

[特輯] 研究論文

고 신뢰도 초고속 공기 유동 데이터 처리 알고리즘 개발

최종호*† · 윤현걸*

Development of High Fidelity Supersonic Flow Air Data Processing Algorithm

Jongho Choi*† · Hyun-Gull Yoon*

ABSTRACT

This paper describes the development of high fidelity air data processing algorithm which can be applied into an air data system for a high speed aerial vehicle. Unlike the previous air data system, current algorithm used several pre-determined pressure data which were obtained with computational fluid dynamic approach without using total pressures having enough sensor redundancy and fault detection ability. The verification of current algorithm was done by commercial software Matlab and Simulink.

초 록

본 논문에서는 고속 비행체의 공기유동 데이터 측정 시스템에 직접 적용이 가능하며 고 신뢰도를 갖는 유동 데이터 처리 알고리즘 개발에 대해 기술하였다. 과거 공기유동 데이터 획득시스템과는 다르게 전산유동해석(CFD)을 통해 미리 획득한 데이터를 적용한 알고리즘으로 전압력 측정이 필요 없이 충분한 센서 여유(redundancy) 및 오류 검출기능을 지니고 있다. 개발된 알고리즘에 대한 검증은 상용 프로그램인 매트랩 및 시뮬링크를 사용하여 진행하였다.

Key Words: Air data system(공기유동시스템), Computational fluid dynamics(전산유체해석), fault detection(오류검출)

1. 서 론

공기 유동 데이터 획득시스템은 고속 항공기, 우주왕복선 등 고속 비행체의 비행 속도, 받음

각, 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 획득을 위한 유동데이터 처리 시스템을 개발 중에 있다[1, 2]. 국내

접수일 2010. 1. 28, 수정완료일 2010. 2. 23, 게재확정일 2010. 3. 2

* 정회원, 국방과학연구소 1기술연구본부 5부

† 교신저자, E-mail: cjh0322@add.re.kr

에서는 박미현, 김성수 등이 압력 홀을 적용하여 무인항공기용 받음각 센서 개발하기도 하였으며 김정용, 서정원 등은 피토 정압관을 이용한 초음속 풍동 추력에 관한 연구를 수행하기도 하였다 [3,4]. 이러한 유동 데이터 처리 시스템은 피토관과 같은 돌출된 형상과 동체 표면에 함입된 플러쉬(flush) 형태의 시스템이 있다[2, 5]. 특히 후자의 경우 초기 X-15에 적용하기 위한 유동데이터 획득 시스템이 개발되었으며 이후 스페이스셔틀에 적용하기 위한 시스템이 개발되기도 하였다[6, 7].

공기 유동 데이터 획득 시스템은 비행체의 운항과 관련된 유동 정보를 전달하기 위한 수단으로 사용되며, 높은 정확도 및 신뢰도를 요구하게 된다. 특히 측정 데이터의 정확도는 비행체의 효율, 안전성(safety)에 지대한 영향을 미치므로 이러한 요구조건을 충족시켜야 한다. 또한, 시스템의 안전성을 확보하기 위해 센서와 측정 시스템 자체의 여유(redundancy)를 요구한다.

본 논문에서는 위와 같은 유동 데이터 획득 시스템 개발 동향과 더불어 고 신뢰도 및 여유(redundancy)를 갖고 있으며 초고속 항공기에 적용할 수 있는 유동데이터 획득 알고리즘을 제시하고 매트랩 코드(Matlab code)[8]를 이용하여 알고리즘을 검증 하였다.

2. 본 문

2.1 측정 형상

유동 데이터 처리 알고리즘 개발과 관련하여 Fig. 1과 같이 총 6개의 정압력 홀(static pressure hole(port))을 갖으며 Fig. 2와 같이 각도 15.6° 를 갖는 콘 형태의 흡입구 형상을 고려하였다. 그림과 같이 홀을 선정한 주된 이유는 센서 여유(redundancy)를 갖으며 받음각(angle of attack)과 사이드슬립각(side slip angle) 변화를 효과적으로 감지하기 위함이다.

