. 해발 고도와 유사한 기압 고도를 산출하기 위해서는 실제 대기의 압력 분포와 유사한 대기 모델을 사용하는 것이 매우 중요하다. 이를 위하여 본 연구에서는 다음과 같이 수정된 표준 대기 모델로부터 대류권으로 알려진 약 고도 11km까지 적용할 수 있는 압력과 고도의 근사관계를 사용하였다.

$$H = H_{ref} + \frac{T_{ref}}{\beta} \left(\frac{p}{p_{ref}} \right)^{\frac{-R\beta}{g}} - 1 \quad (1)$$

H_{ref} : 기준 고도

p_{ref} , T_{ref} : 기준 고도에서 대기압과 온도

β : 기온 감률(= -6.5°C/km)

R : 기체 상수

g : 중력 가속도

식(1)은 임의의 기준 고도와 그 고도에서의 대기압과 온도를 기준으로 기압 고도를 계산하기 때문에 비행 당일과 지역의 대기 상태를 사용하면 일기와 지역에 따른 대기 모델의 오차를 줄여 해발 고도에 유사한 기압 고도를 산출할 수 있다. 고도가 상승하면서 대기 온도가 선형적으로 감소하는 특성을 나타내는 기온 감률은 표준 대기의 값을 사용하였다. 기온 감률은 대기의 습도에 따라 다르며 특히 온도가 고도에 따라 상승하는 역전층이 존재하기도 한다. 이러한 기상 현상에 따라 기압 고도의 오차가 커지나 본 연구에서는 기온 감률에 대한 영향은 고려하지 않았다.

대기 모델의 정확도를 검증하기 위하여 대기 측정 기구를 이용한 특정 지역의 기상 측정을 통하여 고도별 대기 특성을 분석한 결과인 Fig. 2

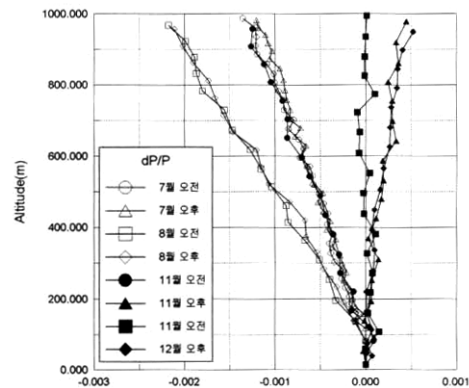


Fig. 2. Pressure Deviations from Standard Atmosphere Model

로부터 고도 1km까지 최대 약 0.2%의 압력 오차가 식(1)의 대기 모델에서 발생함을 알 수 있다. 그림은 여름과 겨울 특정일의 오전과 오후의 기상 자료에서 고도별 측정 압력과 식(1)의 모델에서 산출된 고도에 따른 압력의 차 dP 를 고도에서의 산출 압력 P 으로 나고 그 값을 고도에 따라 그린 것이다. 그림에서 압력 오차가 고도에 따라 증대하는 경향을 갖고 있으며 이는 기온 감률의 차이에서 유발된 오차로 추정된다. 그림에서 0.2%의 압력 오차는 약 1.8mb의 압력 차이를 의미하며 고도 1000m에서 약 19m의 고도 오차를 유발한다. 작은 양의 압력 차이도 큰 고도 오차를 가져오기 때문에 비행 고도가 높아지면 해발 고도와 기압 고도 사이의 상당한 차이가 발생할 수 있다.

2.1.2 압력 측정 오차

비행체에서 압력을 측정하기 위하여 여러 형태의 장비가 사용되며 본 연구에서는 Fig. 3과 같은 형태의 L형 피토탄압관을 기체에 장착하여 비행 중 압력을 측정하였다. 피토탄압관과 연결된 압력 변환기로는 ADM을 사용하였으며 출력으로 정압, 전압과 정압의 차인 차압을 제공한다.

