

보정한 Bleed 모델을 이용한 초음속 흡입구 버즈 제어

곽 인 근¹, 이 승 수^{*2}

¹인하대학교 대학원 항공우주공학과

²인하대학교 항공·조선·산업·공학부 항공우주공학전공

SUPERSONIC INLET BUZZ CONTROL USING CORRECTED BLEED MODEL

E. Kwak¹ and S. Lee^{*2}

¹Dept. of Aerospace Engineering, Inha Univ.

²Dept. of Aerospace Engineering, Inha Univ.

Database of a bleed model has been corrected and numerical simulations have been performed to control buzz using the corrected bleed model. The existing bleed model, which was developed as a part of a boundary condition model for porous bleed walls, underestimates bleed flow rate because flow accelerations near the bleed regions are ignored. Also, it overpredicts the sonic flow coefficient when the bleed plenum pressure ratio is high. To correct these problems, and to enhance the performance of the bleed model, the database has been corrected using CFD simulations to compensate for the flow acceleration near the bleed region. Furthermore, the database of the bleed model is extended with the second order extrapolation. The corrected bleed model is validated with numerical simulations of a shock-boundary layer interaction problem over a solid wall with a bleed region. Using the corrected bleed model, numerical simulations of supersonic inlet buzz are performed to find the deterrent effects of bleed on buzz. The results reveal that bleed is effective to prevent buzz and to enhance the inlet performance.

Key Words : 초음속 흡입구(Supersonic Inlet), Bleed 모델(Bleed Model), 다공성 벽면(Porous Wall), 버즈 제어(Buzz Control)

1. 서 론

초음속 흡입구는 엔진에 충분한 공기량을 공급하는 동시에 전압력 회복률이 최대가 되도록 개발되어야 한다. 이를 위해서는 종말 충격파를 흡입구 목 근처에 고정하여야 한다. 종말 충격파가 흡입구 목의 안쪽에 위치한 초임계 상태에서는 엔진에 공급되는 공기량은 최대가 되지만 전압력 회복률은 저하된다. 반면에 종말 충격파가 흡입구 목의 앞 쪽에 위치하는 아임계 상태가 되면 전압력 회복률은 높아지지만 흡입구 내부로 유입되는 공기량이 줄어들게 된다. 또한, 아임계 상태에서 충격파가 고정되지 않고 흡입구 밖으로 배출되면 경계층과 충격파의 상호 작용 또는 충격파와 충격파의 상호 작용으로 인해 충격파 시스템이 진동하는 공기역학적 불안정성인

버즈(buzz) 현상이 발생하기도 한다. 흡입구의 성능을 최대화 하고 버즈와 같은 불안정 현상을 방지하기 위한 방법 중 하나는 bleed이다. 이를 이용하면 경계층이나 흐름 분리 영역의 low-momentum 흐름을 제거하여 흡입구에 양질의 공기를 제공하는 동시에 충격파의 위치를 조절할 수도 있다[1-3].

초음속 흡입구의 성능을 높이기 위한 bleed에 관한 연구는 NASA를 중심으로 한 실험적인 연구들과 함께 다양한 수치적인 연구들도 병행되어 왔다. 특히, 다공성 bleed에 대한 수치적인 연구는 주로 bleed 모델을 이용하였는데, 이는 수백 개에 이르는 다공성 벽면의 구멍(hole)을 모두 구성하여 해석하는데 어려움이 따르기 때문이다. Bleed 모델은 bleed 영역을 경계 조건으로 처리하고 유동 조건에 따른 bleed 양을 예측하는 방법으로 여러 연구자들에 의해 개발되었다[4-10]. 그 중 가장 대표적인 bleed 모델은 Mayer와 Paynter의 모델[6]과 Slater와 Saunders의 모델[9]이다. Mayer와 Paynter의 모델은 bleed 공기실의 압력이 일정하다는 가정을 이용하였고, Slater와 Saunders의 모델은 bleed 공기실의 출구 면적이 일정하다는 가정을 이용하였다. 최근에는 벽면에서의 정압력과 bleed 양

Received: November 2, 2013, Revised: December 10, 2013,
Accepted: December 10, 2013.

* Corresponding author, E-mail: slee@inha.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2013.18.4.082>

© KSCFE 2013

의 관계를 하나의 2차 곡선으로 나타낸 Slater[10]의 모델이 개발되기도 하였다. 그러나 모든 모델에서 이용한 데이터베이스의 경우에 bleed 영역에서 유동이 가속되는 것을 고려하지 않아 bleed 양을 적게 예측하며, bleed 공기실의 압력이 높은 경우에는 데이터베이스로부터 보간하는 과정에서 bleed 양을 과도하게 예측하는 단점이 있다.

