

정압력 홀을 적용한 초고속 유동 데이터 획득 방안에 관한 연구

최종호* · 윤현걸**

Research on the air data acquisition method using static pressure hole

Jongho Choi* · Hyun-Gull Yoon**

ABSTRACT

Current paper represents the air data acquisition and processing algorithm which can acquire the air data such as velocity and angle of attack by measuring the static pressure on the specific locations of a high speed aerial vehicle. Unlike the previous air data acquisition system, current system applied several pre-determined data obtained from computational fluid dynamic approach having enough sensor redundancy and fault detection ability. The verification of current algorithm was done by commercial software Matlab and Simulink.

초 록

본 논문은 초고속 비행체의 특정 위치에 정압력을 측정하여 속도, 받음각 등 유동 데이터를 효과적으로 획득할 수 있는 유동 데이터 획득 및 처리 알고리즘에 대해 제시하였다. 기존의 공기 유동 데이터 획득시스템과는 다르게 센서 여유(redundancy) 및 오류 검출 기능을 지니고 있으며 전산유동 해석(CFD)을 통해 미리 획득한 데이터를 적용한 알고리즘을 적용하였다. 상용 프로그램인 매트랩 및 시뮬링크를 사용하여 알고리즘에 대해 검증하였다.

Key Words: Air data system, Computational fluid dynamics, fault detection

1. 서 론

공기 유동 데이터 획득시스템은 고속 항공기, 우주왕복선 등 고속 비행체에 비행 속도, 받음각, 고도 등과 같은 기본 비행 데이터뿐만 아니라 비행체 자세, 엔진 제어 등에 요구되는 제어

인자(parameter)에 필요한 데이터를 제공하는 역할을 담당하는 매우 중요한 시스템이다.

현재, 미국, 프랑스 등 기술 선진국에서는 초고속 비행체의 유동데이터 획득 장치 개발이 과거로부터 계속 진행 중에 있으며, 예로서 X-15에 적용하기 위한 유동데이터 획득 시스템과 스페이스셔틀에 적용하기 위한 시스템이 개발되기도 하였다[1-3].

공기 유동 데이터 획득 시스템은 비행체의 운행과 관련된 유동 정보를 전달하기 위한 수단으

* 국방과학연구소 1-5부

** 국방과학연구소 1-5부

연락처, E-mail: cjh0322@add.re.kr

로 사용되며, 시스템의 안전성 측면에서 높은 정확도 및 신뢰성을 요구하게 된다. 본 논문에서는 위와 같은 유동 데이터 획득 시스템 개발 동향과 더불어 고 신뢰도 및 Redundancy를 갖는 초고속 항공기에 적용할 수 있는 유동데이터 획득 알고리즘을 제시하고 검증하는데 있다.

2. 본 론

센서 Redundancy를 갖으며 마하수, 받음각 및 사이드 슬립각과 같은 고신뢰도 유동 데이터 획득장치 개발을 위해 Fig. 1과 같이 각도 15.6°를 갖는 콘 표면에 콘 끝단에서부터 100mm 위치, 아래 쪽 반경 방향으로부터 반시계 방향으로 각각 30°, 60°, 150°, 210°, 240° 및 300° 총 6개의 정압력 홀로 구성된 측정 시스템을 고려하였다.

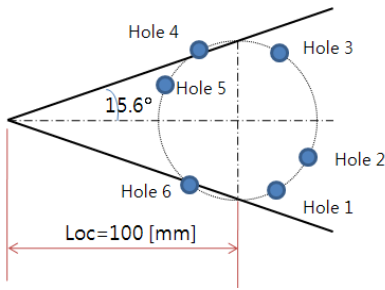


Fig. 1 Axial and radial location of static pressure hole

길이 방향의 위치 100mm는 속도, 받음각 등 변화에 대해 민감도(sensitivity)를 조사하여 결정하였다. 압력 홀 위치가 40mm에서 100mm로 증가 할수록 마하수, 받음각, 정압 민감도 모두 증가하나 140mm까지 증가하는 경우 마하수 및 정압에 대한 민감도가 급격히 감소하여 길이 방향으로 100mm로 설정하였다.

