

전압력센서를 적용한 초고속 유동데이터 산출 알고리즘

최종호* · 이재윤* · 윤현걸* · 임진식*

Supersonic air data acquisition algorithm using total pressure sensors

J.H. Choi* · J.Y. Lee* · H.G. Yoon* · J.S. Lim*

ABSTRACT

An air data acquisition algorithm has been developed for 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. Through this algorithm, Mach number, angle of attack and sideslip angle can be very easily derived with simple interpolation algorithm and predefined data tables. In this preliminary design stage, to verify the developed algorithm, the data tables are constructed with data driven by Taylor-Maccoll equation. Furthermore, these data are compared and modified with computational results based on CFD analysis. The present algorithm would be useful to get supersonic air data for the various aerial vehicles and their flight tests.

초 록

초기 설계단계에서 세 개의 전압력센서와 두 개의 정압력센서로 구성된 압력획득 장치를 이용하여 초고속 유동 상태에서 공력 데이터 산출 알고리즘 개발에 대하여 기술하였다. 개발 알고리즘으로부터 마하수, 받음각 및 사이드슬립각을 미리 정의된 테이블 데이터 및 내삽법(interpolation)을 적용하여 손쉽게 얻을 수 있다. 초기 설계 단계에서 개발 프로그램을 검증하기 위해 사용된 테이블 데이터는 Taylor-Maccoll 관계식으로부터 획득한 자료로 구성하였다. 또한 데이터는 CFD 해석에 기초한 계산결과와 비교 및 수정되었다. 금번에 제시된 알고리즘은 다양한 항공기와 시험에 필요한 초음속 유동데이터 획득에 유용하게 적용될 것으로 기대된다.

Key Words: Air data(공기유동 데이터), supersonic flow(초음속 유동), algorithm(알고리즘)

1. 서 론

초고속 항공기, 우주왕복선 등 초고속 비행체에 비행 속도, 받음각, 고도 등과 같은 비행 데이터와 비행체 자세, 엔진 제어 등에 요구되는 제어신호를 제공하는 역할은 ADS(air data

* 국방과학연구소 1기술-5부
교신저자, E-mail: fallssky@yahoo.co.kr

system)로 불리는 유동데이터 획득 시스템이 담당한다. 현재, 미국, 프랑스 등 기술 선진국에서는 마하수 5.0 이상의 초고속 비행체의 유동데이터 획득이 가능한 유동데이터 처리 시스템을 개발 중에 있다.[1,2] 국내에서는 박미현, 김성수 등이 압력 홀을 적용하여 무인항공기용 받음각 센서 개발하기도 하였다.[3]

이러한 유동 데이터 처리 시스템은 전압(total pressure) 및 정압(static pressure)을 측정할 수 있는 압력 측정장치를 이용한 유동데이터 산출에 이용되고 있으며, X-15, 스페이스셔틀 등 각종 초고속 비행체의 유동데이터 획득 시스템에 특정 기하학적 형상을 적용한 압력 측정장치를 적용하여 개발되기도 하였다.[4,5]

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

2. 본 론

2.1 압력포트 구성

초음속 유동장에서 마하수, 받음각, 옆미끄럼각 등의 유동 데이터를 얻기 위하여 여러 형태의 기하학적 형상을 갖는 압력포트가 사용되며 압력포트를 통하여 전달받은 유동 압력은 압력 센서를 통하여 최종 압력 값을 얻게 된다.

금번 논문에서는 유동 데이터 획득 알고리즘 개발을 위해 Fig. 1과 같이 30° 콘 각도를 갖는 원뿔 형상의 침두부 및 표면에 각각 압력포트를 장착하였다. 포트 1은 원뿔 형상의 침두부에 장

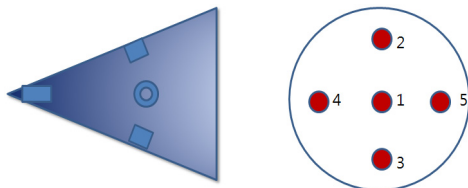


Fig. 1 pressure sensor location at the cone surface

착하였고 포트 2 및 3은 축 방향으로 102.4mm 위치에 전압력 측정이 가능한 전압력 피토크관을 포트 4와 5는 동일 위치에서 정압을 측정토록 구성하였다.

2.2 유동데이터 처리 알고리즘

마하수, 받음각, 옆미끄럼각과 고도 및 대기정압을 산출하기 위한 알고리즘을 Fig. 2와 같이 흐름도로 제시하였다. 이론적으로 5개의 압력포트를 적용하면 위에서 언급한 5개의 유동데이터 산출이 가능하다.