본 논문에서는 데이터베이스 보정을 통하여 위에서 기 개발된 bleed 모델의 단점을 보완하였으며, 보정한 bleed 모델을 이용하여 bleed가 흡입구의 성능과 버즈의 제어에 미치는 영향에 대해 수치 해석을 통하여 알아보았다. 먼저 Mayer와 Paynter의 bleed 모델의 데이터베이스를 보정하여 새롭게 구성하였다. Bleed 영역이 있는 평판 유동에 대한 해석을 통하여 bleed 영역에서 가속되는 양을 구하고 이를 이용하여 기존의 데이터베이스의 마하수를 보정하였으며, 2차 외삽법을 이용하여 데이터베이스를 확장하였다. 보정된 bleed 모델을 이용하여 버즈가 발생하는 외부 압축형 축대칭 흡입구에 bleed 영역을 설정하고 수치 모사를 수행하여 흡입구의 성능 향상과 버즈의 제어에 bleed가 미치는 영향에 대해 살펴보았다.

2. 수치해석 기법

2.1 지배방정식 및 수치 기법

본 연구에서는 압축성 난류 유동의 지배방정식인 RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) 방정식과 난류 모델 방정식에 유한체적법을 적용하여 유동 해석을 수행하였다. 비점성 유속 벡터와 점성 유속 벡터는 각각 Roe의 근사 리만해[11]와 중앙차분법을 사용하여 계산하였다. 또한, TVD를 유지하면서 고차의 공간 이산화 정확도를 얻기 위해 MUSCL 외삽법[12]과 제한자를 적용하였다. 시간 적분에는 AF-ADI[13] 기법을 사용하였으며, 비정상 계산을 위해 이중 시간적분법을 적용하였다. 난류 모델로는 Menter의 $k-\omega$ SST 모델[14]을 사용하였다.

2.2 Bleed 경계 조건 모델

본 연구에서는 Mayer와 Paynter가 개발한 bleed 모델[4]을 사용하였다. 이 모델은 다공성 벽면에서의 bleed 양을 예측하는 모델로 bleed 공기실의 압력이 일정하다는 가정 하에 bleed 공기실에서의 압력, bleed 영역의 경계층 경계에서의 물성치, bleed 다공률(porosity), 유량비(sonic coefficient)를 이용하여 벽면에 수직인 bleed 속도를 계산하게 된다. Bleed 공기실에서의 압력은 경계층 경계에서의 전압력과 비로 사용자가 입력하며, 이에 따라 bleed 양을 조절할 수 있다. Bleed 다공률(Φ)은 실제 bleed가 발생하는 영역의 넓이(A_{bleed})와 bleed 영역의 넓이($A_{surface}$)의 비로 다음과 같이 정의한다.

$$\Phi = \frac{A_{bleed}}{A_{surface}} \quad (1)$$

유량비(Q_{sonic})는 경계층 경계의 조건에서 흐를 수 있는 이론적 최대 유량과 실제 bleed 유량의 비로 bleed 구멍의 각도(α_{bleed})와 경계층에서의 마하수(M_{local}), bleed 공기실에서의 압력(P_{plenum})과 경계층 경계에서의 전압력($P_{T_{local}}$)의 비를 이용하여 실험 데이터베이스에서 보간(interpolation)하여 구한다.

$$Q_{sonic} \equiv \frac{\dot{m}_{actual}}{\dot{m}_{ideal}} = f(\alpha_{bleed}, M_{local}, \frac{P_{plenum}}{P_{T_{local}}}) \quad (2)$$

식 (2)에서의 각각의 유량을 노즐(nozzle) 유동 방정식으로 나타내고 bleed 다공률을 이용하면 벽면에서의 bleed 속도를 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$u_{bleed} = Q_{sonic} \Phi \frac{T_w p_{t_{local}}}{p_w \sqrt{T_{t_{local}}}} \sqrt{\gamma R} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{-\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (3)$$

식 (3)에서 아래 첨자 w 는 bleed 영역의 벽면에서의 물성치를 나타낸다. Bleed 흐름이 벽면에 수직이라 가정하고 식 (3)에서 구한 bleed 속도를 벽면에서의 속도 경계 조건에 적용하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\vec{u}_w^{new} = \vec{u}_w^{old} + u_{bleed} \hat{n}_w \quad (4)$$

여기에서 \hat{n}_w 은 벽면에 수직인 방향의 단위 속도 벡터이다. 속도를 제외한 유동 변수들은 외삽법을 이용하여 경계 조건에 적용한다.