유동 데이터 획득 알고리즘을 적용하기 위해 회전각(Turning angle) θ_T 이 적용되었는데, 국소 회전각 θ_L 과 포트 받음각, α_{Port} 와 함께 다음 식과 같이 정의하였다.

$$\theta_T = \theta_L + \alpha_{Port} \quad (1)$$

또한 포트 받음각은 실 받음각 α_T 사이드 슬립각 β_T 및 홀 위치각 ϕ_o 와 다음 관계를 갖는다.

$$\alpha_{Port} = \alpha_T \times \cos\phi_o + \beta_T \times \sin\phi_o \quad (2)$$

다음으로 압력 홀 위치에서 압력계수(pressure coefficient)는 압력 홀에서의 정압력 p_{port} , 동압력 \bar{q} , 자유흐름 정압력 p_∞ 과 함께 다음과 같이 정의된다.

$$c_p = (p_{port} - p_\infty) / \bar{q} \quad (3)$$

각 압력 홀에서의 압력은 압력 트랜스듀서를 이용하여 측정하고 미리 조율(calibration)되어 데이터 테이블로 저장되어 있는 압력계수, 회전각 등 레퍼런스(reference) 값을 이용하여 유동데이터를 획득하게 된다.

아래 Fig. 2는 마하수 3.0에서 홀 위치각 30°에 위치한 홀 1(port-1)에서 실 받음각 α_T 와 사이드 슬립각 β_T 사이에서 결정된 회전각을 Fig. 3에서는 홀 위치각이 135°에서의 회전각을 각각 제시한 것이다. 결과적으로 회전각은 받음각과 사이드 슬립각 및 홀 위치각에 의해 결정되며 만일 홀 위치각이 0°이면 사이드 슬립각에 관계없이 받음각에 의해 거의 선형적으로 증가하고 홀 위치각이 90°이하에서는 사이드 슬립각 및 받음각이 증가함에 따라 회전각이 증가하게 된다.

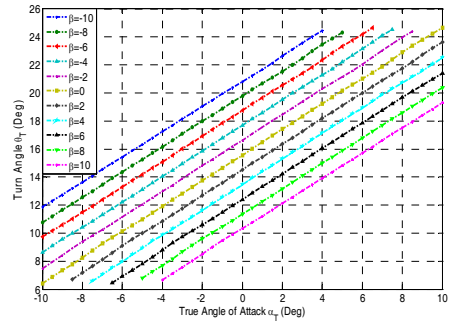


Fig. 2 Turning angle at Mach 3.0, hole position angle 30°

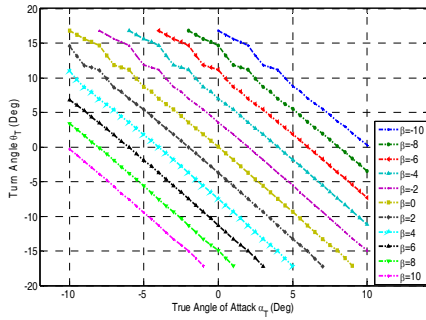
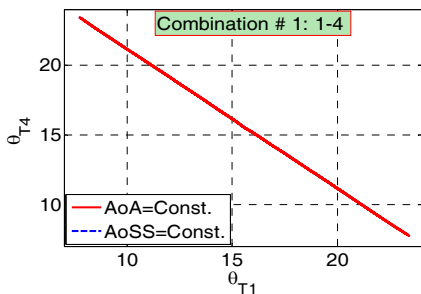


