



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 47(12), 831-840(2019)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.12.831

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

아음속 및 초음속 유동의 플러시 대기자료 측정장치 연구

이창호¹

Study of the Flush Air Data Sensing System for Subsonic and Supersonic Flows

Chang-Ho Lee¹

OPPAV Team, Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

Flush Air Data Sensing system (FADS) estimates air data states using pressure data measured at the surface of flight vehicles. The FADS system does not require intrusive probes, so it is suitable for high performance aircrafts, stealth vehicles, and hypersonic flight vehicles. In this study, calibration procedures and solution algorithms of the FADS for a sphere-cone shape vehicle are presented for the prediction of air data from subsonic to supersonic flights. Five flush pressure ports are arranged on the surface of nose section in order to measure surface pressure data. The algorithm selects the concept of separation for the prediction of flow angles and the prediction of pressure related variables, and it uses the pressure model which combines the potential flow solution for a subsonic flow with the modified Newtonian flow theory for a hypersonic flow. The CFD code which solves Euler equations is developed and used for the construction of calibration pressure data in the Mach number range of 0.5~3.0. Tests are conducted with various flight conditions for flight Mach numbers in the range of 0.6~3.0 and flow angles in the range of -10° ~ $+10^{\circ}$. Air data such as angle of attack, angle of sideslip, Mach number, and freestream static pressure are predicted and their accuracies are analyzed by comparing predicted data with reference data.

초 록

플러시 대기자료 측정장치는 비행체 표면에서 측정되는 압력 데이터를 이용하여 대기자료를 예측한다. FADS는 돌출된 프로브가 없으므로 고성능 항공기, 스텔스 비행체 및 극초음속 비행체에 적합하다. 본 논문에서는 구-원추 형상을 갖는 비행체에 대해서 아음속부터 초음속 비행까지 대기자료를 예측할 수 있는 FADS의 교정 절차와 계산 알고리즘을 제시한다. 표면 압력 데이터 측정을 위해 노즈부 표면에 5개 플러시 압력공들을 마련하였다. 유동각 예측과 압력 관련 변수의 예측을 분리하는 개념이며, 아음속 유동의 포텐셜 유동해와 극초음속 유동의 수정 뉴턴식을 결합한 압력모델을 사용한다. 교정 압력 데이터는 Euler 방정식을 푸는 전산유체역학 코드를 만들어서 마흐수 0.5~3.0의 범위에서 구축하였다. 비행 마흐 수 0.6~3.0, 받음각과 옆미끄럼각은 각각 -10° ~ $+10^{\circ}$ 의 범위에서 여러 비행조건에 대해서 테스트를 수행하였다. 예측된 대기자료는 받음각, 옆미끄럼각, 마흐수, 자유류 정압이며 참고 데이터와 비교하여 정확도를 분석하였다.

Key Words : Air Data(대기자료), Flush Pressure Port(플러시 압력공), Subsonic Flow(아음속 유동), Supersonic Flow(초음속 유동), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학)

† Received : September 19, 2019 Revised : November 1, 2019 Accepted : November 19, 2019

¹ Principal Researcher

¹ Corresponding author, E-mail : leech@kari.re.kr, ORCID 0000-0001-5206-2420

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

고성능 항공기, 초음속 또는 극초음 비행체에서 마흐수(Mach Number), 받음각, 옆미끄럼각과 같은 대기자료(Air Data) 예측을 위해 플러시 대기자료 측정장치(Flush Air Data Sensing System, FADS)가 활발하게 연구되고 있다[1-9]. FADS는 외부로 돌출된 프로브(Probe)가 없이 비행체 표면에서 측정되는 압력으로부터 대기자료를 예측하므로 스텔스(Stealth) 기능이 요구되는 비행체에 적합하다. 또한 극초음속 비행체에서는 크기가 작은 프로브는 공력가열에 더욱 큰 영향을 받으므로 FADS가 반드시 필요하다고 볼 수 있다.

National Aeronautics and Space Administration (NASA)에서는 일찍부터 FADS를 비행체에 적용하는 연구를 수행하여 왔으며 대표적인 연구사례는 다음과 같다. Whitmore and Moes[1]는 F-18 High Alpha Research Flight Vehicle에 FADS를 장착하고 비행시험을 수행하였다. 비행체 노즈(Nose) 부분에 25개의 플러시 압력공(Flush Pressure Port)을 설치하고 마흐수 0.15~0.94, 받음각 -8° ~ 55° 의 영역에서 대기자료를 측정하였다. Whitmore et al.[2]은 재사용발사체(Reusable Launch Vehicle, RLV)인 X-33의 FADS를 설계하고 대기자료를 측정하기 위한 알고리즘을 제시하였다. 풍동을 이용하여 마흐수 0.25~4.5 범위에서 교정(Calibration)에 필요한 데이터를 구축하고 교정 결과를 분석하였다. Cobleigh et al.[3]은 NASA에서 개발한 FADS의 교정 및 예측 알고리즘을 마흐수 0.25~5.0 범위에서 다양한 형상의 무딘 물체에 적용하고 결과를 분석하였다. Whitmore et al.[4]은 이전의 연구내용[2]을 바탕으로 X-33 RLV의 대기자료를 측정하기 위한 FADS 설계와 관련 수식 및 알고리즘을 특허로 등록하였다. Ellsworth et al. [5]은 RLV인 X-34의 FADS 설계와 교정과정 및 시뮬레이션 결과를 기술하였는데, 여기에 사용한 방법들은 이전의 연구들과 큰 차이는 없다. 이와 같은 NASA Dryden Flight Research Center를 중심으로 한 연구결과[2,3]에 따르면 압축성 유동에서 마흐수, 유동각(Flow Angle), 동압(Dynamic Pressure), 정압(Static Pressure)과 같은 대기자료를 예측하는 것은 비선형 문제로, 참고문헌 1에서 사용한 것과 같은 회귀방법(Regression Method)으로 풀기에는 알고리즘이 복잡해지고 수렴하지 못하는 문제가 자주 발생하는 것으로 알려져 있다. 따라서 참고문헌 2,3에서는 압력 관련 변수들의 예측과 분리하여 유동각을 예측하는 Triples Algorithm을 개발하여 안정성(Stability) 문제를 해결하였다. 한편 FADS와 유사한 개념은 다공 프로브(Multi-hole Probe)에서 찾아볼 수 있다. 풍동시험에서 3차원 속도성분을 측정하는데 5공 프로브나 7공 프로브가 많이 사용되어 왔다[10-13]. 프로브와 비

행체는 물리적 크기가 매우 큰 차이가 있지만 다수의 압력공으로부터 측정되는 압력을 이용하여 유동상태를 예측하는 개념은 동일하므로 비행체 FADS 연구에 활용할 수 있다. Houtman and Bannink[11]은 5공 프로브를 이용하여 아음속 및 초음속 풍동시험에서 3차원 속도성분 측정기법을 연구하였다. 지름 1.6mm의 반구형(Hemi-sphere) 헤드를 갖는 5공 프로브를 사용하여 풍동에서 마흐수 0.55~1.76의 범위에서 교정 시험을 수행하고, 압력공에서 측정되는 압력값들을 이용하여 유동 각도 및 마흐수와 전압력(Total Pressure)을 최소사승법(Least Squares Method)에 기반하여 예측하였다. 이들은 표면압력과 유동변수를 연관시켜주는 압력모델을 만들어 교정과 예측 과정에 사용하였는데, 이 식은 NASA에서 개발한 Triples Algorithm에서 사용되는 압력모델과 유사한 형태를 갖는다.