일반적으로 피토탄압관에서 측정되는 전압은 넓은 받음각 영역에서 변화가 작다. 전압은 유선을 따라 변하지 않기 때문에 경계층 밖에서 측정하거나 박리, 와류 등에 의한 영향을 받지 않는다면 거의 동일한 값을 측정할 수 있다. 반면에 정압은 비행체에 의한 유동 간섭과 받음각 등의 비행 자세 등에 따라 영향을 받아 오차를 유발할 가능성이 매우 크다.⁷ 기압 고도계는 측정된 정압을 자유류 압력으로 간주하여 기압 고도를 산출하기 때문에 대기압과 피토탄압관에서 측정되는 정압의 차이인 정압 오차는 기압 고도의 오차로 직결된다. 이러한 이유에서 피토탄압관은 비행체 선두부 등 비행체에 의한 간섭이 최소화 되는 곳을 선택하여 설치하는 것이 가장 바람직

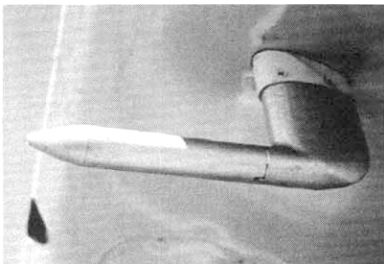


Fig. 3. L-Shaped Pitot-Static Tube

Table 1. Pressure Altitude Error due to Static Pressure Error

$c_p = 0.01$	$H_\infty = 500m$	$H_\infty = 1000m$
$M_\infty = 0.3$	5m	5m
$M_\infty = 0.5$	15m	14m

하다. 이 경우에도 받음각 등에 의한 영향은 무시할 수 없다. 또한 전자파 센서 등 탑재장비의 간섭 때문에 선두부에 장착하지 못하는 경우 자유류 압력과 유사한 압력이 분포하는 위치에 설치하거나 풍동 시험이나 CFD 해석 등을 통하여 설치된 피토탄압관에서 측정되는 압력의 특성을 분석하여 정압을 보정할 수 있어야 정압 오차에 의한 기압 고도 오차를 감소시킬 수 있다. 표. 1은 표준 대기 상태에서 압력 계수의 작은 차이에 따른 기압 고도의 오차를 계산한 것으로 마하수와 비행 고도에 따라 차이가 있지만 미소한 압력 계수의 변화로 생기는 대기압과 정압의 차이로 인하여 큰 고도 차이를 불러올 수 있다.

본 연구에서 피토탄압관을 비행체 선두부에 설치할 수 없었기 때문에 CFD 해석으로부터 산출된 비행체 주위의 압력 분포 자료를 바탕으로 설치 위치를 선택하고 풍동 시험과 비행 시험을 통하여 피토탄압관의 정압 측정 특성을 분석하였다. 이러한 해석을 거쳐 피토탄압관의 설치 위치를 선정하거나 특성을 분석하여 보정하여도 해석 오차나 제작 공차 등의 원인으로 정압 오차가 존재할 수 있다. 또한 본 연구에서는 피토탄압관이 주익보다 앞쪽에 설치되어 있으나 날개나 조종면 등과의 간섭으로 인한 영향을 받을 수 있으며 비행체의 경계층 특성이나 난류 등 고려하지 못한 요인으로 인하여 오차가 발생할 수도 있다.

2.2 정압 오차 모델

비행 조건 및 비행 자세로부터 유발되는 정압의 오차 c_p^E 는 다음과 같이 여러 무차원 유동 변수에 의하여 결정된다. 비행시험과 풍동시험 결과 분석에서 옆미끄럼각 β 와 레이놀즈 수의 영향이 크지 않았기 때문에 본 연구에서는 받음각과 마하수에 의한 영향만을 고려하였다.

$$c_p^E = c_p^E(\alpha, \beta, M_\infty, Re_\infty, \dots) \approx c_p^E(\alpha, M_\infty) \quad (2)$$

우선 받음각에 의한 정압 영향을 분석하기 위하여 풍동 시험과 비행 시험을 통하여 피토탄압관에서 측정된 정압과 받음각의 상관관계를 분석하였다. 비행 시험 중 받음각을 측정하기 위해서