이때 받음각, 정압(static pressure), 동압(dynamic pressure) 등을 측정하기 위해 총 6개의 압력 홀과 각각의 홀에 압력 튜브와 압력센

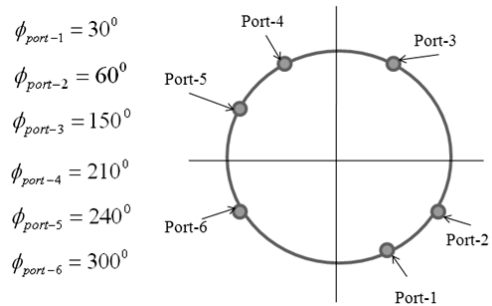


Fig. 1 Radial location of static pressure hole

서를 연결하여 압력을 측정하도록 하였다.

2.2 측정 민감도

속도, 받음각 등의 변화에 대해 민감도(sensitivity)가 좋을수록 유동 데이터 획득 알고리즘의 신뢰도를 향상시킬 수 있다. 이때 길이 방향에서의 최적의 측정 위치를 결정할 필요가 있는데 이러한 측정 위치를 결정하기 위하여 전산유체해석을 통해 각각 홀에서의 민감도를 조사하였다.

Figure 2는 민감도 및 부분적인 균질도를 조사하기 위해 압력 홀이 콘의 밑면에 위치한 상태에서 초고속 항공기 콘 첨단으로부터 압력 홀이 각각 40, 70, 100과 140 mm에 위치한 경우를 나타낸 것이다.

Equation 1에 제시한 회전각에 대한 압력계수를 조사한 결과 Fig. 3의 (a) 및 (b)와 같이 속도(마하수) 민감도는 측정 위치가 콘 첨단에서 멀

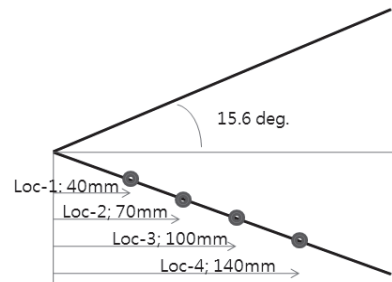
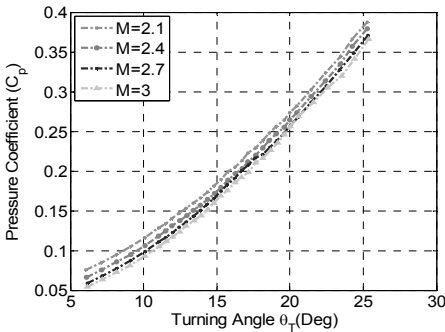


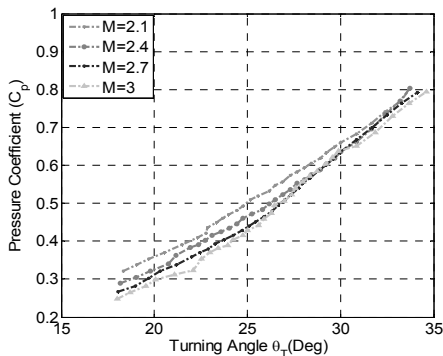
Fig. 2 Axial location of static pressure hole

어질수록 좋아지는 것을 알 수 있었다. 그러나 Fig. 3(b)와 같이 압력홀 위치가 140 mm 이상이 되면 마하수 및 회전각 증가에 따른 데이터의 균질도 및 부분적인 변동 폭이 증가하여, 축 방향 위치에서 어느 이상 증가하면 부분적인 데이터의 균질도가 감소하는 것으로 나타났다.

결론적으로 축 방향 위치가 초기 40 mm에서 100 mm로 증가 할수록 마하수, 정압 등에 대한 민감도 모두 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 그러나 압력 홀 위치가 140mm까지 증가하는 경우 회전각 변화에 대한 민감도는 약간 좋아지나 마하수 변화에 대한 민감도는 급격히 감소하였고 균질도 역시 크게 저하되는 것을 확인하였다. 그러므로 급변 유동 데이터 획득시스템에 적용될 센서 장착 위치에 대한 길이 방향은 100 mm로 설정하였다.



(a) Pressure coefficient at Loc-1



(b) Pressure coefficient at Loc-4

Fig. 3 Pressure coefficients at the Loc-1 and Loc-4

2.3 측정 관계식

Figure 4는 콘 표면에 흐르는 유동과 받음각에 대한 설명으로 회전각(Turning angle) θ_T 를 국소 회전각 θ_L 과 압력 홀이 위치한 지점에서의 포트 받음각(port angle of attack) α_{Port} 와 함께 다음 식과 같이 정의하였다.