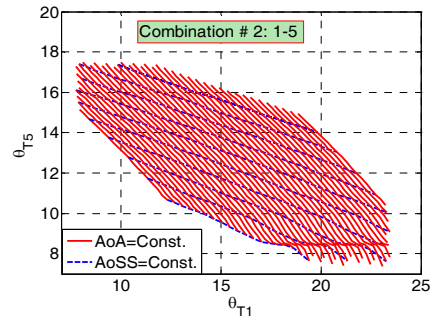
Fig. 3 Turning angle at Mach 3.0, hole position angle 135°

이후 홀 위치각이 90°에 이르면 회전각은 받음각에 관계없이 사이드 슬립각에 의해서만 결정되며, 홀 위치각이 180°이하에서는 받음각이 증가함에 따라 회전각은 감소하고 사이드 슬립각에 대해서는 증가하게 된다.

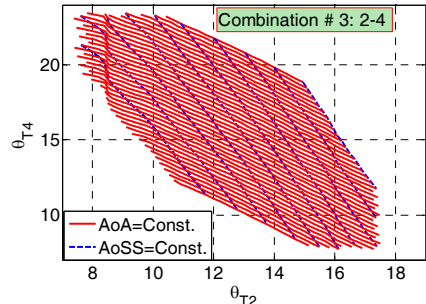
다음으로 압력 홀의 조합(combination)에 따른 마하수, 받음각, 사이드슬립각 등의 정보를 얻기 위해 5개의 홀 조합, [1,4], [1,5], [2,4], [2,5] 및 [3,6]을 고려하였다. 홀 위치 특성상 [1,4] 조합의 경우 받음각에 더욱 민감하며 [2,5]의 조합경우는 사이드 슬립각에 더욱 민감한 특성을 갖는다. 나머지 홀 조합의 경우 받음각과 사이드 슬립각에 대해 중간 정도의 민감도를 가지고 있다. 이와 같은 데이터 조합은 유동 데이터를 얻기 위한 알고리즘 중간 과정에서 필요한 데이터를 제공하는데 이용된다. 각각의 홀 조합에 대해 회전각에 대한 받음각과 사이드슬립각 관계 역시 전산유동해석을 통해 얻고, 그 결과를 각 홀 쌍에 대해 Fig. 9에 각각 제시하였다.



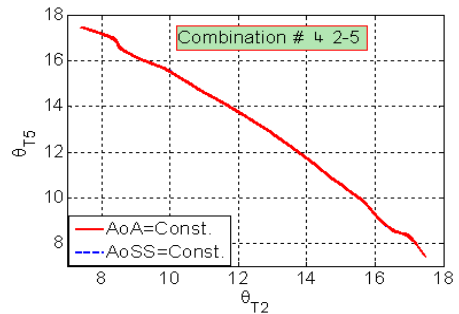
(a) Combination 1-4



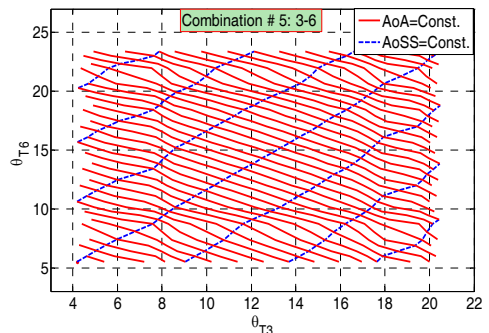
(b) Combination 1-5



(c) Combination 2-4



(d) Combination 2-5



(e) Combination 3-6

Fig. 4 Turning angles at the hole combinations

마하수, 받음각 등 유동 데이터 획득은 두 종류의 큰 단계(step)를 두 번 반복하여 구하게 되는데, 전체적인 알고리즘은 Fig. 5와 같다.