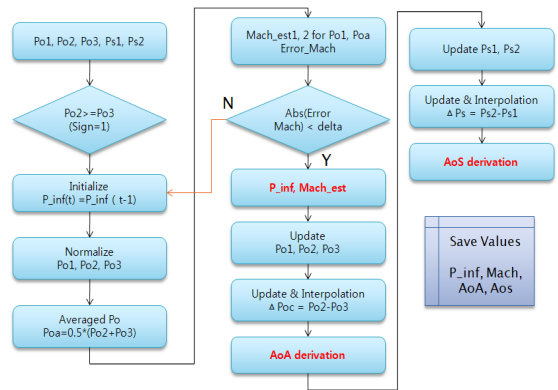


Fig. 2 flow chart for the Air data acquisition system

Fig. 2의 흐름도에 따르면, 압력 포트로부터 얻은 압력 데이터에서 p_{o2}, p_{o3} 차이를 이용하여 받음각의 부호를 결정한다. 다음으로 바로 전 단계에서 구한 대기정압, $p_{inf}(t-1)$ 으로 나눈 전압력비 $\overline{p_{oi}}$ ($i=1,2,3$)를 구하고 Fig. 3과 같이 $\overline{p_{o2}}, \overline{p_{o3}}$ 의 평균값, $\overline{p_{oa}}$ 이 마하수에 대해 받음각이 변화함에 따라 변화가 거의 없다는 점을 고려하여 미리 계산된 테이블 값을 이용하여 $\overline{p_{o1}} \cdot \overline{p_{oa}}$ 에 해당되는 마하수를 구하게 된다. 다음 단계로 위 단계에서 구한 마하수를 이용하여 대기 정압을 갱신하게 된다. 다음으로 갱신된 마하수와 대기정압을 이용하여 p_{o1}, p_{o2}, p_{o3} 전압을 갱신하게 된다. 또한 갱신된 $\Delta p_{oc} = p_{o2} - p_{o3}$ 와 $p_{inf}(t)$ 를 이용하여 미리 계산된 Fig. 4에 기초한 데이터 테이블을 내삽(interpolation)하여 받음각

(AoA)을 구하게 된다. 한편 사이드슬립각(AoS)은 Fig. 5에 기초한 Δp_s 의 데이터 테이블을 활용하여 사이드슬립각을 구할 때와 동일한 과정을 통하여 구하게 된다.

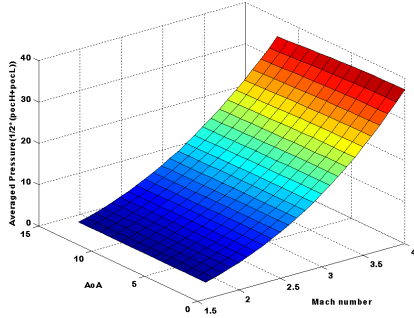


Fig. 3 Averaged pressure with Mach number and AoA

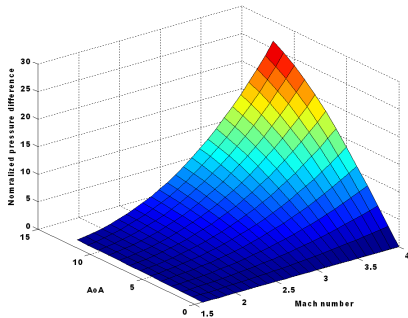


Fig. 4 Δp_{oc} with Mach number and AoA

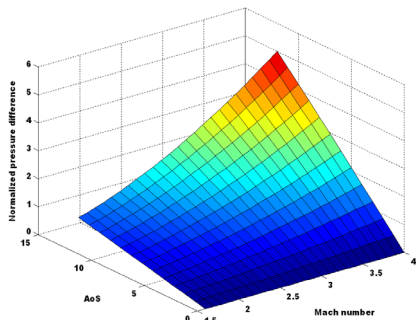


Fig. 5 Δp_s with Mach number and AoS

위 과정을 통하여 시간 t 에서의 유동데이터 값인 마하수, 받음각, 사이드슬립각 및 고도, 대

기정압을 구하게 되며 메모리(Memory)에 저장되고 다음 시간 단계인 $t+1$ 에서의 기본 데이터로 사용된다.

미리 설정된 데이터 테이블은 풍동시험, 전산 해석, 이론적 접근법 등 다양한 접근방법에 의해 구할 수 있다. 그러나 풍동시험 및 전산해석에 의한 방법은 많은 해석 또는 시험 조건에 의해 개발 초기에 많은 시간과 비용을 필요로 한다. 그런데 만일 식 (1)의 Taylor-MacColl flow equation을 적용하면 개발초기에 빠른 테이블 데이터 획득이 가능하며 정확성 또한 적용할 만한 수준이다.

