

研究論文

전압력센서를 적용한 초고속 유동데이터 산출 알고리즘

최종호* · 이재윤* · 윤현걸** · 임진식**

Supersonic Flow Air Data Acquisition Algorithm Using Total Pressure Sensors

Jongho Choi* · Jaeyoon Lee* · Hyun-Gull Yoon** · Jin-Shik Lim**

ABSTRACT

The development of an air data acquisition algorithm has been described in the supersonic flow at the preliminary design stage with pressure data acquisition device composed of major three total pressure sensors and two static pressure sensors which are installed on the surface of a cone type supersonic inlet. Through this algorithm, Mach number, angle of attack and sideslip angle can be very easily derived with simple interpolation algorithm and predefined data tables. The available range of Mach number is 1.6 to 4.0, angle of attack, -12° to 12° and sideslip angle, -12° to 12°. In preliminary design stage, the data tables applied to the developed algorithm are constructed with data driven by Taylor Maccoll equation. The present algorithm would be useful to get supersonic flow air data for the various aerial vehicles and their flight tests.

초 록

예비설계 단계에서 콘 형 초음속 흡입구를 갖는 구조물에 장착된 세 개의 전압력센서와 두 개의 정압력센서로 구성된 압력획득 장치를 이용하여 초고속 유동 상태에서 유동 데이터를 산출하기 위한 알고리즘 개발에 대하여 기술하였다. 개발 알고리즘으로부터 마하수, 받음각 및 사이드슬립각을 미리 정의된 테이블 데이터 및 내삽법(interpolation)을 적용하여 손쉽게 구할 수 있었다. 이 경우 가능한 마하수는 1.6에서 4.0, 받음각 및 사이드슬립각은 -10°에서 10도 범위이다. 예비설계 단계에서 개발 알고리즘에 적용된 데이터 테이블은 Taylor-Maccoll 관계식으로부터 획득한 자료로 구성되었다. 금번에 제시된 알고리즘은 다양한 초음속 항공기 및 항공기 시험에 필요한 초음속 유동데이터 획득에 유용하게 적용될 것으로 기대된다.

Key Words: Air Data(공기유동 데이터), Supersonic Flow(초음속 유동), Algorithm(알고리즘)

접수일 2011. 5. 3, 수정완료일 2011. 8. 19, 게재확정일 2011. 8. 23

* 정회원, 국방과학연구소 1기술연구본부 5부

** 종신회원, 국방과학연구소 1기술연구본부 5부

† 교신저자, E-mail: cjh0322@add.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2011년도 춘계학술대회(2011. 4. 28-29, 현대로템(주) 기술연구소) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

초음속 항공기, 우주왕복선 등 민수용 초고속 비행체는 물론, 군수용으로 적용될 수 있는 각종

초음속 유도무기에 비행 속도, 받음각, 고도 등과 같은 비행 데이터와 비행체 자세, 엔진 제어 등에 요구되는 제어신호를 제공하는 역할은 ADS(air data system)로 불리는 유동데이터 획득 시스템이 담당한다. 현재, 미국, 프랑스 등 기술 선진국에서는 아음속은 물론, 마하수 3.0 이상의 초음속 비행체의 유동데이터 획득이 가능한 유동데이터 처리 시스템을 개발한 바 있다[1, 2]. 국내에서는 박, 김 등이 null-seeking method 및 두 압력 홀에서 측정되는 압력차를 적용한 무인항공기용 받음각 센서 개발하기도 하였다[3].

이와 같은 유동 데이터 처리 시스템은 전압(total pressure) 또는 정압(static pressure)을 이용하거나 전압 및 정압을 모두 사용하여 유동데이터 산출에 이용하고 있으며, 특히 초음속 유동에서의 유동 데이터 산출은 압력 측정을 위한 압력 측정 장치와 연동된 기체의 형상이나 주변 유동 흐름에 따라 산출 방법이 크게 달라진다. 대표적인 예로 X-15, 스페이스셔틀 초고속 비행체의 유동데이터 획득 시스템이 있다[4, 5].

본 논문에서는 위와 같은 유동 데이터 획득 시스템 개발 동향과 더불어 유동데이터 시스템 개발 예비설계 단계에서 적용이 가능한 초음속 유동 데이터 산출 알고리즘 및 기반 데이터 획득에 관한 내용을 기술하고 있다.