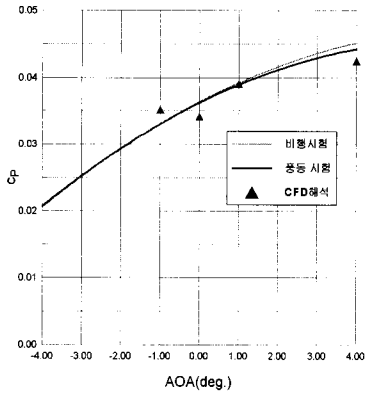


Fig. 4. Static Pressure of Pitot-Static Tube as Function of AOA

별도의 측정 장치를 장착할 필요가 있으나 비행체 주위의 압력장을 변화시켜 피토정압관의 정압 특성을 변화시킬 가능성이 있기 때문에 비행체에 설치된 가속도계에서 측정된 값과 공력 설계 단계에서 확보된 공력 특성을 이용하여 비행 시험에서 비행체 질량 m 에 대해 비행체의 받음각을 다음과 같이 추정하였다.

$$\alpha_e = \frac{m a_z}{C_{L\alpha} q_D S_{ref}} \quad (3)$$

Fig. 4는 순항 조건에서 받음각에 따른 피토정압관의 압력 특성을 보여주고 있으며 비행 시험과 풍동 시험, CFD 해석의 결과가 비교적 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. 비행 시험과 풍동 시험의 압력 차이는 미소하기는 하지만 유동의 레이놀즈 수 차이에서 비롯된 동체의 경계층 두께 차이에서 비롯된 것으로 사료된다. 이러한 분석을 바탕으로 식(2)의 정압 오차 모델에서 받음각에 의한 영향을 모델링하였다.

마하수의 영향을 고려하기 위하여 다음과 같이 두 가지 방법을 사용하였다.

2.2.1 차압 모델

마하수의 변화, 즉 비행 속도의 변화는 주로 이차력이나 순항, 선회 등 임무에 따른 비행 형태의 변화에서 기인한다. 비행 속도의 변화는 피토정압관에서 측정된 동압이나 차압의 변화로 감지할 수 있다. Fig. 5는 비행 가속 구간의 마하수와 측정된 차압을 보여주고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 차압과 마하수의 변화가 같은 특성을 보이므로 정압 오차는 받음각과 차압의 함수로 표현할 수 있으며 Taylor 급수 전개를 통해 다음과 같이 정압 오차 모델을 수립할 수 있다.

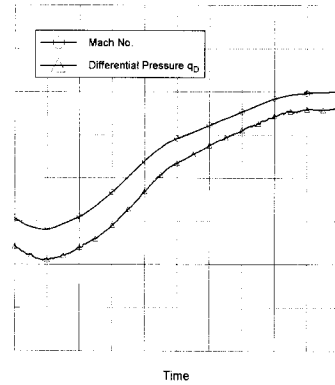


Fig. 5. Differential Pressure of Pitot-Static and Mach No. from Flight Test Data

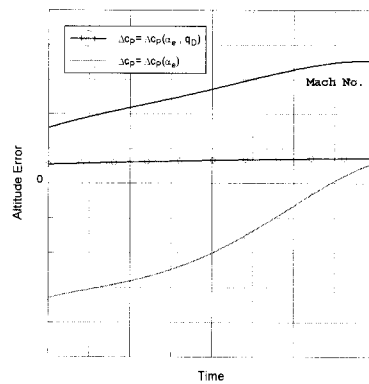


Fig. 6. Effect of Differential Pressure on Static Pressure Error Model

$$\begin{aligned} c_P^E &= c_P^E(\alpha_e, q_D) \\ &\approx c_{P_0}^E + \frac{\partial c_P}{\partial \alpha_e} \alpha_e + \frac{\partial c_P}{\partial q_D} q_D \end{aligned} \quad (4)$$

차압을 사용한 오차 모델을 통하여 비행 중 측정된 정압의 오차를 보정하면 비행 속도의 변화에 따라 기압 고도의 오차를 감소시킬 수 있다. 식(4)의 우변 첫 번째 항은 피토정압관의 장착 위치 선정이나 피토정압관의 장착 공정에서 유발된 오차이다. Fig. 6은 마하수 변화에 따른 기압 고도 오차의 특성을 비교한 것으로 받음각에 차압을 추가로 고려할 경우 고도 오차가 상당히 줄어들음을 볼 수 있다. 받음각만을 사용하는 정압 오차 모델은 특정 비행 마하수 영역에서 적용할 수 있으며 차압을 추가로 사용할 경우 보다 넓은 비행 마하수 영역에 대해 적용할 수 있다. 기압 고도 오차를 산출하기 위한 해발고도는 지상 레이더 추적 자료와 GPS 자료를 사용하였다.