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

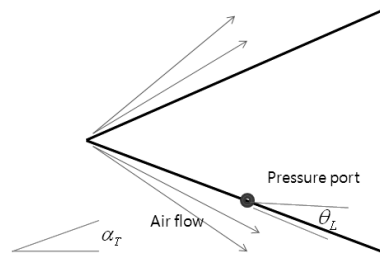


Fig. 4 Pressure hole and angle of attack

또한 압력 홀 위치에서의 포트 받음각은 실 받음각 α_T , 사이드슬립각 β_T 및 홀 위치각 ϕ_o 와 다음의 관계를 갖는다.

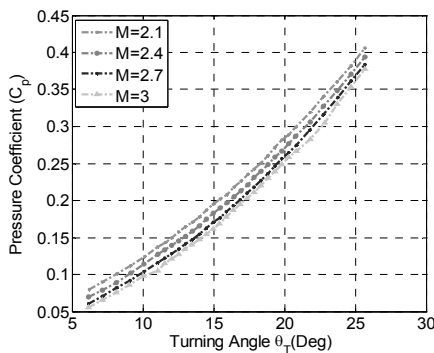
$$\alpha_{Port} = \alpha_T \times \cos \phi_o + \beta_T \times \sin \phi_o \quad (2)$$

즉 홀 위치각 ϕ_o 의 각도가 0° (콘 아랫면)일 때는 양의 α_T 값을 가지며 ϕ_o 의 각도가 180° (콘 윗면)이면 음의 α_T 값을 가지게 된다. 만일 ϕ_o 의 각도가 90° 이면 양의 사이드슬립각 β_T 를 나타내며 270° 이면 음의 값이 된다. 다음으로 압력 홀 위치에서 압력계수(pressure coefficient)는 다음과 같이 정의된다.

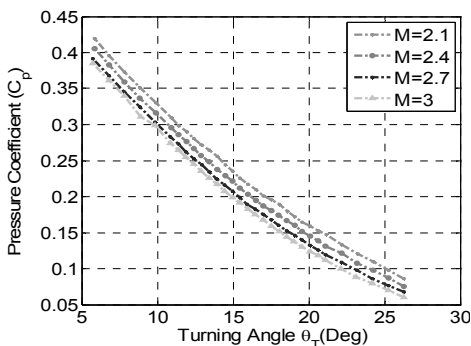
$$C_p = (p_{port} - p_\infty) / \bar{q} \quad (3)$$

여기서 p_{port} 는 압력 홀에서의 정압력, \bar{q} 는 동압력(dynamic pressure), p_∞ 는 자유흐름(free

stream)의 정압력을 나타낸다. 이때 회전각에 따른 압력계수의 경우 풍동시험이나 전산유체해석을 통하여 얻을 수 있다. 그런데 풍동시험의 경우 많은 노력과 비용이 소요됨에 따라 적은 비용으로 상당한 정확도를 갖는 전산유체해석을 통하여 관련 데이터를 획득하였다. 해석을 위해서 6면체 구조 격자계를 이용하여 격자를 구성하였고 해석은 RNG k- ϵ 난류모델을 적용하여 수행하였다. 만일 동일한 마하수, 받음각 조건에서 홀 위치가 각각 1과 3의 경우 데이터 값이 반대되는 경향을 가지게 되는데 Fig. 5 (a), (b)는 이러한 특성을 설명해 주고 있다. 이때, 마하수가 증가하는 경우 상대적으로 정압력이 감소하므로 속도 증가에 의한 정압력 감소를 Fig. 5에 반영하고 있다.