본 연구에서는 FADS 알고리즘에서 NASA의 연구결과[2-4]를 참고하여 유동각 예측과 압력 관련 변수의 예측을 분리하는 개념을 채택하고 세부적으로는 Triples Algorithm과는 다른 방법을 제시한다. 유동각 예측방법에서는 Houtman and Bannink의 압력모델과 같은 형태로 아음속 유동의 포텐셜 이론식과 극초음속 유동의 수정 뉴턴식을 교정변수(Calibration Parameter)를 사용하여 결합한 식을 사용한다. 구-원추(Sphere-cone) 형상으로 구성된 비행체의 노즈 부분에 5개의 플러시 압력공을 배치하고, 여기에서 측정되는 압력들을 이용하여 아음속 및 초음속 비행영역에서 받음각, 옆미끄럼각, 마흐수, 대기압과 같은 대기자료를 예측한다. 교정 과정에서 필요한 비행조건에서의 교정압력 데이터는 정렬격자계의 유한체적법으로 3차원 Euler 방정식을 푸는 Computational Fluid Dynamics(CFD) 코드를 만들어 사용한다. 제시한 대기자료 예측 방법을 이용하여 비행 마흐수 0.6~3.0, 받음각과 옆미끄럼각은 각각 -10° ~ $+10^{\circ}$ 의 범위에서 여러 비행조건에서 테스트를 수행하고 결과를 분석한다.

II. 본 론

2.1 교정 과정 및 대기자료 예측 방법

2.1.1 전산유체역학 해석

교정 과정에 필요한 플러시 압력공들에서의 압력 데이터는 전산유체역학 코드를 이용하여 구축한다. 대상 비행체는 구-원추 형상이며 압력공들의 위치에서는 교정 데이터 범위의 유동각도에서 박리(Separation)가 발생하지 않으므로 비점성 유동으로 가정할 수 있다. 그리고 마흐수 4 이하에서는 화학반응과 같은 실제 기체 효과(Real Gas Effect)는 무시할 수 있으므로 공기는 비열비 1.4의 열량적 완전기체로 가정

한다. 직교좌표계에서 열량적 완전기체의 3차원 Euler Equations은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \iint_{\partial V} \mathbf{F}_i n_i dS = 0 \quad (1)$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_j \\ \rho E \end{bmatrix} \quad \mathbf{F}_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_j + p \delta_{ij} \\ u_i (\rho E + p) \end{bmatrix} \quad (2)$$

여기서 \mathbf{Q} 는 보존변수 벡터이고 \mathbf{F}_i 는 비점성 플럭스 벡터이다. 정상상태 해를 얻기 위해 식 (1)의 공간 이산화식에 Euler Backward Implicit 방법을 적용하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} = -\mathbf{R} \quad (3)$$

잔류 벡터(Residual Vector)는

$$\mathbf{R} = \frac{1}{V} \sum_{nb} [\mathbf{F}_i n_i \Delta S]_{nb} \quad (4)$$

이고, 시간에 대해 선형화 하면 다음과 같다.

$$\left[\frac{\mathbf{I}}{\Delta t} + \left(\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{Q}} \right)^n \right] \Delta \mathbf{Q}^n = -\mathbf{R}^n \quad (5)$$

식 (5)를 풀기 위한 시간 적분법 및 고차 공간해상도를 얻기 위한 MUSCL-TVD 기법 등 수치기법의 자세한 내용들은 관련 문헌[14,15]에서 찾을 수 있으므로 여기서는 생략한다. 무딘 물체에 대한 초음속 유동의 수치해석에서는 Carbuncle이라고 알려진 충격파 불안정 현상이 발생하므로 이에 대한 주의가 요구된다 [16]. 본 연구에서는 비점성 수치 플럭스(Numerical Flux)의 계산에서 정확도가 높은 HLLC 스킴[15]을 기본으로 사용하고, 충격파와 같은 불연속 영역에서는 수치점성이 큰 HLL 스킴[15]을 사용하여 충격파 불안정 문제를 해결하는 방법을 채택하였다. 충격파와 같은 비선형 불연속 영역은 압력을 변수로 Gibbs Phenomenon[17]를 이용하여 판별하였다.

2.1.2 교정 및 대기자료 예측 방법

Figure 1은 비행체의 Body Axis에서 자유류 속도 벡터의 각도 설정을 보여준다. 속도 벡터는 크기와 2개의 유동각, 즉 받음각과 옆미끄럼각 (α, β) 또는 콘각(Cone Angle)과 롤각(Roll Angle) (θ, ϕ)으로 정의할 수 있다. Fig. 2는 비행체 노즈부의 개략도로 5개 압력 측정공들의 위치를 도시한 것이다. 압력공은 대칭축에 1개가 있고 주변에 4개가 90° 간격으로 위치해 있으며, 주변 4개 압력공들의 표면 수직선과 대칭축 사이의 각은 20°이다. Fig. 3은 자유류 속도 벡터와 압력공 i 의 위치를 콘각과 롤각으로 나타낸 것이

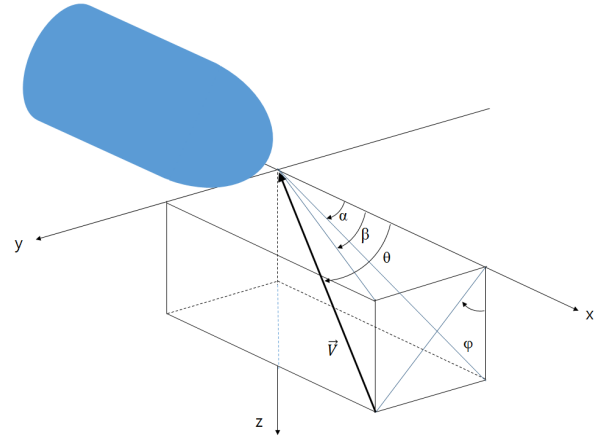


Fig. 1. Flow angle definition in body axis

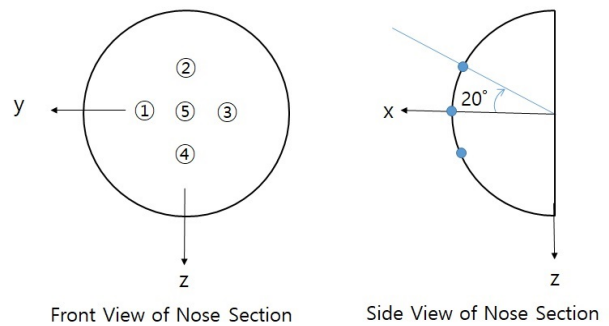


Fig. 2. Arrangement of flush pressure ports

다. δ_i 는 대칭축과 압력공 i 의 표면수직선 사이의 각도이고 ϕ_i 는 압력공 i 의 롤각이다. θ_i 는 자유류 속도 벡터와 압력공 i 의 표면수직선이 이루는 각도이다.