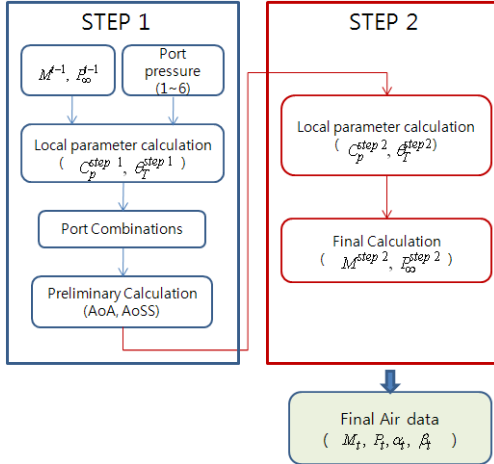


Fig. 5 Steps for the Air data acquisition

첫 번째 단계(step1)에서는 전 단계에서 구한 마하수 및 정압을 이용하여 받음각(AoA) 및 사이드 슬립각(AoSS)이 계산되는 과정이며 두 번째 단계(step2)에서는 첫 번째 단계에서 구한 받음각 및 사이드 슬립각을 이용하여 중간 단계에서 Update된 마하수 및 정압을 구하는 단계이다. 이때 Update된 마하수 및 정압은 다시 반복적으로 단계 1의 마하수 및 정압으로 적용되어 최종 단계의 받음각 및 사이드슬립각이 구해지며 연이은 단계 2 과정을 통하여 최종 단계의 마하수 및 정압을 얻게 된다.

단계별 획득 알고리즘을 자세히 살펴보면 첫 번째 단계에서 우선 전 단계 시간 $t-1$ 에서 구한 마하수 M^{t-1} , 정압 p^{t-1} 값과 식(3)을 통하여 압력계수 C_p^{step1} 을 얻고 마하수 M_{t-1} 과 C_p^{step1} 값 및 Fig. 2, 3 등을 이용하여 각 압력 홀에서의 회전각 $\theta_{Ti}^{step1}(i=1, \dots, 6)$ 를 구하게 된다. 다음으로 여기서 구한 회전각을 이용하여 Fig. 4에 제시된 데이터 보정 값을 활용하여 일차적인 AoA 및 AoSS를 구하게 된다.

다음 단계(Step 2)에서는 위에서 구한 AoA,

AoSS를 이용하여 중간 단계의 마하수 및 정압을 구하는 과정으로 첫 번째 단계에서 구한 받음각 및 사이드 슬립각으로 부터 각 홀에서의 국부 회전각 $\theta_{Ti}^{step2}(i=1, \dots, 6)$ 를 Fig. 2와 3의 그림에서 구하고 식 (3)을 적용하여 $C_{p_i}^{step2}$ 를 구하게 된다. 다음으로 위 두 값 θ_{Ti}^{step2} , $C_{p_i}^{step2}$ 와 Fig. 6를 이용하면 마하수를 얻을 수 있고 또한 이 마하수 M^* 와 θ_{Ti}^{step2} 및 Fig. 5를 한 번 더 적용하면 중간 단계에서 update된 $C_{p_i}^{step2*}$ 를 구할 수 있다. 또한 $C_{p_i}^{step2*}$ 를 식 (3)식에 적용하면 update된 p_{∞}^* 를 얻게 된다.

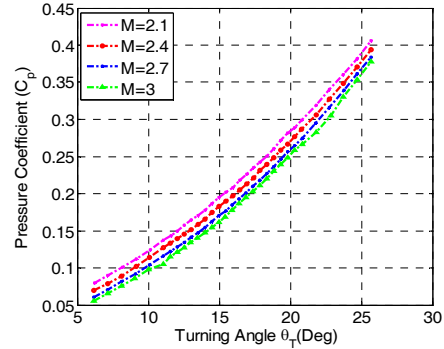


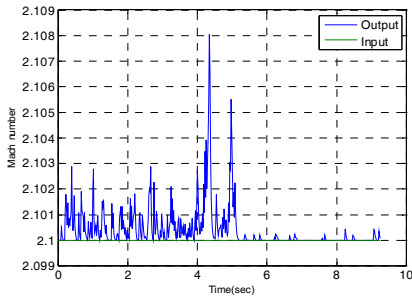
Fig. 6 Pressure coefficient

다음 단계는 위 과정 구한 M^* 및 p_{∞}^* 값을 Fig. 5 Step 1에 제시된 M^{t-1} , p_{∞}^{t-1} 을 대신 적용하면 최종 단계의 받음각 및 사이드 슬립각을 구할 수 있고 Step 2를 적용하여 최종 단계의 마하수 M^t 및 정압 p^t 을 구하게 된다. 그러므로 최종 Update된 유동데이터를 얻게 된다.