(a) Pressure coefficient at the hole position angle 0°



(b) Pressure coefficient at the hole position angle 180°

Fig. 5 Pressure coefficients at the specific hole radial location

2.4 알고리즘

각 압력 홀에서의 압력은 압력센서를 이용하여 측정이 가능하며 측정 오류를 줄이기 위해 여유(redundancy) 개념을 적용하여 홀의 개수를 총 6개로 결정하였다. 위 값을 이용하여 마하수, 받음각, 사이드슬립각을 각각 얻을 수 있는데, 이는 미리 보정(calibration)되어 데이터 테이블로 저장되어 있는 압력계수, 회전각 등의 레퍼런스(reference) 값과 위에서 제시한 관계식 (1)~(3)을 이용하게 된다. 그러므로 각 홀 위치에서 보정 데이터를 미리 확보해야하므로 금번 논문에서는 전산유동해석에 의한 데이터를 적용하였다. 참고로 각 홀에서의 압력은 Eq. 4와 같이 대기 마하수, 받음각(α), 사이드슬립각(β), 대기 정압(p_∞) 및 홀 위치각(ϕ_o)에 의해 결정된다.

$$P_{port} = f(M, \alpha, \beta, p_\infty, \phi_o) \quad (4)$$

그런데 전산유동해석에 있어 데이터 획득을 위해 축 대칭 문제의 경우 받음각 및 사이드슬립각 모두를 고려할 필요 없이 받음각만을 이용하여 바로 사이드슬립각을 적용할 수 있다. 아래 Fig. 6는 마하수 3.0에서 홀 위치각 30° 에 위치한 홀 1(port-1)에서 실 받음각 α_T 와 사이드슬립각 β_T 사이에서 결정된 회전각(turning angle)을 Fig. 7에서는 홀 위치각이 135° 에서의 회전각을 각각 제시한 것이다.

결론적으로 Fig. 6~8에서와 같이 Y축에 제시된 회전각은 X축의 실 받음각과 사이드슬립각에 의해 결정되며 만일 홀 위치각이 0° 이면 사이드슬립각에 관계없이 받음각에 의해 선형적으로 증가하고 홀 위치각이 90° 이하에서는 사이드슬립각 및 받음각이 증가함에 따라 회전각이 증가하게 된다. 이후 홀 위치각이 90° 에 이르면 회전각은 받음각에 관계없이 사이드슬립각에 의해서만 결정된다. 또한 홀 위치각이 180° 이하에서는 받음각이 증가함에 따라 회전각은 감소하며 사이드슬립각에 대해서는 증가하게 된다.