구 형상에 대해서는 임의의 위치에서 표면 압력을 아음속에서는 포텐셜 유동해, 극초음속에서는 수정 뉴턴식으로 표현할 수 있다. 포텐셜 해와 수정 뉴턴식은 무딘 물체에 대한 유동에서 박리가 없는 정체점 주위에서 유효하다. 아음속 유동에서 구 형상 물체의 표면 압력은 비압축성 포텐셜 유동 이론으로부터 다음과 같이 주어진다[18].

$$C_p(\theta_i) = 1 - \frac{9}{4} \sin^2 \theta_i \quad (6)$$

극초음속 유동에서 구 표면 압력은 다음과 같은 수정 뉴턴식으로 구할 수 있다[19].

$$C_p(\theta_i) = C_{p_{\max}} \cos^2 \theta_i = \frac{p_p - p_{\infty}}{q_{\infty}} \cos^2 \theta_i \quad (7)$$

구에서 벗어난 형상 및 마흐수에 의한 영향을 고려하기 위해 교정변수 F 를 도입하여 두 식을 하나로 묶어, 아음속부터 초음속 유동까지 유효한 이론 압력 모델을 만들 수 있다[11].

$$p(\theta_i) = p_p(1 - F \sin^2 \theta_i) \quad (8)$$

여기서 p_p 는 아음속 유동에서는 등엔트로피 관계식으로 계산되는 전압력이고, 초음속 유동에서는 1차원 유동에서 수직 충격파를 지난 다음의 전압력이 된다. 교정변수 F 는 비행체 형상과 마흐수의 영향을 고려하기 위한 것으로 유동각과 마흐수의 함수로 볼 수 있다.

$$F = f(\alpha, \beta, M_\infty) \quad (9)$$

식 (8)에서 θ_i 는 입사각(Incidence Angle)으로 압력공 i 의 표면수직벡터와 속도벡터 사이의 각도이다. 입사각 θ_i 를 콘각, 롤각 및 압력공의 위치를 나타내는 δ_i, ϕ_i 로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \cos \theta_i &= \cos \theta \cos \delta_i + \sin \theta \sin \phi \sin \phi_i \sin \delta_i \\ &+ \sin \theta \cos \phi \cos \phi_i \sin \delta_i \end{aligned} \quad (10)$$

식 (10)에 각 압력공의 각도 값을 대입하면 입사각은 다음과 같이 콘각과 롤각만으로 표현된다. 여기서 압력공 1~4는 δ_i 가 모두 같으므로 δ_1 으로 나타낸다.

$$\begin{aligned} \cos \theta_1 &= \cos \theta \cos \delta_1 + \sin \theta \sin \phi \sin \delta_1 \\ \cos \theta_2 &= \cos \theta \cos \delta_1 - \sin \theta \cos \phi \sin \delta_1 \\ \cos \theta_3 &= \cos \theta \cos \delta_1 - \sin \theta \sin \phi \sin \delta_1 \\ \cos \theta_4 &= \cos \theta \cos \delta_1 + \sin \theta \cos \phi \sin \delta_1 \\ \cos \theta_5 &= \cos \theta \end{aligned} \quad (11)$$

이 식들을 식 (8)에 대입하고 수평, 수직방향 압력공의 압력차를 구하면 다음과 같다.

$$\Delta p_h = p_1 - p_3 = 4Fp_p \cos \theta \sin \theta \sin \phi \cos \delta_1 \sin \delta_1 \quad (12)$$

$$\Delta p_v = p_4 - p_2 = 4Fp_p \cos \theta \sin \theta \cos \phi \cos \delta_1 \sin \delta_1 \quad (13)$$

식 (12)와 식 (13)의 비는 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\Delta p_h}{\Delta p_v} = \tan \phi \quad (14)$$

따라서 롤각을 다음 식으로 계산할 수 있다[11].

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{\Delta p_h}{\Delta p_v} \right) \quad (15)$$

다음은 콘각을 구하기 위한 과정으로 각 압력의 제곱을 합해 제곱근을 구하면 다음과 같다.

$$\sqrt{\Delta p_h^2 + \Delta p_v^2} = 4Fp_p \cos \theta \sin \theta \cos \delta_1 \sin \delta_1 \quad (16)$$

압력공 5의 압력은 유동각이 0일 때 전압력과 같

게 된다. 압력공 5의 압력에서 주변 압력공 1~4의 평균 압력값을 빼면 pseudo 동압이 되며 정리하면 다음과 같이 표현된다.

$$p_5 - \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 p_i = Fp_p \sin^2 \delta_1 \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 \theta \right) \quad (17)$$

식 (16)을 식 (17)로 나누면 교정 변수 F 와 피토압력 p_p 가 제거되고 콘각만 남는다.

$$\begin{aligned} \frac{\sqrt{\Delta p_h^2 + \Delta p_v^2}}{p_5 - \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 p_i} &= \frac{4Fp_p \cos \theta \sin \theta \cos \delta_1 \sin \delta_1}{Fp_p \sin^2 \delta_1 \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 \theta \right)} \\ &= \frac{4 \tan \theta}{\tan \delta_1 \left(1 - \frac{1}{2} \tan^2 \theta \right)} \end{aligned} \quad (18)$$

따라서 콘각은 다음과 같이 계산할 수 있다[11].

$$\tan \theta = \frac{-4 \pm \sqrt{16 + 2Q^2 \tan^2 \delta_1}}{Q \tan \delta_1} \quad (19)$$

여기서

$$Q = \frac{\sqrt{\Delta p_h^2 + \Delta p_v^2}}{p_5 - \frac{1}{4} \sum_{i=1}^4 p_i} \quad (20)$$

이다.

교정 변수 F 와 피토압력 p_p 은 5개 압력공에서의 압력값과 압력모델 식 (8)로부터 계산할 수 있다. 각 압력공에 식 (8)을 적용하면 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} p_1 \\ \vdots \\ p_5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\sin^2 \theta_1 \\ \vdots & \vdots \\ 1 & -\sin^2 \theta_5 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_p \\ F \end{bmatrix} \quad (21)$$

표면압력 $p_1 \dots p_5$ 과 입사각 $\theta_1 \dots \theta_5$ 을 식 (21)에 대입하면 교정 변수 F 와 피토압력 p_p 를 구할 수 있다.