2. 본 론

2.1 압력포트 구성

일반적으로 아음속 유동장에서 속도 및 받음각 등 유동데이터를 구하기 위해서 주로 전압력을 측정하기 위한 pitot tube나 전압 및 전압을 측정하기 위한 pitot-static tube가 사용된다. 유동 데이터 산출 알고리즘의 경우에는 비압축성 유동에 기초한 유동 데이터 산출 알고리즘이 사용된다. 이외는 다르게 초음속 유동장에서는 유동의 복잡성으로 인해 단순한 형상의 pitot tube나 pitot-static tube는 사용되지 않고 특정 형상을 갖는 압력프로브(probe)가 사용되며, 특히 압

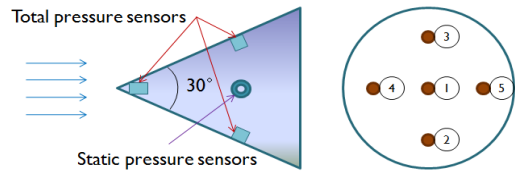


Fig. 1 Pressure sensor probe location at the supersonic cone shape inlet

력프로브가 장착된 위치에서의 비행체 기체(body) 형상에 따라 크게 유동 데이터 획득 알고리즘이 달라진다. 대표적인 예로서 기체 표면에 가공된 홀(hole)을 직접 이용하고 기체의 유동 특성을 활용한 Flush type의 압력프로브를 들 수 있다[2]. 금번 논문에서는 Fig. 1과 같이 30°의 콘 각도를 갖는 원뿔 형상의 초음속 흡입구 구조물에 설치된 압력프로브를 이용한 초음속 유동장에서의 유동 데이터 산출 알고리즘의 개발에 대해 기술하였다.

Figure 1의 ①에 제시한 바와 같이 콘 형(cone type) 흡입구를 갖는 초음속 흡입구 콘 꼭짓점에 축 방향으로 전압력, p_{o1} 을 측정하도록 하였으며, Fig. 1의 ②와 ③과 같이 콘 표면 상단 및 하단에 각각 전압력 p_{o2} 와 p_{o3} 를 측정하기 위한 돌출된 형태의 압력 측정 장치를 적용하였다. 한편, ②와 ③의 위치는 원뿔 꼭짓점으로부터 축 방향으로 102.4 mm, 콘 표면으로부터 높이 9 mm 위치에 놓이게 하였다. 또한 ④ 및 ⑤와 같이 콘 표면의 좌측 및 우측면에 정압력을 측정할 수 있도록 표면에 Flush type 압력프로브를 전압력 프로브 위치와 동일한 축 방향 위치 콘 표면에 수직 방향으로 설치하였다.

2.2 유동데이터 처리 알고리즘

마하수, 받음각, 사이드슬립각과 고도 및 대기 정압을 산출하기 위한 알고리즘을 Fig. 2와 같이 흐름도로 제시하였다. 이때 마하수는 1.6에서 4.0, 받음각 및 사이드슬립각은 각각 -12도에서 12도 범위에서 운용이 가능토록 설계하였다.

Figure 2의 흐름도에 따르면, 먼저 압력프로브로부터 얻은 압력 값으로부터 마하수 산출 알고리즘을 적용하여 마하수를 얻게 된다.