다음으로 압력 홀의 조합(combination)에 따른 마하수, 받음각, 사이드슬립각 등의 정보를 얻기

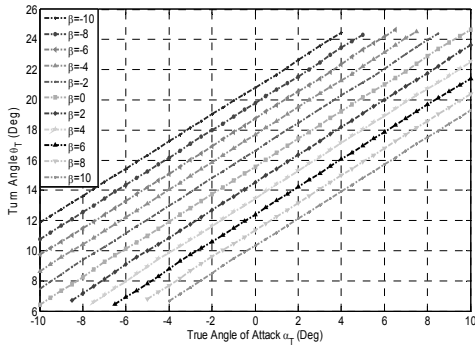


Fig. 6 Turning angle at Mach 3.0 hole position angle 30°

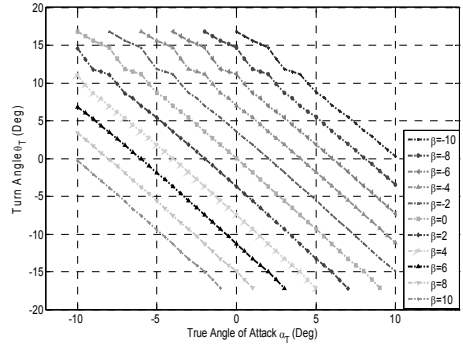


Fig. 7 Turning angle at Mach 3.0 hole position angle 135°

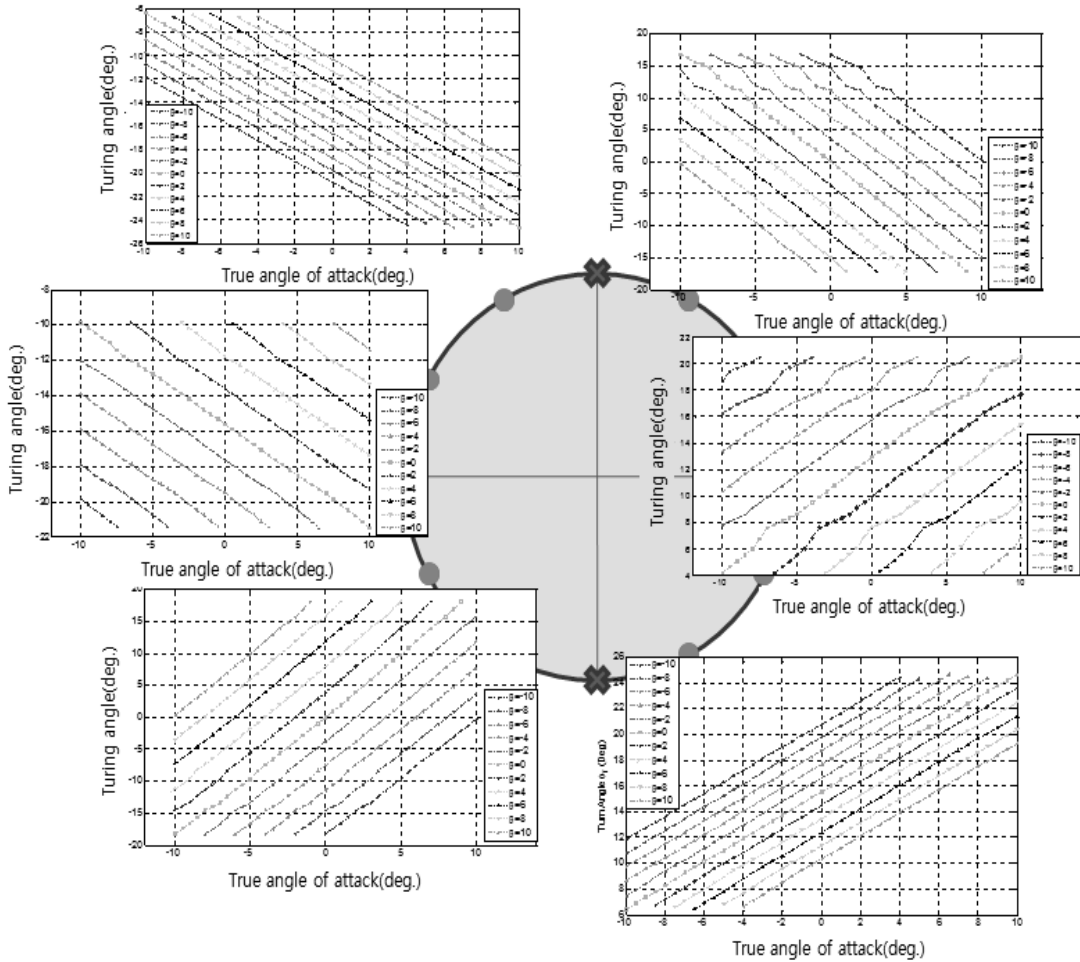


Fig. 8 Variation of turning angle with different angle of attack and sideslip angle

위해 Table 1과 같은 5개의 홀 조합을 고려하였다. 홀 위치 특성상 홀 1과 4의 경우는 받음각에 더욱 민감하며 홀 2와 5의 경우는 사이드슬립각에 더욱 민감한 특성을 갖는다. 나머지 홀 조합의 경우 받음각과 사이드슬립각에 대해 중간 정도의 민감도를 가지고 있다. 이와 같은 데이터는 전체 유동데이터를 얻기 위한 알고리즘 중간 과정에서 필요한 데이터를 제공하는데 이용된다.

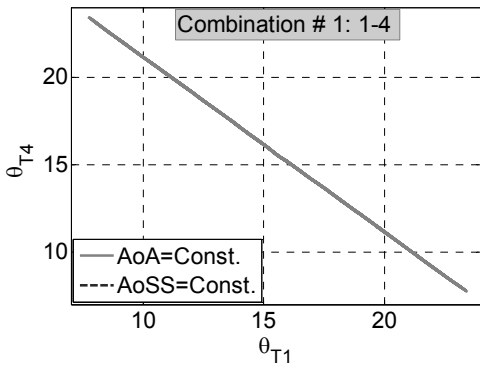
Table 1. Sensitivity with different hole combinations

| Number | Hole combination | Sensitivity |
|--------|------------------|-------------|
| 1 | [Port 1, Port 4] | AoA |
| 2 | [Port 1, Port 5] | AoA/AoSS |
| 3 | [Port 2, Port 4] | AoS/AoA |
| 4 | [Port 2, Port 5] | AoSS |
| 5 | [Port 3, Port 6] | AoA/AoSS |