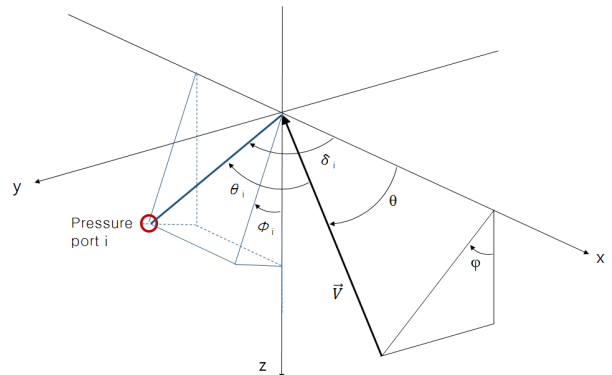


Fig. 3. Definition of port angles

유동각을 나타내는 콘각과 롤각은 받음각과 옆미끄럼각으로 다음과 같이 변환된다.

$$\tan \alpha_e = \tan \theta \cos \phi \quad (22)$$

$$\sin \beta_e = \sin \theta \sin \phi \quad (23)$$

여기서 받음각과 옆미끄럼각에 하첨자 e 를 붙인 것은 예측 유효각을 나타내는 것이며, 실제의 받음각 및 옆미끄럼각과의 차이는 다음 식으로 쓸 수 있다.

$$\delta \alpha = \alpha_e - \alpha_{true} \quad (24)$$

$$\delta \beta = \beta_e - \beta_{true} \quad (25)$$

교정 압력 데이터를 이용하여 유동각 보정계수 $\delta \alpha$ 와 $\delta \beta$ 를 구할 수 있다. $\delta \alpha$ 와 $\delta \beta$ 는 α_e 와 β_e 뿐만이 아니라 마흐수의 영향을 받는다. 하지만 마흐수는 미지수로 예측되어야 할 변수의 하나이다. 따라서 본 연구에서는 마흐수와 유사한 특성을 갖는 교정변수 F 를 마흐수 대체 변수로 사용한다. 교정변수 F 의 α_e, β_e 및 마흐수에 대한 변화 특성은 다음 절에서 기술한다. 유동각 보정계수 $\delta \alpha$ 와 $\delta \beta$ 의 교정 함수는 다음과 같이 각각 α_e 와 β_e 의 3차 다항식으로 나타낸다.

$$\delta \alpha(\alpha_e, F) = A_{\alpha 0}(F) + A_{\alpha 1}(F)\alpha_e + A_{\alpha 2}(F)\alpha_e^2 + A_{\alpha 3}(F)\alpha_e^3 \quad (26)$$

$$\delta \beta(\beta_e, F) = A_{\beta 0}(F) + A_{\beta 1}(F)\beta_e + A_{\beta 2}(F)\beta_e^2 + A_{\beta 3}(F)\beta_e^3 \quad (27)$$

다항식의 각 계수는 마흐수를 대체한 교정계수 F 의 함수로서 테스트를 거쳐 다음과 같이 F 의 8차 다항식으로 나타내었다.

$$A_{\alpha i}(F) = K_{\alpha i 0} + K_{\alpha i 1}F + K_{\alpha i 2}F^2 + \dots + K_{\alpha i 8}F^8 \quad (28)$$

$$A_{\beta i}(F) = K_{\beta i 0} + K_{\beta i 1}F + K_{\beta i 2}F^2 + \dots + K_{\beta i 8}F^8 \quad (29)$$

여기서 $i = 0, 1, 2, 3$ 이고, $\delta \alpha$ 와 $\delta \beta$ 가 결정되면 식 (24), (25)로부터 실제 유동각을 구할 수 있다.

마흐수는 α_e, β_e 와 함께 교정변수 F 의 함수로서, 이

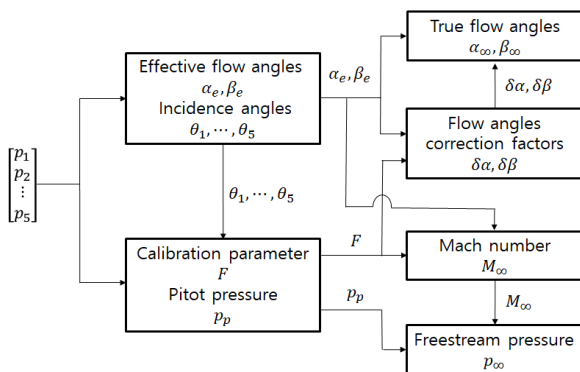


Fig. 4. Flowchart of air data prediction procedure

변수들의 다항식으로 표현할 수 있다. 마흐수의 교정 함수는 테스트를 거쳐 유동각의 2차 다항식, 변수 F 의 8차 다항식으로 표현하였다.

$$M_{\infty}(\alpha_e, \beta_e, F) = K_0 + K_1\alpha_e + K_2\beta_e + K_3F + \dots + K_{61}F^8 \quad (30)$$

마흐수가 계산되면 식 (21)에서 구한 피토 압력과 함께 자유류 정압을 계산할 수 있다. 자유류 정압은 다음과 같이 아음속에서는 등엔트로피 관계식, 초음속에서는 Rayleigh 피토 압력식[20]으로 계산된다.

- Subsonic flow

$$\frac{p_p}{p_{\infty}} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{\infty}^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (31)$$

- Supersonic flow

$$\frac{p_p}{p_{\infty}} = \frac{\left[\frac{\gamma+1}{2} M_{\infty}^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\left[\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_{\infty}^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}}} \quad (32)$$

Figure 4는 대기자료 예측과정을 도식화한 것이다.

2.2 계산 및 결과 검토

2.2.1 교정 압력 데이터

계산 대상 비행체는 반구에 28° 원추가 연결된 형상을 갖고 있으며, CFD 코드를 이용하여 예상 비행 조건에서 5개 압력홀 위치에서의 교정 압력 데이터를 구축하였다. 비행 마흐수 0.5~3.0의 범위에서 받음각과 옆미끄럼각이 0°~10° 범위에서 2° 간격으로 계산하였다. 비행체의 형상이 축대칭이므로 각 마흐수에서 각도는 중복되지 않는 경우로 계산하고, 각도가 음의 값을 갖는 영역까지 데이터를 만들었다. 비행 마흐수 변화가 크므로 격자계 경계는 충격파 위치에 따라 변화시키며 정하였다. 총 격자수는 최대 48만개가 사용되었다.