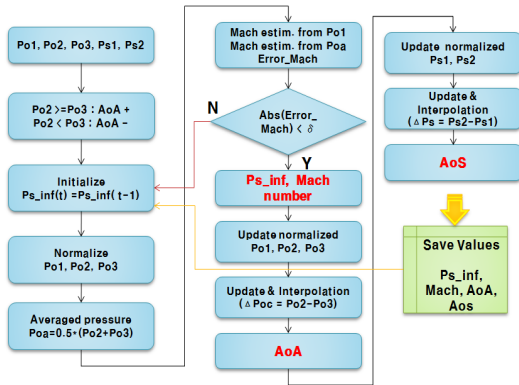


Fig. 2 Flow chart for the air data acquisition algorithm

또한 마하수를 얻은 후 받음각을 얻게 되며, 받음각 부호는 측정된 전압력 p_{o2} , p_{o3} 크기를 비교하여 받음각의 부호를 결정한다. 즉 Fig. 2에서 제시한 바와 같이 만일 p_{o2} 가 p_{o3} 보다 큰 값을 가지면 양의 부호를 그렇지 않으면 음의 부호를 갖게 된다. 다음으로 바로 전 단계에서 구한 대기정압, $p_{inf}(t-1)$ 을 이용하여 측정 압력을 이 값으로 나눈 전압력비 $\overline{p_{o_i}}$ ($i=1,2,3$)를 구하게 된다. 마하수는 두 개의 다른 경로를 통하여 얻을 수 있는데, 우선 Fig. 3을 이용하여 $\frac{p_{o1}(t)}{p_{inf}(t-1)}$ 에 해당되는 마하수를 얻게 된다. 한편, Fig. 4와 같이 $\overline{p_{o2}}$, $\overline{p_{o3}}$ 의 평균값, $\overline{p_{oa}}$ 가 일정한 마하수에 대해 받음각이 변화함에 따라 변화가 거의 없다는 점을 고려하였다. 즉 $\frac{p_{oa}(t)}{p_{inf}(t-1)}$ 를 구하고 여기에 해당되는 마하수를 Fig. 4를 통하여 얻게 된다. 이후 위에서 구한 마하수를 비교하여 마하수에 대한 차이가 특정 오차 범위 내에 있도록 $p_{inf}(t-1)$ 를 변화시켜 가면서 최종적으로 $p_{inf}(t-1)$ 를 얻게 된다. 위 단계에서 구한 마하수를 이용하여 대기 정압 $p_{inf}(t)$ 을 $p_{inf}(t-1)$ 을 이용하여 갱신하게 된다. 이때 p_{o1} 과 p_{oa} 사이에 마하수 추정오차는 δ 값에 의해 결정되며, 알고리즘 수행 횟수를 고려하여 10^{-3} 값을 가짐에 따라 마하수 오차는 최대 ± 0.001 을 갖게 된다.

다음으로 마하수와 갱신된 대기정압을 이용하여 p_{o1} , p_{o2} , p_{o3} 전압을 갱신하게 된다. 또한 갱신된 차압력 $\Delta p_{oc} = p_{o2} - p_{o3}$ 와 $p_{inf}(t)$ 를 이용하여 $\frac{\Delta p_{oc}(t)}{p_{inf}(t)}$ 를 구하고, 미리 설정된 Fig. 5에 기초한 데이터 테이블을 내삽(interpolation)하여 받음각(AoA)을 구하게 된다. 한편 사이드슬립각(AoS)을 구하는 과정 역시 받음각을 구하는 과정과 거의 동일하다. 즉 차압력 $\Delta p_s = p_{s2} - p_{s1}$ 와 $\frac{\Delta p_s(t)}{p_{inf}(t)}$ 를 구하고 Fig. 6에 기초한 Δp_s 의 데이터 테이블을 활용하여 사이드슬립각을 구하게 된다. 이러한 과정을 통하여 최종적인 시간 t 단계에서의 마하수, 대기정압, 받음각 및 사이드슬립각을 얻게 된다. 다음 단계에서는 이와 같은 과정을 반복하게 된다.

고도 값의 경우 Eq. 1에 제시한 바와 같이 대기정압을 이용한 고도 산출 관계식을 통하여 얻을 수 있다[7].

$$p_{inf} = p_{inf_s} \left(1 - \frac{LH}{T_s} \right)^{\frac{gM}{RL}} \quad (1)$$

p_{inf} : Atmosphere pressure at an altitude

p_{inf_s} : Sea level atmosphere pressure (1.013bar)

L : Temperature lapse rate (0.0065K/m)

T_s : Sea level standard temperature (288.15K)

H : Altitude (m)

g : Gravity acceleration (9.80665 m/s²)

M : Molar mass of dry air (0.0289664kg/mol)

R : Universal gas constant (8.31447 J/mol.K)

위에서 언급한 알고리즘에서 유동 데이터 산출을 위해서는 Fig. 3 ~ 6에 기초한 기본 데이터(base data)가 필요하며, 이 데이터의 정확도가 산출된 유동 데이터의 정확도를 결정짓게 된다. 기본 데이터 값은 이론적 관계식을 적용하거나, 풍동시험 데이터 또는 전산해석 방법을 이용하여 얻을 수 있다. 그러나 풍동시험 및 전산해석에 의한 방법은 긴 해석시간과 시험조건에 의해 개발 초기에 많은 시간과 비용을 필요로 한다.

그런데 알고리즘 개발 및 검증 단계에서는 이론적 접근 방법에 의한 기본 데이터의 적용이 가능함에 따라 금번 논문에는 Taylor-Maccoll flow equation에 기초한 이론적 접근 방법에 의해 산출된 데이터를 적용하였다.