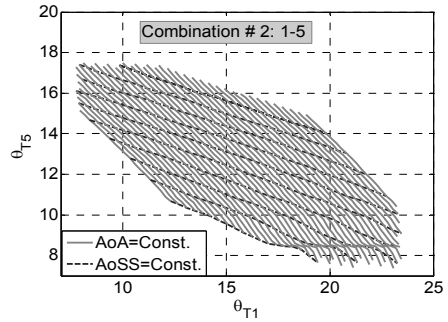
각각의 홀 조합에 대해 회전각에 대한 받음각과 사이드슬립각의 관계 역시 전산유동해석을 통해 얻을 수 있으며, 그 결과를 각 홀 쌍에 대해 Fig. 9에 각각 제시하였다.

마하수, 받음각 등 유동 데이터 획득은 두 종류의 큰 단계(step)를 두 번 반복하여 구하게 되는데, 전체적인 알고리즘은 Fig. 10과 같다.

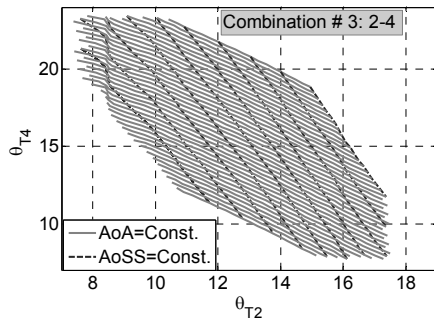
그림에서와 같이 첫 번째 단계(step 1)에서는 시간상 전 단계(previous time step)에서 구해진 마하수 및 정압을 이용하여 받음각(AoA) 및 사이드슬립각(AoSS)이 계산되는 과정이며 두 번째 단계(step 2)에서는 첫 번째 단계에서 구한 받음



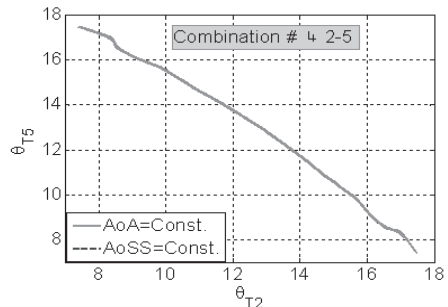
(a) Combination 1-4



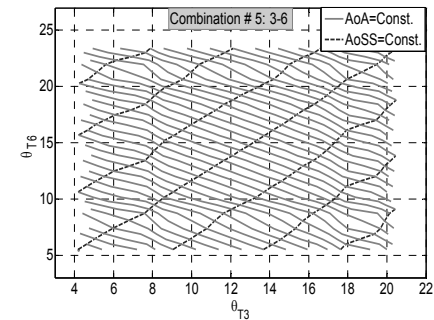
(b) Combination 1-5



(c) Combination 2-4



(d) Combination 2-5



(e) Combination 3-6

Fig. 9 Turning angles at the hole combinations

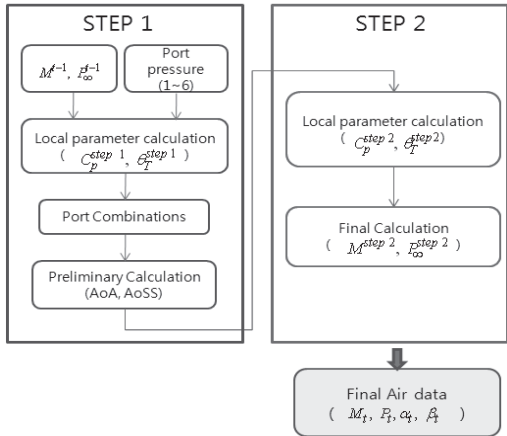


Fig. 10 Steps for the air data acquisition algorithm

각 및 사이드슬립각을 이용하여 중간 단계에서 보정(update)된 마하수 및 정압을 구하는 단계이다. 이때 보정된 마하수 및 정압은 다시 반복적으로 단계 1(step 1)의 마하수 및 정압으로 적용되어 최종 단계의 받음각 및 사이드슬립각이 구해지며 연이은 단계 2(step 2) 과정을 통하여 최종 단계의 마하수 및 정압을 얻게 된다.