먼저 본 연구에서 사용하는 CFD 코드의 계산 정확도를 검증하기 위해 받음각과 옆미끄럼각이 모두 0°일 때 비행체 정체점에서의 압력을 자유류 정압으로 나눈 비를 CFD 코드로 계산한 결과와 이론식으로 계산한 결과를 Fig. 5에 같이 도시하였다. 정체점에서 이론 압력값은 아음속 유동에서는 식 (31)로, 초음속 유동에서는 식 (32)로 계산한 것이다. 결과를 보면 전체 계산 마흐수 범위에서 CFD 코드로 계산한 결과와 이론식 계산 결과는 잘 일치하고 있다. Fig. 6은 CFD 코드 계산 결과 중 마흐수 2.0, 받음각 8°, 옆미끄럼각 0°에서 비행체 표면과 공간 수직단면 (XZ plane)에서 유동의 정압과 자유류 정압의 비를 등고선으로 도시한 것이다. 충격파는 불안정 현상 없이 깨끗하게 포획되고 있는 것을 볼 수 있다. Fig. 7

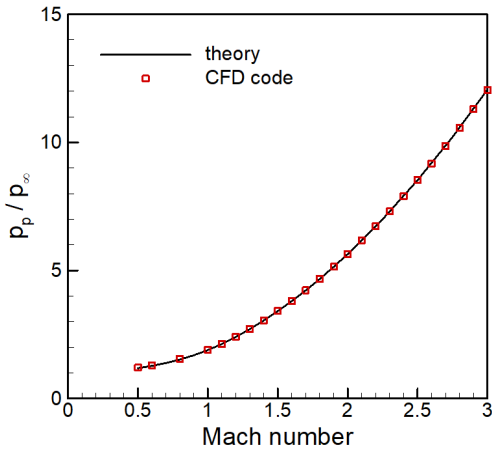


Fig. 5. Comparison of stagnation pressures

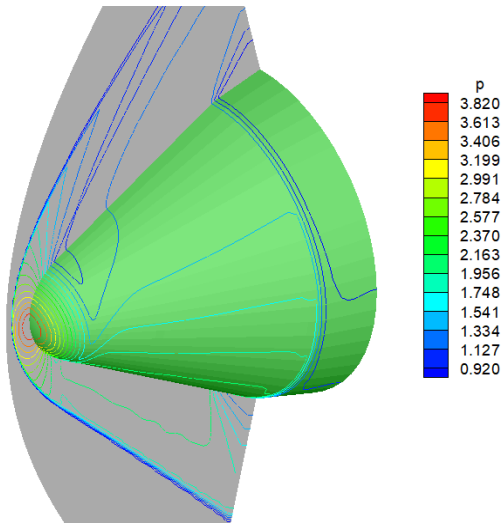


Fig. 6. Iso-pressure contours around body, $M_\infty = 2.0, \alpha = 8^\circ, \beta = 0^\circ$

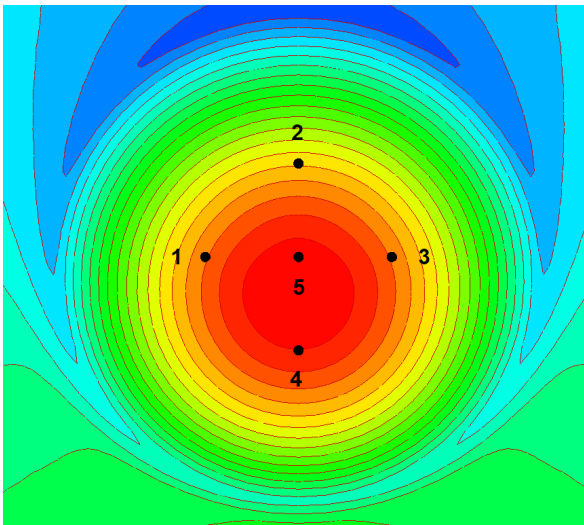


Fig. 7. Iso-pressure contours around pressure ports, $M_\infty = 2.0, \alpha = 8^\circ, \beta = 0^\circ$

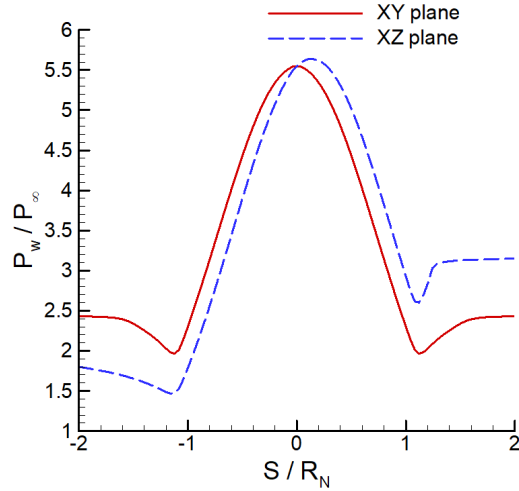


Fig. 8. Pressure distributions along the wall, $M_\infty = 2.0, \alpha = 8^\circ, \beta = 0^\circ$

은 비행체를 전방에서 봤을 때 표면압력 분포를 압력 측정점과 함께 도시한 것이다. 받음각이 존재하므로 비행체 대칭점에서 아래쪽에 최대 압력점이 위치하고 옆미끄럼각은 없으므로 좌우 대칭 분포를 보여 준다. Fig. 8은 같은 비행조건에서 비행체 표면 압력을 자유류 압력으로 나눈 비를 노즈 반지름(R_N)으로 무차원화된 표면 거리에 대해 도시한 것이다. 받음각이 존재하므로 수직단면(XZ Plane)에서의 벽면 압력은 대칭점을 기준으로 비대칭으로 나타나고 있다. 참고로 압력 측정점은 비행체 노즈 반지름으로 무차원화 한 벽면거리로 0.349에 위치한다. 이와 같은 결과를 통해 받음각 및 옆미끄럼각에 따라 모든 압력 측정점에서의 벽면 압력을 구할 수 있다. 다음 Fig. 9는 마흐수 2.0에서 5개 압력 홀에서의 교정압력 데이터로서, x축은 받음각, y축은 옆미끄럼각으로, 각 압력측정점에서의 압력계수 등고선을 도시한 것이다. 압력계수 등고선 결과를 보면 모든 각도에서 압력은 잘 예측되고 있다. 다른 마흐수에서 교정 압력 데이터 결과는 유사하므로 도시를 생략한다.