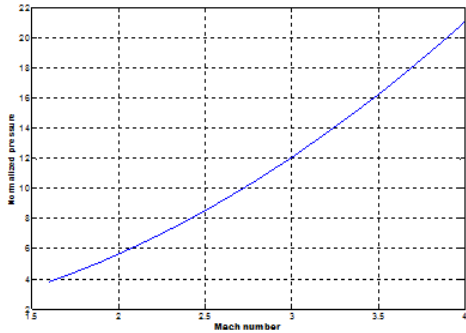


Fig. 3 Normalized pressure $\overline{p_{o1}}$ with Mach no. variation

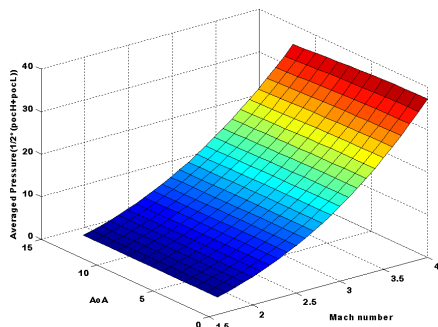


Fig. 4 Normalized averaged pressure $\overline{p_{oa}}$ with Mach no. and AoA

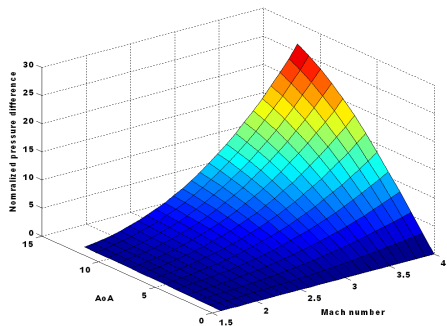


Fig. 5 $\overline{\Delta p_{oc}}$ with Mach no. and AoA

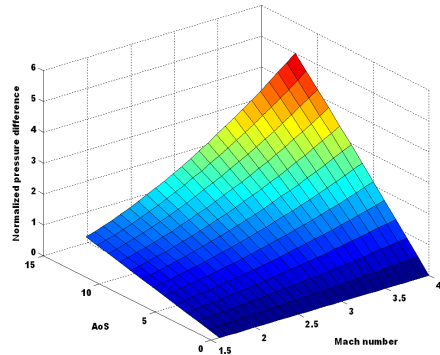


Fig. 6 $\overline{\Delta p_s}$ with Mach no. and AoS

$\overline{p_{o1}}$ 은 Eq. 2에 의해 이론적으로 간단히 구할 수 있다. 즉 큰 꼭짓점에 장착된 전압력 프로브에서의 압력은 초음속으로 유입된 유동이 큰 꼭짓점 앞에서 Bow shock이 발생하여 아음속 유동으로 바뀌고 압력포트에서는 아음속 유동이 유입된다. 그러므로 압력포트 ①에서의 전압력은 큰 꼭짓점에서 대기 압력 p_{inf} 과 마하수 M_∞ 에 의한 압력포트 ①에서의 Bow shock을 수직충격파(Normal shock)로 가정하여 얻을 수 있다[8].

$$\frac{p_{o1}}{p_{inf}} = \left(\frac{k+1}{2} M_\infty^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} / \left(\frac{2k}{k+1} M_\infty^2 - \frac{k-1}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \tag{2}$$

여기서 k 는 specific heat ratio를 M_∞ 는 대기로 부터의 유입 마하수를 나타낸다.

다음으로 큰 상·하단 및 좌·우의 압력은 Eq. 3의 Taylor-Maccoll flow equation을 적용하면 개발 초기에 빠른 기본 테이블 데이터 획득이 가능해진다.

$$\frac{k-1}{2} \left[1 - v_r'^2 - \left(\frac{dv_r'}{d\theta} \right)^2 \right] \left[2v_r' + \frac{dv_r'}{d\theta} \cot\theta + \frac{d^2v_r'}{d\theta^2} \right] - \frac{dv_r'}{d\theta} \left[v_r' \frac{dv_r'}{d\theta} + \frac{dv_r'}{d\theta} \frac{d^2v_r'}{d\theta^2} \right] = 0 \tag{3}$$

여기서 $v_r' = \frac{v_r}{v_{max}}$, $v_\theta' = \frac{v_\theta}{v_{max}}$ 을 나타낸다. 또한