2.2.2 차압/정압 비 모델

차압을 사용한 오차 모델은 비행 중 피토정압관에서 측정된 차압을 그대로 사용하기 때문에 내부 보정 알고리즘이 간단하다는 장점을 가지고 있다. 또한 비행 마하수나 동압 등의 정보는 피토정압관에서 측정된 압력들을 처리한 후 얻을 수 있는 자료이기 때문에 정압 보정 단계에서 이용할 수 없다. 즉 정압 오차 모델을 사용하여 정압을 보정한 후에 비행 마하수 등에 대한 산출이 가능하기 때문에 압력 측정 단계에서 이용 가능한 차압을 사용한 것이다. 그러나 식(4)에서 압력계수와 받음각이 모두 무차원 변수인데 비하여 압력의 차원을 갖는 차압을 사용하는 문제를 가지고 있다. 또한 차압과 정압의 비가 마하수와 관계를 갖고 있기 때문에 정압의 변화가 없다는 가정 하에서 차압의 변화가 마하수의 변화를 대신할 수 있다. 즉 계절이나 일기 변동, 비행 고도 등에 따른 대기압 변화에 따라 마하수가 동일하여도 대기압의 변동 때문에 차압 값에는 변화가 생길 수 있다.

이러한 대기 환경의 변화에 따른 영향을 고려하기 위하여 다음과 같이 차압 대신 차압과 정압의 비를 사용한 정압 오차 모델을 도입하였다. 정압 역시 차압과 마찬가지로 피토정압관의 압력 측정 단계에서 직접 이용 가능하다.

$$c_p^E = c_p^E(\alpha_e, \frac{q_D}{p_s})$$

$$\approx c_{p_o}^E + \frac{\partial c_p}{\partial \alpha_e} \alpha_e + \frac{\partial c_p}{\partial (\frac{q_D}{p_s})} \frac{q_D}{p_s} \quad (5)$$

Fig. 7은 비행 마하수가 일정하게 유지된 구간에서 비행 고도에 따른 기압 고도 오차를 보여주고 있다. 차압을 사용한 오차 모델은 비행 고도가 상승함에 따라 기압 고도 오차가 증가함을 보여주고 있으며 이는 고도에 따른 대기압의 감소로 비행 마하수가 일정함에도 불구하고 차압이 감소하기 때문에 생긴 오차이다. 차압과 정압의 비를 사용한 오차 모델로 기압 고도를 보정할 경우 고도 변화에 따른 기압 고도의 오차가 상당히 줄어들음을 그림에서 확인할 수 있다.

그림에서 차압과 정압의 비를 사용한 모델의 경우 일정 고도 이상에서 기압 고도의 오차가 선형적으로 증가하는 것을 볼 수 있는데 이는 정압 오차에서 비롯된 것이 아니라 해발 고도와 기압 고도의 차이에서 발생한 것이다. 비행 시험 당일의 기상 관측 자료인 Fig. 8로부터 오차 증가가 시작되는 고도 부근에 역전층이 형성되어 있음을