2.2.2 교정 결과

식 (26), (27)로 표현된 2개의 각도 보정계수와 식 (30)의 마흐수의 다항식 계수들은 마흐수 0.5~3.0의 범위에서 14개 마흐수 경우의 교정 데이터에 대해 최소자승법으로 계산하였다. 각 마흐수에서 받음각과 옆미끄럼각은 각각 $-10^\circ \sim +10^\circ$ 의 범위에서 데이터를 갖는다. 먼저 각 마흐수에서 압력 측정점에서의 압력값들을 이용하여 식 (22)로 예측된 받음각 중 옆미끄럼각이 0° 의 결과를 Fig. 10에 도시하였다. x축은 실제 받음각이고 y축은 예측된 유효 받음각으로, 실제 받음각이 클 때 예측된 유효 받음각의 오차가 커진다. 이때의 오차는 마흐수 0.5에서 가장 크게 나타나며 마흐수가 커지면서 유효 받음각은 실제 받음각에

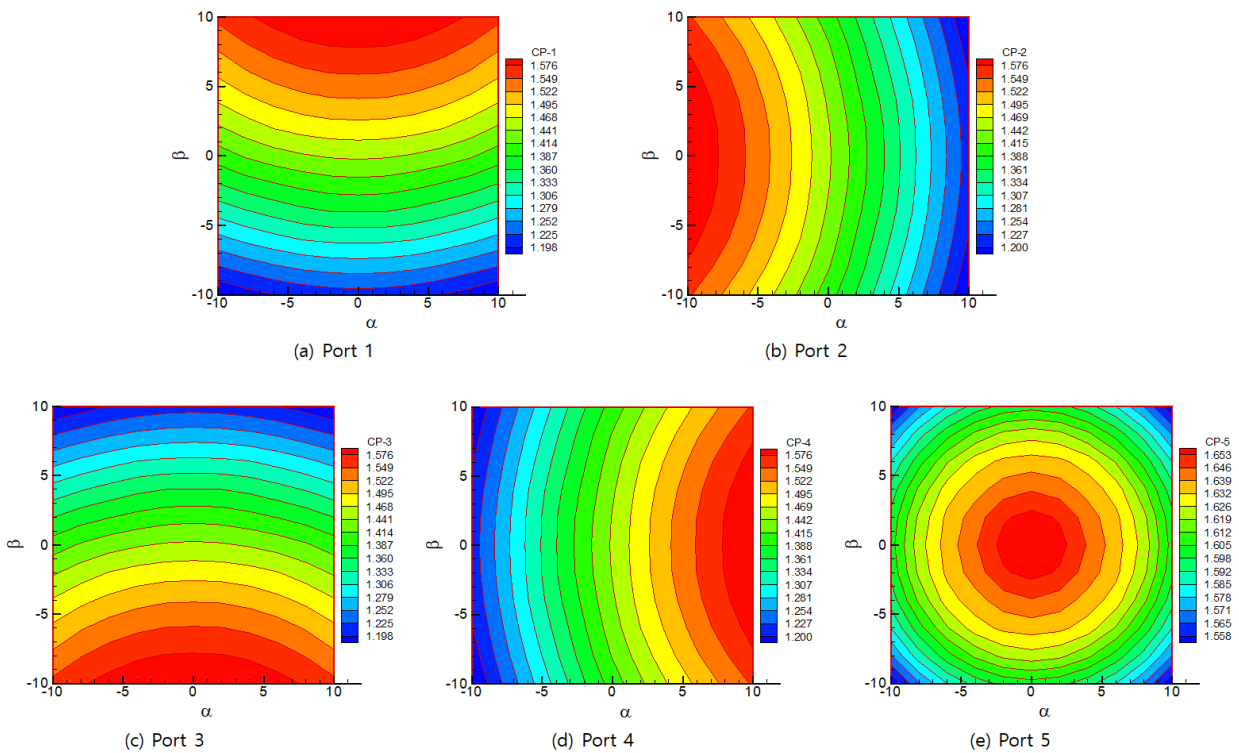


Fig. 9. Reference pressure data for calibration, $M_{\infty} = 2.0$

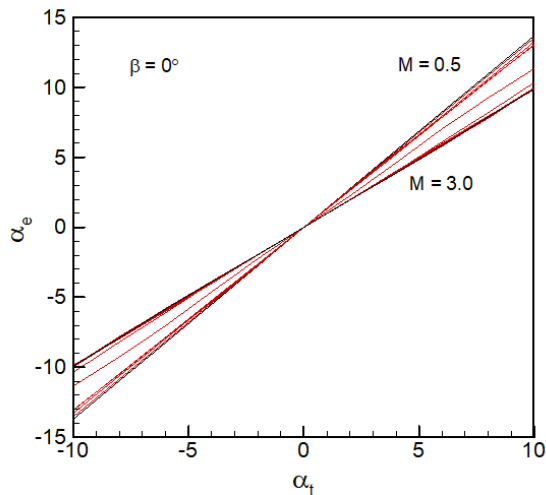


Fig. 10. Effective angle of attack vs. true angle of attack

가 가까워진다. 식 (23)으로 예측한 유효 옆미끄럼각의 결과는 받음각의 결과와 경향이 거의 유사하다. 다음 Fig. 11은 식 (21)로부터 계산한 교정 변수 F 를 x축을 마흐수로 하였을 때 받음각과 옆미끄럼각이 $-10^{\circ} \sim +10^{\circ}$ 전체 범위에서 도시한 것이다. 마흐수가 작을 때 F 는 0에 가깝고, 마흐수가 커지면서 F 는 1에 가까운 값을 가진다. 교정 변수 F 는 유동각에 따른 변화는 크지 않고 마흐수에 따라 단조 증가하는 성질을 갖고 있어 마흐수를 대체하는 변수로 적합한 것

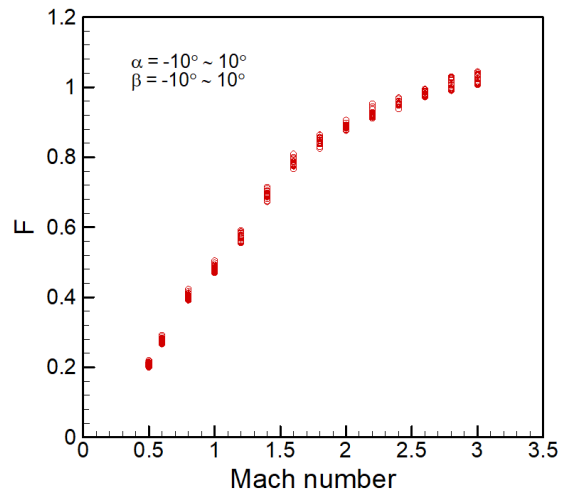


Fig. 11. Calibration parameter vs. Mach number

으로 판단된다. 각도 보정계수와 마흐수를 계산하기 위한 다항식 계산에서 교정변수 F 는 각 마흐수에서 각도에 대한 평균값을 구하여 사용하였다. Fig. 12는 각 마흐수에서 교정 데이터로부터 얻은 받음각의 보정각 $\delta\alpha$ 와 식 (26)의 다항식으로 계산한 보정각을 옆미끄럼각이 0° 인 경우에 도시한 것으로, 다항식 (26)으로 계산한 보정각은 모든 마흐수에서 실제 보정각 값들에 가깝게 예측된 것을 볼 수 있다. 경향을 보면 마흐수가 작을 때 각도 보정값이 크고 마흐수가 1.6부터는 보정값이 작게 나타난다. 보정값은 마흐수가