단계별 획득 알고리즘을 자세히 살펴보면 첫 번째 단계(Step 1)에서 우선 전 단계 $t-1$ 에서 구한 마하수 M^{t-1} , 정압 p^{t-1} 값과 Eq. 3을 통하여 압력계수 C_p^{step1} 을 얻고 마하수 M_{t-1} 과 C_p^{step1} 값 및 Fig. 5를 통하여 각 압력 홀에서의 회전각 $\theta_{Ti}^{step1}(i=1, \dots, 6)$ 를 구하게 된다. 다음으로 여기서 구한 회전각을 이용하여 Fig. 9에 제시된 데이터 보정(calibration) 값을 활용하여 일차적인 받음각 및 사이드슬립각을 구하게 된다. 다음 단계(Step 2)에서는 위에서 구한 받음각 및 사이드슬립각을 이용하여 중간 단계의 마하수 및 정압을 구하는 과정으로 첫 번째 단계에서 구한 받음각 및 사이드슬립각으로부터 각 홀에서의 국부 회전각 $\theta_{Ti}^{step2}(i=1, \dots, 6)$ 를 Fig. 6과 7에서 구하고 Eq. 3을 적용하여 $c_{p_i}^{step2}$ 를 구하게 된다. 다음으로 위 두 값 θ_{Ti}^{step2} , $c_{p_i}^{step2}$ 와 Fig. 5를 이용하

면 마하수를 얻을 수 있고 또한 이 마하수 M^* 와 θ_{Ti}^{step2} 및 Fig. 5를 한 번 더 적용하면 중간 단계에서 보정된 $c_{p_i}^{step2*}$ 를 구할 수 있다. 또한 $c_{p_i}^{step2*}$ 를 Eq. 3식에 적용하면 보정된 p_{∞}^* 를 얻게 된다. 다음 단계는 위 과정에서 구한 M^* 및 p_{∞}^* 값을 Fig. 10 단계 1에 제시된 M^{t-1} , p^{t-1} 대신 적용하면 반복된 단계 1을 통하여 최종 단계의 받음각 및 사이드슬립각을 구할 수 있고 단계 2를 적용하여 최종 단계의 마하수 M^t 및 정압 p^t 을 구하게 된다. 그러므로 최종적으로 보정된 유동데이터를 얻게 된다.

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

다음으로 구현된 유동데이터 획득 알고리즘을 검증하기 위하여 Fig. 11과 같이 매트랩(Matlab) 및 시뮬링크(Simulink)를 이용한 시뮬레이션 블록을 구현하였다.

유동데이터 획득 알고리즘을 처리하는 블록은 파란색으로 제시된 중간 블록이며 입력으로 콘에 설치된 압력 홀로부터 압력을 적용하여 마하수, 받음각, 사이드슬립각, 정압력을 한 개 변수씩 보정(update)하여 최종적으로 데이터 값을 얻어내는 역할을 수행한다. 이때 센서 신호를 전달