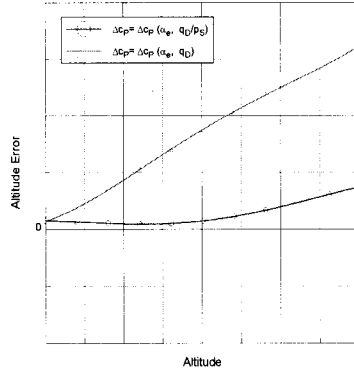


Fig. 7. Pressure Altitude Error as Function of Flight Altitude

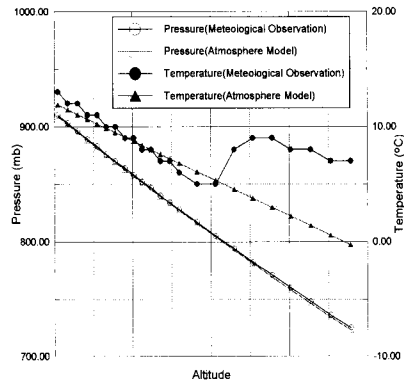


Fig. 8. Deviation of Atmosphere Model dueto Inversion Layer

볼 수 있다. Fig. 7에서 고도 오차가 증가하기 시작하는 고도와 Fig. 8에서 역전층이 시작되는 고도가 일치한다. 그러므로 이부분의 오차는 기온 특성으로 인한 대기 모델의 오차가 증가한데서 기인한다고 판단된다. 참고 문헌[6]에는 역전층으로 인한 기압 고도 오차의 측정 결과가 제시되어 있다. 역전층으로 인한 기압 고도 오차는 표준 대기 모델의 기온 감률을 사용하고 기온 감률 변화에 대한 보정을 하지 않기 때문에 발생한 문제이며 제작 공차나 경계층 영향 등 고려하지 않은 요인에서 발생하는 정압 오차와 함께 기압 고도계를 사용한 수직채널감쇠루프의 고도 오차에 포함된다.

2.2.3 민감도 해석

차압과 정압의 비를 사용하는 정압 오차 모델이 갖는 문제점은 보정 대상인 정압을 보정 모델의 변수로 사용한다는 것이다. 비록 큰 값의 정압 오차를 보정하는 것은 아니지만 오차 보정 대상을 사용하여 보정하는 것은 엄밀하지 않으며 오차가 증폭되어 나타날 수 있는 소지가 있다.

본 연구에서는 차압과 정압의 비를 사용한 모델의 엄밀성을 검증하기 위하여 섭동에 의한 오차 특성을 분석하였다. 오차 모델의 불확실성을 다루는 방법에는 민감도 해석과 불확실성 해석이 있으며 섭동에 의한 오차 분석은 민감도 해석에 해당하고 대표적인 불확실성 해석으로는 Monte Carlo 모사를 들 수 있다.⁸ 민감도 해석과 불확실성 해석을 모두 수행하여야 모델의 불확실성에 대한 분석이 완료되었다고 할 수 있으나 Monte Carlo 모사 등을 수행하지 않았고 민감도 해석만으로 불확실성을 분석하였다.

섭동에 의한 오차 분석을 위하여 발생할 수 있는 압력의 섭동을 대기 섭동과 국부 압력 섭동의 두 가지 경우로 구분하였다. 대기 섭동은 대기 환경 변화에 따른 섭동으로 고도 변화나 일기 변화, 바람 영향 등에 따른 압력의 변동을 나타내며 국부 압력 섭동은 난류나 진동, 전기적인 노이즈 등의 영향으로 인한 압력의 변동을 의미한다. 피토정압관에서 측정하는 압력은 정압과 전압이고 변환기에서 출력은 정압과 차압이기 때문에 국부 섭동으로는 정압 섭동, 전압 섭동, 그리고 차압 섭동, 세 가지를 고려하였다.

① 대기 섭동

대기 압력의 변화 Δp 는 정압 변화에 그대로 나타나며 전압과 차압은 비행 마하수와 정압에 따라 변하게 된다. 그러므로 섭동의 영향을 받은 정압 p'_s 과 전압 p'_T , 차압 q'_D , 그리고 정압 오차 c_P^E 은 각각 다음과 같다.

$$p'_s = p_s \pm \Delta p$$

$$p'_T = p_T \pm \Delta p \quad p_T = p_T \pm r \Delta p$$

$$r(M_\infty) = \frac{\Delta p_T}{\Delta p} \approx \frac{p_T}{p_s} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$q'_D = p'_T - p'_s = q_D \pm (r - 1) \Delta p$$

$$c_P^E = \frac{p'_s - p_\infty}{q'_D} = c_P^E + \Delta c_P^E \quad (6)$$

② 정압 섭동

정압 섭동은 정압만의 변동을 고려한 것으로 전압에는 변동이 없으며 차압은 전압과 정압의 차이므로 정압 섭동만큼의 변동이 있다.