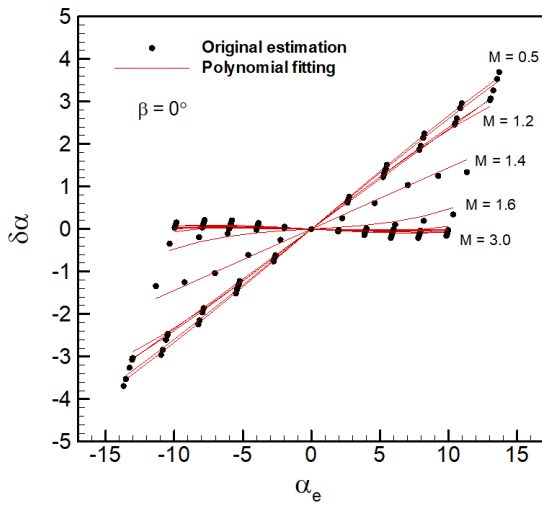


Fig. 12. Comparison of angle of attack correction factors

1.2부터 1.6까지 범위에서 큰 변화를 보이지만 마흐수가 1.8부터는 받음각이 증가해도 보정값이 거의 변화가 없이 0에 가까워진다. 이러한 경향은 다른 옆미끄럼각에서도 유사하고, 유효 받음각의 예측 결과도 유사하다. 이와 같은 결과로부터 마흐수 1.8 이상에서는 식 (8)의 압력모델로 예측되는 압력과 실제 압력이 큰 차이가 없다는 것을 알 수 있다.

2.2.3 대기자료 예측 결과

5개 압력공에서 측정되는 압력값들만을 이용하여 받음각, 옆미끄럼각, 비행 마흐수, 자유류 정압을 예측하는 테스트를 수행하였다. 테스트에는 마흐수 0.6~3.0의 범위에서 교정 과정에 사용된 데이터와 교정에 사용되지 않은 새로운 데이터를 합쳐서 23개 마흐수에서 총 2,783개의 데이터가 사용되었다.

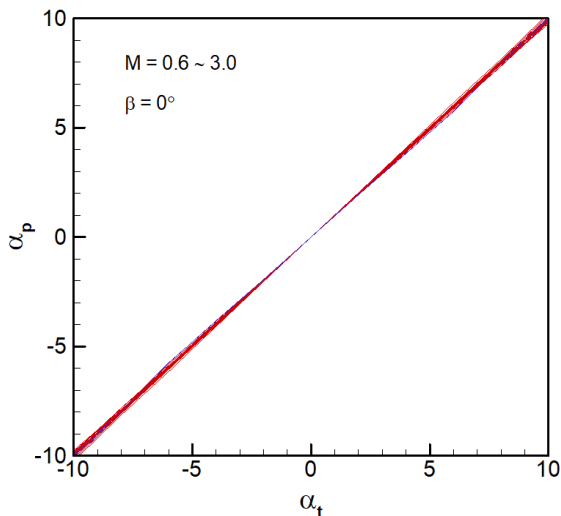


Fig. 13. Predicted angle of attack vs. true angle of attack

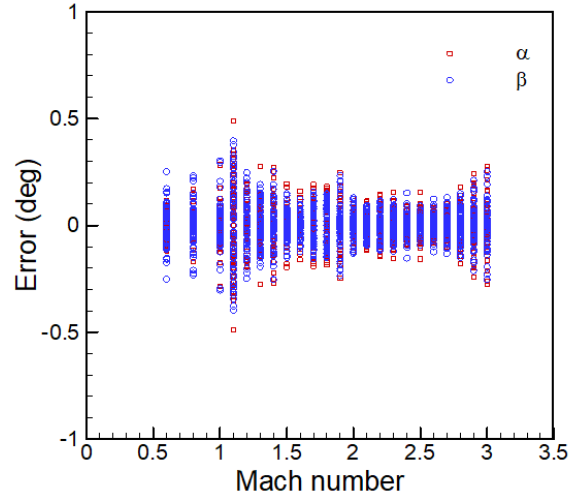


Fig. 14. Error of flow angles

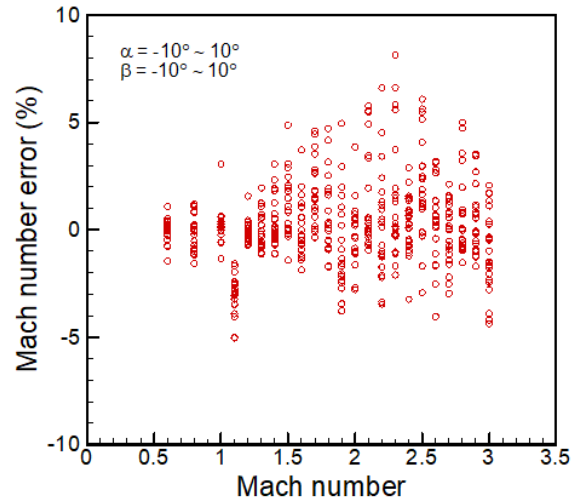


Fig. 15. Error of Mach number

Figure 13은 전체 테스트 데이터에서 옆미끄럼각 0°일 때 예측된 받음각 결과를 보여준다. Fig. 10에 도시된 유효 받음각에 식 (26)의 받음각 보정값이 반영되어 예측된 값들은 전체 각도 범위에서 실제 받음각에 매우 가까운 분포를 보여주고 있다. 이와 같은 결과는 옆미끄럼각에 대해서도 유사하다. Fig. 14는 각 테스트 마흐수에서 예측된 받음각 및 옆미끄럼각과 실제 각도와 오차를 도시한 것이다. 결과를 보면 유동각은 오차 ±0.5° 이하로 예측되어 NASA의 X-33 RLV의 FADS 설계 목표값 ±0.5°[7]을 만족한다. Fig. 15는 식 (30)을 이용하여 예측된 비행 마흐수의 오차를 각 테스트 마흐수에서 도시한 것으로서, 예측 마흐수는 최대 -5% ~ +8%의 오차를 나타내어 X-33 RLV의 FADS의 목표 오차범위 ±5%보다 약간 크다. Fig. 14와 Fig. 15의 결과를 통해 테스트 마흐수에 따른 예측 유동각 및 마흐수의 오차 분포를 볼 수 있다. 유동각 오차는 마흐수 1 부근에서 가장 크고 마