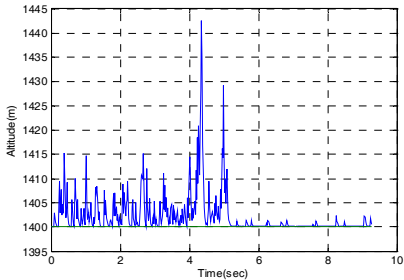
전체적인 유동 데이터 획득 과정은 매우 복잡한 것으로 보여 지나 각 데이터를 최소한 한 번 이상 update 한다는 점을 고려한다면 상당히 간단한 구조로 이루어져 있다.

다음으로 구현된 유동데이터 획득 알고리즘을 검증하기 위하여 매트랩(Matlab) 및 시뮬링크(Simulink)를 이용한 시뮬레이션 블록을 구현하였다.

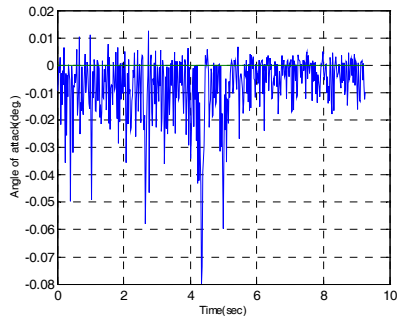
센서의 노이즈를 고려하여 랜덤 노이즈(Random noise)를 적용한 시뮬레이션 결과 마하수 2.1, 고도 1.4Km, 받음각 0도, 사이드 슬립각 0도의 입력조건에서 마하수는 2.1을 기준으로 0.3%의 오차를 고도의 경우 0.35% 수준의 오차를 보이고 있으며 받음각 8%, 사이드 슬립각은 9%의 오차를 보이고 있다. 결과적으로 현재 개발된 유동데이터 획득 소프트웨어에 대한 오차는 마하수 및 고도의 경우 0.4% 이내 수준으로 매우 작은 수치를 보이고 있으며 받음각 및 옆미끄럼각의 경우 약 8% 오차를 보이고 있다.



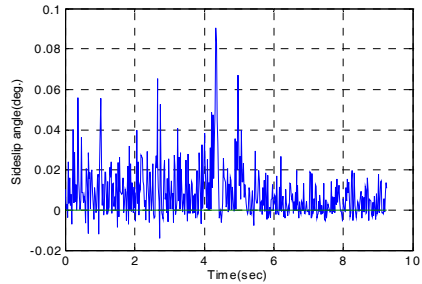
(a) 마하수 응답특성



(b) 고도 응답특성



(c) 받음각 응답특성



(d) 사이드 슬립각 응답특성

Fig. 8 FADS 응답특성

3. 결 론

본 논문을 통하여 초고속 항공기에 적용 가능한 Flush 타입 유동 데이터 획득 알고리즘을 제시하였다. 특히 센서의 오류 및 보정을 위해 총 6개의 압력 홀을 큰 표면에 장착하여 유동 데이터를 얻도록 하였고 알고리즘 상에서 데이터의 보정을 위해 적용되는 데이터는 전산유동해석을 통해 얻어진 데이터를 적용하였다.

전체적인 알고리즘 검증은 매트랩/시뮬링크를 통해 이루어 졌으며 해석 결과 주어진 유동데이터 입력조건에 대해 상당히 정확한 값을 예측할 수 있는 알고리즘임을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 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
2. 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
3. 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