$$p'_s = p_s \pm \Delta p$$

$$p'_T = p_T$$

$$q'_D = p'_T - p'_s = q_D \mp \Delta p$$

③ 전압 섭동

전압 섭동은 전압만의 변동으로 각 압력의 변동은 다음과 같다.

$$p'_s = p_s$$

$$p'_T = p_T \pm \Delta p$$

$$q'_D = p'_T - p'_s = q_D \pm \Delta p$$

④ 정압/전압 섭동

정압과 전압의 섭동이 함께 일어나 결과적으로 차압의 변동이 없는 경우이다. 다음과 같이 압력이 정의될 수 있다.

$$p'_s = p_s \pm \Delta p$$

$$p'_T = p_T \pm \Delta p$$

$$q'_D = q_D$$

네 가지 압력 섭동에 대한 민감도 분석 결과는 표. 2에서 보는 바와 같다. 표의 내용은 압력 섭동 Δp 에 의하여 변경된 정압과 전압, 동압을 식(6)에 대입하여 계산된 압력계수 오차 변화량 Δc_P^E 과 압력 섭동 Δp 비를 보여주고 있다. 즉 섭동에 의하여 유발된 압력 변화에 대한 오차 모델의 특성을 보여준다. 대기 섭동의 경우 차압과 정압의 비를 도입한 목적에 부합하여 두 번째 정압 오차 모델에서 압력 섭동에 의한 정압 오차가 발생하지 않았다. 나머지 세 가지 국부 압력 섭동의 경우 두 번째 정압 오차 모델이 첫 번째 모델에 비하여 비슷하거나 약간 큰 오차를 보이고 있다. 네 번째 정압/전압 섭동에서는 차압 섭동이 없기 때문에 차압만을 사용한 모델에서 섭동에 의한 오차가 발생하지 않았다. 이와 같은 민감도 해석을 통하여 두 가지 정압 오차 모델이 국부 섭동에 의하여 큰 오차를 가져오지 않는다는 결론을 얻을 수 있다. 특히 차압과 정압의 비를 사용한 정압 오차 모델의 경우 고도 변화나 일기 변화로 인한 기압 고도 오차를 줄일 수 있으며 보정 대상인 정압을 오차 모델에 포함시킴으로써 유발되는 오차가 크지 않음을 알 수 있다.

2.3 정압 오차 보정

일부 비행 시험 자료를 이용한 분석과 민감도

Table 2. Static Pressure Error due to Pressure Perturbation

$\frac{\Delta c_P^E}{\Delta p}$	정압 오차 모델 $c_P^E(\alpha_e, q_D)$	정압 오차 모델 $c_P^E(\alpha_e, \frac{q_D}{p_S})$
대기 섭동	$\pm \left(\frac{\partial c_P}{\partial q_D} \right) (r-1)$	0
정압 섭동	$\mp \frac{\partial c_P}{\partial q_D}$	$\mp \frac{\partial c_P}{\partial \left(\frac{q_D}{p_S} \right)} \frac{r}{p_S}$
전압 섭동	$\pm \frac{\partial c_P}{\partial q_D}$	$\pm \frac{\partial c_P}{\partial \left(\frac{q_D}{p_S} \right)} \frac{1}{p_S}$
정압/전압 섭동	0	$\mp \frac{\partial c_P}{\partial \left(\frac{q_D}{p_S} \right)} \frac{r-1}{p_S}$

분석에서 받음각 이외에 비행 속도에 의한 영향에 의한 정압 오차도 보정하여야 하며 차압/정압 비를 사용한 식(5)의 정압 오차 모델이 차압만을 사용하는 식(4)의 오차 모델에 비하여 우수하다는 결론을 얻었다. 비행 시험에 정압 오차 모델을 적용하여 다양한 조건에서 기압 고도의 정밀도 향상 성능을 비교 분석하였다.