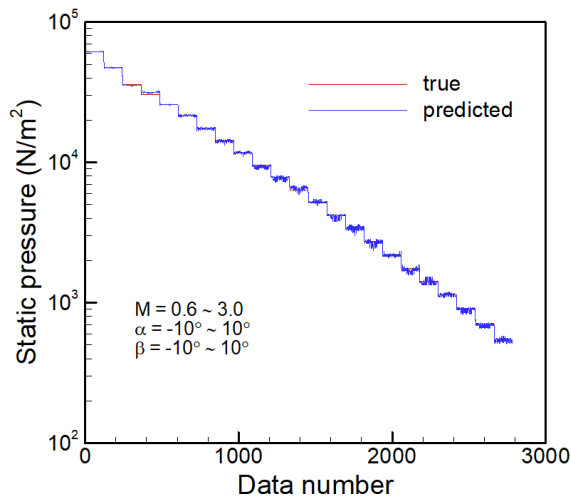


Fig. 16. Comparison of freestream pressures

호수 오차는 마흐수 2.5 부근에서 가장 크게 나타나는데, 이러한 경향의 원인에 대해서는 향후 분석이 필요하다. Fig. 16은 전체 테스트 데이터에서 예측된 자유류 정압과 실제 값을 비교한 것이다. 이때의 비행고도는 약 3km부터 35km까지의 영역이며, 실제 정압은 해당 고도에서 표준대기 자료에 따른 값이다. 결과를 보면 전체 비행 마흐수 및 받음각, 옆미끄럼각 영역에서 잘 일치하고 있다.

III. 결 론

구-원추 형상을 갖는 비행체의 노즈부 표면에 위치한 5개 플러시 압력공들에서 측정되는 압력들을 이용하여 아음속부터 초음속 비행까지 대기자료를 예측할 수 있는 교정 절차와 알고리즘을 제시하였다. 교정 데이터를 구축하기 위해 개발한 전산유체해석 코드는 넓은 마흐수 범위에서 충격파의 불안정 현상이 발생하지 않고 안정된 해를 얻을 수 있었다. 아음속 유동의 포텐셜 해와 극초음속 유동의 수정 뉴턴 식에 교정 변수를 도입하여 결합한 압력모델을 이용하여 유효 유동각을 예측하였다. 교정 변수는 유동각의 영향은 거의 받지 않고 마흐수에 따라 단조 증가하는 성질을 가지고 있어 교정 함수에서 미지수인 마흐수를 대신하는 변수로 사용하였다. 교정 함수에서 다항식의 차수를 테스트 결과 유동각은 2차나 3차, 교정 변수는 8차가 가장 좋은 결과를 보였다. 비행 마흐수 0.6~3.0, 받음각과 옆미끄럼각은 -10° ~ $+10^{\circ}$ 의 범위에서 교정과정에 사용한 데이터를 포함한 다양한 비행 조건에 대해서 테스트를 수행한 결과, 예측된 받음각과 옆미끄럼각은 최대 $\pm 0.5^{\circ}$ 이하의 오차 정확도로 X-33의 FADS 설계목표 값을 만족하였고, 예측 마흐수는 최대 -5% ~ $+8\%$ 의 오차로 X-33의 FADS 설계목표 값 $\pm 5\%$ 를 약간 상회하였다.

References

- 1) Whitmore, S. A., and Moes, T. R., "Preliminary Results From a Subsonic High Angle of Attack Flush Airdata Sensing System: Design, Calibration, and Flight Test Evaluation," *NASA TM-101713*, 1990.
- 2) Whitmore, S. A., Cobleigh, B. R., and Haering, E. A., "Design and Calibration of the X-33 Flush Airdata Sensing System," *NASA TM-206540*, 1998.
- 3) Cobleigh, B. R., Whitmore, S. A., and Haering, E. A., "Flush Airdata Sensing System Calibration Procedures and Results for Blunt Forebodies," *NASA TP-209012*, 1999.
- 4) Whitmore, S. A., Cobleigh, B. R., and Haering, E. A., "Stable Algorithm for Estimating Airdata from Flush Surface Pressure Measurements," *U.S. Patent No. 6253166*, June 2001.
- 5) Ellsworth, J. C., and Whitmore, S. A., "Simulation of a Flush Air Data System for Transatmospheric Vehicles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 45, No. 4, 2008, pp. 716~732.
- 6) Chen, G., Chen, B., Li, P., Bai, P., and Ji, C., "Study on Algorithms of Flush Air Data Sensing System for Hypersonic Vehicle," *Procedia Engineering*, Vol. 99, 2015, pp. 860~865.
- 7) Liu, Y., and Xiao, D., "Trade-off Design of Measurement Tap configuration and Solving Model for a Flush Air Data Sensing System," *Measurement*, Vol. 90, 2016, pp. 278~285.
- 8) Lee, C. H., Park, Y. M., Chang, B. H., and Lee, Y. G., "Calibration and Flight Test Result of Air Data Sensing System using Flush Pressure Ports," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 7, 2017, pp. 531~538.
- 9) Lee, C. H., "Calibration Procedures and Algorithms for a Blunt Body Flush Air Data Sensing System at Subsonic and Supersonic Flows," *2019 Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science*, Hsin Chu, Taiwan, August, 2019.
- 10) Kjelgaard, S. O., "Theoretical Derivation and Calibration Technique for a Hemispherical Tipped, Five-Hole Probe," *NASA TM 4047*, 1988.
- 11) Houtman, E. M., and Bannink, W. J., "The Calibration and Measuring Procedure of a Five-hole Hemispherical Head Probe in Compressible Flow," *Report LR-585*, Delft University of Technology, 1989.
- 12) Gonzalez, J. C., and Arrington, E. A., "Five-Hole Flow Angle Probe Calibration for the NASA Glenn Icing Research Tunnel," *NASA CR-202330*,

1999.

13) Johanson, E. S., Rediniotis, O. K., and Jones, G., "The Compressible Calibration of Miniature Multi-Hole Probes," *Transactions of the ASME*, Vol. 123, March 2001, pp. 128~138.

14) Hirsch, C., *Numerical Computation of Internal and External Flows, Vol. 2, Computational Methods for Inviscid and Viscous Flows*, John Wiley & Sons, 1984.

15) Toro, E., *Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics*, Springer-Verlag, Berlin, 1997.

16) Quirk, J., "A contribution to the great Riemann solver debate," *International Journal of*

Numerical Methods in Fluid, Vol. 18, 1994, pp. 555~574.

17) Kang, H., Kim, K., and Lee, D., "A new approach of a limiting process for multi-dimensional flows," *Journal of Computational Physics*, Vol. 229, No. 19, 2010, pp. 7102~7128.

18) Currie, I. G., *Fundamental Mechanics of Fluids*, McGraw-Hill, Inc., New York, 1974.

19) Anderson, J. D., Jr., *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*, McGraw-Hill, Inc., New York, 1989.

20) Shapiro, A. H., *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, Vol. 1, The Ronald Press Company, New York, 1953.