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

식 (1)을 통하여 전압력센서에서의 압력에 대해 이론적인 접근방법으로 구한 값과 풍동시험을 통해 획득된 값의 차이를 살펴보면 오차가 최대 2% 내에 있음을 알 수 있었다. 그러나 p_{s1}, p_{s2} 의 정압력의 경우 위 이론적 접근방법을 통해 얻은 수치는 받음각이 0인 경우 그 차이는 매우 적으나 받음각이 증가할수록 5%이상 증가하는 것으로 나타났다. 그러나 초기 알고리즘 개발단계에서 식 (1)을 통하여 얻어진 데이터는 충분히 활용이 가능한 것으로 나타났다. 이후 전산 해석 및 풍동시험 데이터를 확보한 후 데이터를 보정하면 정확한 데이터를 얻을 수 있다. 전산해석 결과를 풍동시험결과와 비교한 결과 오차가 2% 이내임을 확인하였고, 이러한 전산해석 데이터는 초고속 유동데이터 알고리즘 개발에 필요한 기반 데이터 테이블로 충분히 활용될 수 있음을 확인 할 수 있었다.

Fig. 6은 본문에서 언급한 알고리즘을 적용하여 매트랩 시뮬링크(Matlab Simulink)로 구현한 초음속 유동데이터 획득 프로그램을 보여주고 있다. 그림에서 유동데이터 획득 알고리즘은 오른쪽 ADS(Air Data System) 시뮬링크 블록에

구현되어 Po1~Po3의 전압력 센서와 Ps1, Ps2의 전압력 센서를 이용하여 마하수 받음각, 사이드슬립각, 대기정압 및 고도를 산출하도록 구성되어 있다. 왼쪽 블록은 알고리즘 검증을 위해 마하수, 고도, 받음각 및 사이드슬립각에 따라 Po1~Po3의 전압력 센서와 Ps1, Ps2의 전압력 센서에 전달되는 압력을 모사하기 위한 블록이다.

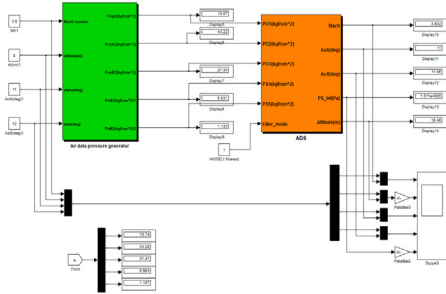


Fig. 6 Supersonic air data acquisition algorithm

마하수 3.8, 고도 0 Km, 받음각 및 사이드슬립각이 5도인 경우 대해 대기의 외란을 고려하여 시뮬레이션을 수행한 결과를 Fig. 7에 제시하였다. 위 결과에 따르면 마하수, 고도, 받음각 등 입력값에 대해 유동 데이터 결과값이 매우 작은 오차 범위 내에 있음을 확인 할 수 있었다.

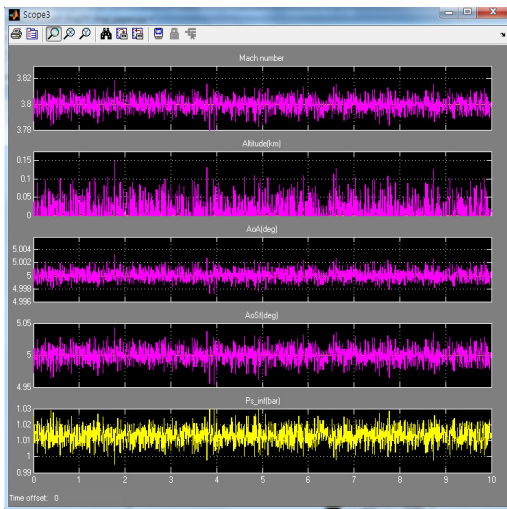


Fig. 7 An example of simulation result

3. 결 론

콘 형상의 표면에 세 개의 전압력 센서와 두 개의 정압력 센서를 적용하여 마하수, 고도, 받음각, 사이드슬립각 및 대기정압 산출이 가능한 초음속 유동데이터 알고리즘 개발에 대해 기술하였다. 특히 초기 효과적인 알고리즘 개발을 위해 Taylor MacColl equation을 적용한 데이터 활용 방안 및 전산해석 데이터, 풍동 데이터 적용 방법에 대해서 기술하였다. 개발된 알고리즘 검증을 위해 Mathworks사의 시뮬링크(Simulink) 프로그램을 이용하였으며 해석 결과로부터 주어진 유동 환경에 대해 상당히 정확한 값을 예측할 수 있는 알고리즘임을 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, Jan. 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, Jan. 1983