식(4)과 (5)의 정압 오차 모델에서 사용되는 압력 계수의 받음각과 차압, 차압/정압 비에 대한 변화율, $\frac{\partial c_P}{\partial \alpha_e}$, $\frac{\partial c_P}{\partial \left(\frac{q_D}{p_S} \right)}$ 등은 풍동 시험 자료나

비행 시험 결과로부터 최소자승법을 사용하여 산출하였다. 비행 시험 자료로는 원격 측정에 의한 정압, GPS, INS 등으로 측정된 위치, 고도 정보, 받음각 자료와 지상 레이더 추적 자료 등이 이용되었다.

이렇게 수립된 정압 오차 모델은 비행체 컴퓨터에 입력되어 비행 중 비행 자료를 이용하여 정압 오차는 계산되고 이 값을 이용하여 다음과 같이 피도정압관에서 측정된 정압 p_S 을 보정한다.

$$p_{COR} = p_S - c_P^E q_D \tag{7}$$

보정된 정압 p_{COR} 을 이용하여 식(1)의 표준 대기 모델로부터 기압 고도를 산출하며, 이때 기준 고도 및 기준 압력과 온도는 이륙 직전에 고도 측정과 발사장의 기상 자료를 입력한다.

Fig. 9는 비행 시험에서 측정된 자료를 이용하여 받음각 영향만을 고려한 오차 모델과 차압/정압 비를 추가로 고려한 모델을 비교한 것으로, 비행 시험에서 레이더나 GPS로부터 측정된 해발 고도와 정압 오차 보정을 거쳐 산출된 기압 고도

의 차이인 고도 오차의 분포를 그린 것이다. 받음각만을 보정하는 경우 속도 변화에 따른 오차가 많이 발생하게 되며 차압/정압 비를 고려함으로써 많은 오차 감소가 가능함을 알 수 있다. Fig. 6에서 본 것과 같이 비행 마하수가 설정값에서 벗어나는 경우의 고도 오차로 인하여 평균 고도 오차와 분산이 증가하게 된다. 이 비행 시험에서 비행 고도의 변화는 크지 않았으며 차압만을 사용한 모델과의 오차 특성에서 차이가 거의 없다. 그러나 비행 고도의 변화가 많은 경우에 차압을 사용하는 모델에서 대기 압력 변화에 따른 오차가 발생하게 되며 Fig. 10의 고도 오차 분포에서 두 모델의 차이를 확인 할 수 있다. Fig. 10은 비행 고도의 변화가 큰 비행 시험의 결과이며 Fig. 7에서 보는 바와 같이 차압/정압

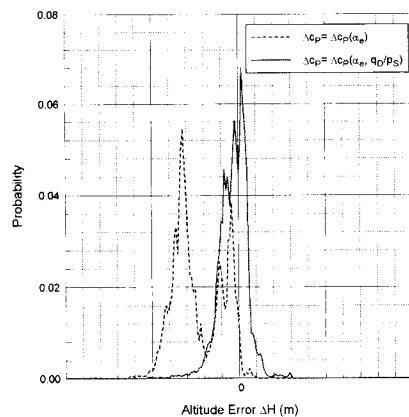


Fig. 9. Pressure Altitude Error Distribution (Comparison between Static Pressure Model without and with ratio of Differential/Static Pressure)

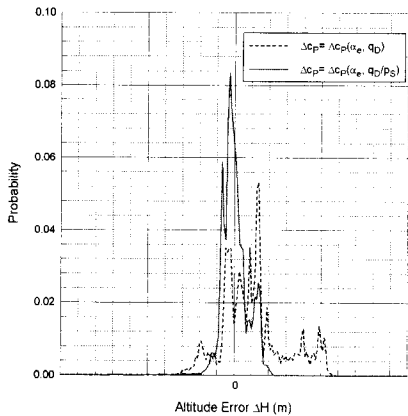


Fig. 10. Pressure Altitude Error Distribution (Comparison between Static Pressure Model with Differential Pressure and ratio of Differential/Static Pressure)

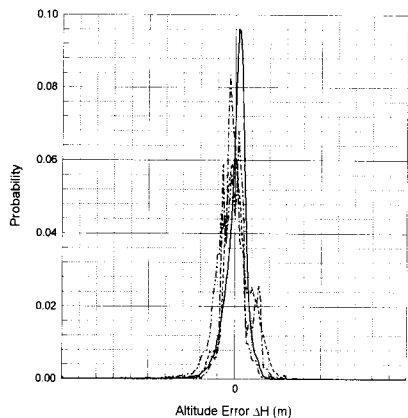


Fig. 11. Pressure Altitude Error Distribution of Flight Tests using Static Pressure Error Model with ratio of Differential/Static Pressure

비를 사용함으로써 고도 오차가 개선되었다.