θ 는 원뿔방향의 각도를 r 은 원뿔방향에 대한 직각 방향을 나타낸다. 받음각이 있는 경우에는 Taylor-Maccoll flow equation에서 큰 각을 받음각을 보정하여 계산하였다. Eq. 1과 2를 통하여 전압력센서 p_{o1} 압력에 대해 이론적인 접근방법으로 구한 값과 풍동시험을 통해 획득된 값의 차이를 살펴보면 Fig. 7과 같이 오차가 최대 2% 내에 있음을 알 수 있었다. 그러나 p_{o1}, p_{o2} 의 전압력의 경우 이론적 접근방법을 통해 얻은 수치는 Table 1에서와 같이 풍동시험과는 오차가 최대 7.8%까지 있음을 확인할 수 있다. 그러나 초기 예비설계 단계에서 Eq. 1을 통하여 얻어진 데이터는 충분히 활용이 가능한 것으로 나타났다. 이후 전산해석 및 풍동시험 데이터를 확보하면 큰 주변의 경계층 효과 등 유체역학적 특성이 고려된 보완된 형태의 데이터를 얻을 수 있다.

2.3 해석 및 결과

본문에서 언급한 알고리즘을 적용하여 Matlab Simulink로 구현한 초음속 유동데이터 획득 프

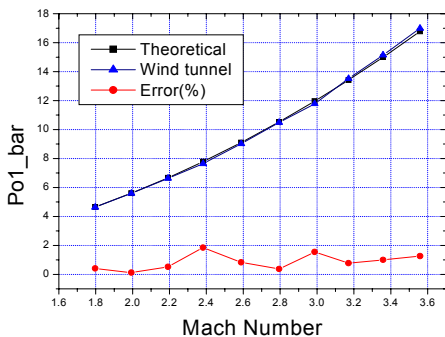


Fig. 7 Pressure of Po1 with theoretical and wind tunnel test

Table 1. Pressure, Po2 and Po3 with theoretical(TH) and wind tunnel(WT) test

AoA	Po2		Po3	
	TH	WT	TH	WT
0	17.62	18.57	17.62	18.78
5	15.15	16.33	19.91	20.60
10	13.07	14.03	21.5	21.76

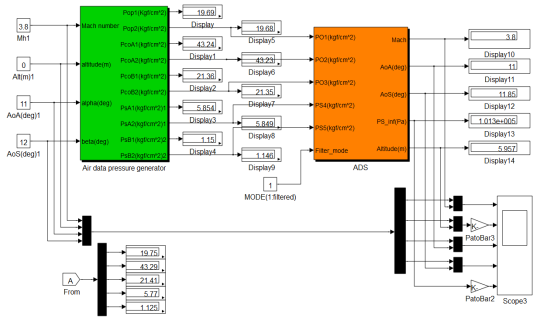


Fig. 8 Matlab Simulink Block for a supersonic air data acquisition algorithm

로그램을 Fig. 8에서 보여주고 있다. 그림에서 오른쪽 블록은 ADS(Air Data System) Simulink 블록으로 $p_{o1} \sim p_{o3}$ 의 전압력 센서로 부터의 압력 값과 p_{s1}, p_{s2} 의 정압력 센서에서 측정값을 이용하여 마하수 받음각, 사이드슬립각, 대기정압 및 고도를 산출하도록 구성되어 있다. Simulink 내부 블록에는 Fig. 2 유동처리 알고리즘에서 제시한 내용이 포함되어 있다. 왼쪽 블록은 알고리즘 검증에 위해 마하수, 고도, 받음각 및 사이드슬립각에 따라 $p_{o1} \sim p_{o3}$ 의 전압력 값과 p_{s1}, p_{s2} 의 정압력을 모사하기 위한 블록이다. 두 개의 블록 내부에 적용된 기본 데이터(base data) 테이블은 동일하며 왼쪽 블록 내부는 유동 데이터의 오차에 대한 유동 데이터 산출 특성을 알아보기 위해 랜덤 오차가 포함될 수 있도록 구성 하였다.

마하수 3.8 고도 0 Km, 받음각 5도 및 사이드슬립각이 5도인 경우에 대해 대기 외란을 고려한 시뮬레이션 결과를 Fig. 9에 제시하였다. 가로축은 시간을 나타내며 10초간 시뮬레이션을 수행하였다. 그림에서 위로부터 마하수, 고도(Km), 받음각($^\circ$), 사이드슬립각($^\circ$), 대기정압(bar)을 나타낸다. 위 결과에 따르면 마하수의 경우 오차가 0.001 수준, 고도의 경우 최대 15 m, 받음각은 무시할만한 수준이며 사이드슬립각의 경우 평균 0.002도의 오차범위 내에서 제시하고 있음을 확실할 수 있었다. 만일 위 알고리즘에서 센서 압력 변동치가 커서 값을 적절히 산출하지 못할 경우에는 압력 변동 값에 대한 제한치(limitation)를 설정하고 이 범위를 벗어나는 경