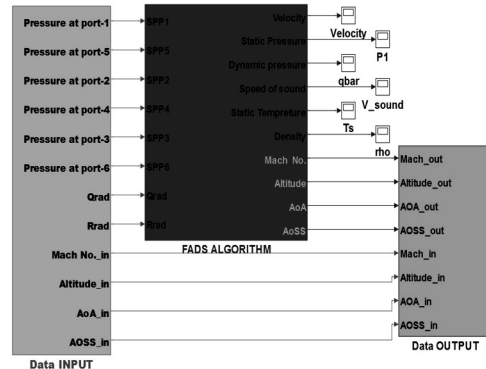


Fig. 11 FADS structure with Matlab simulink

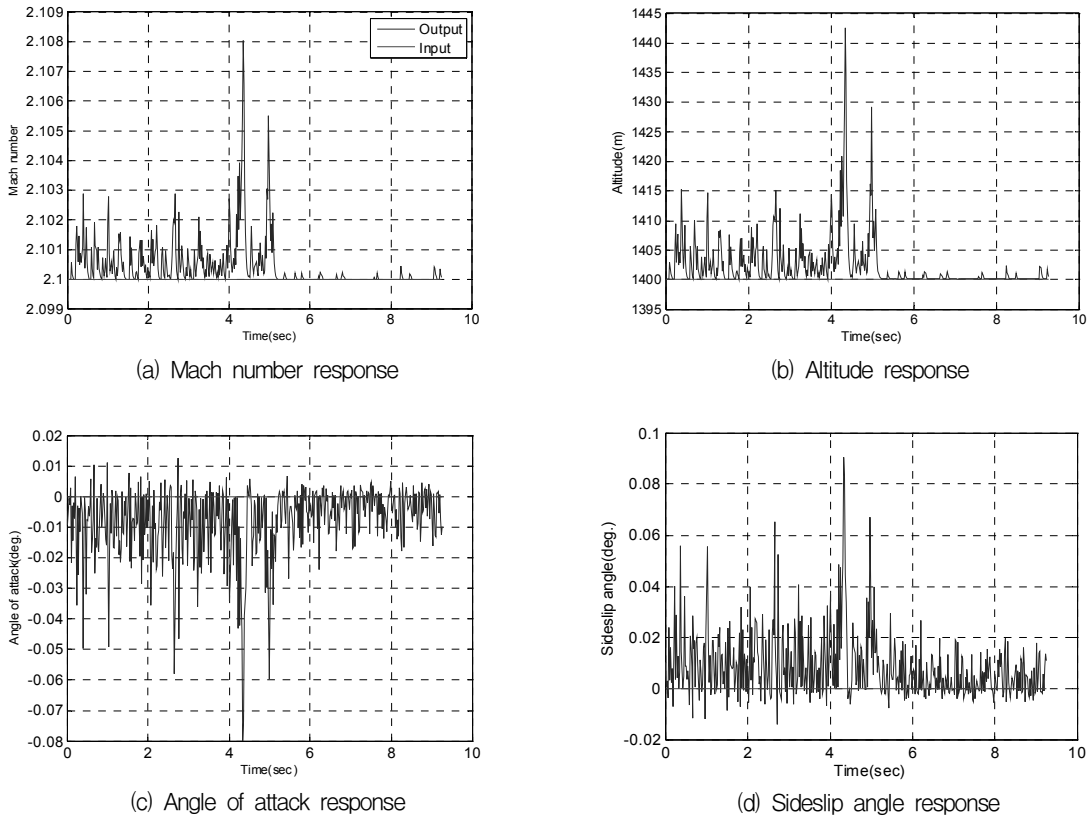


Fig. 12 Response of designed FADS

하기 위해 그림 좌측 블록인 압력조건 블록을 구성하였다. 또한 알고리즘 처리 블록으로부터 값을 확인하기 위해 우측에 별도의 데이터분석 블록을 구현하였다. FADS(Flush Air Data System) 알고리즘 블록에서는 센서의 노이즈를 고려하여 좌측 블록 내에 랜덤 노이즈(Random noise)를 적용하였다. 결과적으로 마하수 2.1, 고도 1.4 km, 받음각 0도, 사이드슬립각 0도의 입력조건에서 랜덤 노이즈가 유입된 상태에서의 Fig. 12와 같은 센서 잡음이 포함된 응답특성을 얻었다. 결과에 따르면 마하수는 기준 마하수 2.1을 기준으로 0.3%의 오차를 보이고 있으며 고도의 경우 0.35% 수준의 오차를 보이고 있고 받음각 8%, 사이드슬립각은 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 옆 미끄럼각의 경우 약 8% 오차를 보이고 있다.

3. 결 론

본 논문을 통하여 초고속 항공기에 적용 가능한 플러쉬(flush) 타입의 유동 데이터 획득 및 변환 알고리즘에 대해 기술하였다. 특히 센서의 오류 및 보정을 위한 여유(redundancy)를 제공하기 위해 총 6개의 압력 홀을 콘 표면에 장착하여 유동 데이터를 얻도록 하였고 알고리즘 상에서 데이터의 보정을 위해 적용되는 회전각 및

마하수에 따른 압력계수, 회전각 쌍에 대한 받음각 및 사이드슬립각, 받음각 및 사이드슬립각에 따른 회전각 등의 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. 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, 제37권 제5호, 2009, pp.511-517
4. 김정용, 서정원, 허환일, 김 유, "피토정압관을 이용한 초음속 풍동의 추력특성에 관한연구" 추진공학회지 01 제 17회 학술발표회 논문초록집, 2001, pp.75-76
5. William Gracey, "Measurement of Aircraft Speed and Altitude", A Wiley-Interscience Publication, John Wiley & Sons, Inc., 1981
6. 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
7. 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
8. Matlab user's manual