Fig. 11은 모두 다른 대기 및 비행 조건, 형태에서 이루어진 비행 시험들에서 측정된 기압 고도 오차 분포를 나타낸 것이다. 차압/정압 비를 사용한 모델이 적용된 결과이며 고도 오차가 정규 분포를 이루고 있음을 알 수 있다. 이와 같은 자료로부터 기압 고도 오차에 대한 통계적인 처리를 통하여 평균과 표준 편차 등 오차 특성을 얻을 수 있다.

III. 결 론

피토탈압관을 이용하여 기압 고도를 산출함에

있어 기상 조건을 고려한 대기 모델을 사용하고 받음각과 마하수, 그리고 비행 고도 등 비행 자세와 조건 등에 따른 정압 오차를 보정하여 기압 고도의 정밀도를 향상시키는 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 발사 고도와 기상 조건으로 보정한 대기 모델을 사용하고 받음각과 비행 마하수에 따른 정압 오차 모델을 수립하여 다양한 비행 환경과 영역에서 기압 고도의 정밀도를 향상시킬 수 있었다.

2. 비행 속도의 변화에 의한 기압 고도 오차는 피토탈압관에서 측정된 정압과 차압을 이용하여 모델링하였으며 차압만을 사용한 모델에 비하여 차압과 정압의 비를 사용한 모델을 사용함으로써 기상 변화나 고고도 비행에서 더 정밀한 기압 고도 산출이 가능하였다.

3. 수립된 정압 오차 모델은 압력 섭동에 대한 민감도 해석을 통해 불확실성을 분석하였으며 여러 비행 시험에 적용하여 오차 보정의 효과와 안정성을 검증하였다. 또한 비행 시험에서 얻은 기압 고도 오차는 정규 분포 특성을 가지고 있어 비행 시험 자료의 통계적인 처리에 의한 오차 특성 분석이 가능하였다.

4. 기압고도계는 GPS에 비하여 신뢰성과 안정성, 은밀성 등에서 장점을 가지므로 군사적인 면에서 이점을 제공한다. 이와 같은 기압 고도의 정밀도 향상 연구를 통하여 기압 고도를 사용한 수직채널감쇠루프의 고도 오차 감소로 INS의 항법 정밀성 향상과 함께 무인기의 피탐성과 생존성 향상에도 도움이 될 것으로 판단된다.

참고문헌

- 1) 이운형, 이용진, "미국의 무인기 개발과정 및 현황", IEDC-101-000868, 국방과학연구소, Sep., 2000.
- 2) 김성중, 홍진석, 정학영, 이현철, "공분산해석 기법을 이용한 GPS/INS/고도계 결합항법 시스템 성능 분석", 제12차 유도무기학술대회 논문집, Nov., 2003.
- 3) 서재원, 이장규, 박찬국, "고도계와 GPS를 이용한 관성항법시스템의 수직 채널 설계", 제12차 유도무기학술대회 논문집, Nov., 2003.
- 4) Killen, R, "ALT Space Shuttle Barometric Altimeter", NASA-TM-79528, June, 1978.
- 5) 항공우주학개론, 한국항공우주학회, 1980, pp200-201.

6) Wuest, W., "Pressure and Flow Measurment", AGARD-AG-160, AGARDograph No. 160, Vol. 11, Jul., 1980.

7) Letko, William, "Investigation of the Fuselage Interference on a Pitot-Static Tube

Extending Forward from the Nose of the Fuselage", NACA TN No. 1498, Dec., 1947.

8) Guide for the Verification and Validation of Computational Fluid Dynamics Simulations, AIAA G-077-1998, AIAA, Jan. 1998.