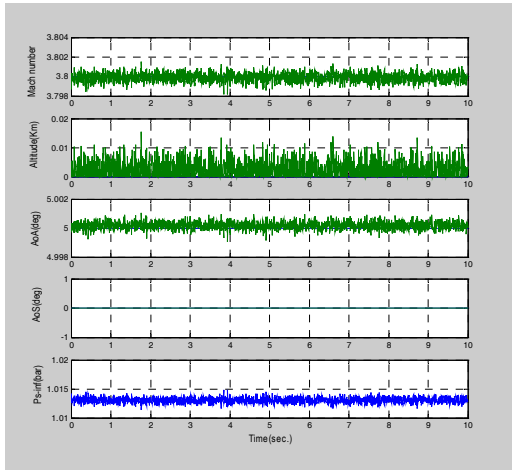


Fig. 9 Simulation result(Mach number 3.8, AoA 5.0, AoS 5.0, Altitude 0)

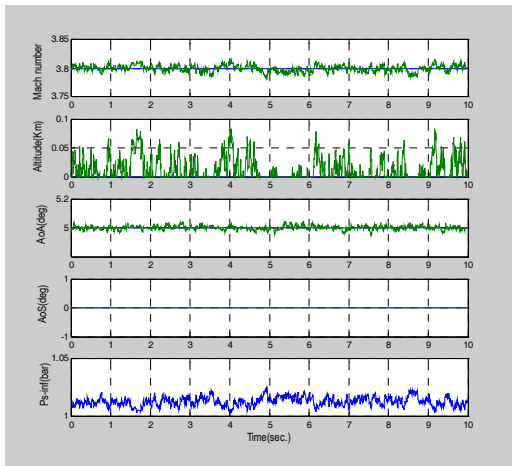


Fig. 10 Simulation result(Mach number 3.8, AoA 5.0, AoS 5.0, Altitude 0 with limitation)

우에 전 단계에서 산출한 데이터 값을 그대로 적용하도록 알고리즘을 구성하였다. 이에 대한 시뮬레이션 결과는 Fig. 10에 제시하였다.

3. 결 론

본 형상을 갖는 흡입구에 장착된 세 개의 전압력 센서와 두 개의 정압력 센서를 적용하여 마하수, 고도, 받음각, 사이드슬립각 및 대기 정

압 산출이 가능한 초음속 유동데이터 산출 알고리즘 개발에 대해 기술하였다. 특히 초기 예비 설계 단계에서 효과적인 알고리즘 개발을 위해 Taylor Maccoll equation을 적용하여 유동 데이터 산출 알고리즘의 기반 데이터로 활용하였으며, 개발 알고리즘에 대한 오차 및 실제 적용 가능성 등을 검증하기 위해 Mathworks사의 Simulink 프로그램을 이용하여 시뮬레이션을 실시하였다. 결과적으로 적용된 유동 데이터 산출 알고리즘이 상당히 정확한 값을 예측할 수 있음을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. Joel C. Ellsworth and Stephen A. Whitmore, "Reentry Air Data System for a Sub-orbital Spacecraft Based on X-34 Design," AIAA 2007-1200, 2007
2. Mark C. Davis, Joseph W. Phale, John Terry White, Laurie A. Marshall, Michael J. Mashburn, Rick Franks, "Development of a flush air data sensing system on a sharp-nosed vehicle for flight at Mach 3 to 8," AIAA 2000-0504, 2000
3. 박미현, 김성수, 유창경, "무인항공기용 서보형 받음각 센서 개발," 한국항공우주학회지, Vol. 37, No 5, 2009, pp.511-517
4. Cary, John P. and Earl R. Keener, "Flight evaluation of the X-15 Ball-Nosed Flow-Direction sensor as an Air-data system," NASA TN-D-2923, 1965
5. Siemers, P. M., III, H. Wolf and P. F. Flanagan, "Shuttle Entry Air data system concepts applied to Space Shuttle Orbiter Flight pressure data to determine Air data: STS 1-4," AIAA 83-0118, 1983
7. http://en.wikipedia.org/wiki/Atmospheric_pressure
8. M. Haluk Aksel and O. Cahit Eralp, *Gas Dynamics* (Prentice Hall, 1994), pp.197