3. Bleed 데이터베이스 보정

기존의 bleed 모델의 문제점을 파악하고 보정에 따른 정확도 향상을 확인하기 위해 각 보정 단계에서 bleed 영역을 포함한 평판 주위의 유동을 해석하고 결과를 Willis와 Davis[15]의 풍동 실험 결과와 비교하였다. Willis와 Davis의 연구에서는 다양한 bleed 구멍의 형상 및 조건에서의 실험이 수행되었는데, 본 연구에서는 그 중 구멍의 지름이 0.635 cm이고 구멍의 가로세로비가 1, 구멍의 기울기가 90도인 경우에 대해

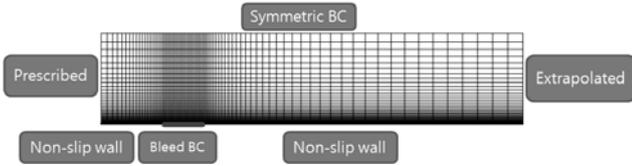


Fig. 1 Grid and boundary condition of a flat plate with bleed region

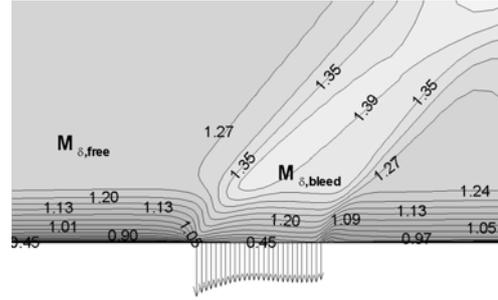


Fig. 3 Mach contour of flow over flat plate with bleed region ($M = 1.27, p_{plenum}/p_{t, \delta} = 0.001$)

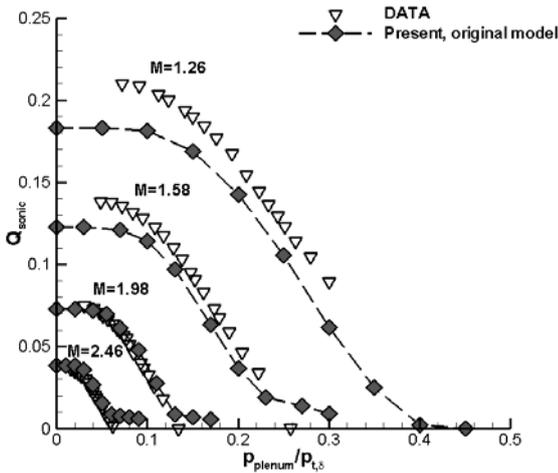


Fig. 2 Problems of existing bleed model

수치해석을 수행하여 비교하였다. Bleed 영역은 6줄(row)로 총 72개의 구멍이 분포되어 있으며, bleed 다공률은 약 0.19이다. 마하수 1.26, 1.58, 1.98, 2.46의 네 경우에 대해 bleed 공기실의 압력을 변화시켜가며 유동 해석을 수행하였다. Fig. 1에 격자 및 경계 조건을 나타내었다. 격자는 Slater[10]의 연구를 참고하여 모든 영역에서 y^+ 가 2 이하가 되도록 하였으며 bleed 영역의 격자는 bleed 구멍의 지름의 40%가 되도록 구성하였다.

3.1 기존 bleed 모델의 문제점

기존 bleed 모델의 문제점을 확인하기 위하여 기존의 데이터베이스를 사용하여 유동 해석을 수행하고 그 결과를 Fig. 2에 나타내었다. Fig. 2의 가로축은 bleed 공기실의 압력과 경계층 경계에서의 전압력의 비이며 세로축은 bleed 양을 나타내는 유량비이다. Fig. 2에서 해석 결과와 실험치의 차이를 확인할 수 있다. 먼저 전체적으로 실험치보다 bleed 양을 작게 예측하는데, 마하수가 낮아질수록 그 차이는 더욱 커진다. 또한, 각 마하수에서 공기실의 압력이 높은 영역에서 bleed 양이 영이 되지 못하고 과도하게 예측하고 있다.

이러한 차이의 첫 번째 원인은 Fig. 3에서 확인할 수 있다. 기존의 데이터베이스는 bleed 이전 영역에서의 마하수인 $M_{\delta, free}$ 를 이용하여 구성되어 있다. 그러나 실제 bleed 모델에

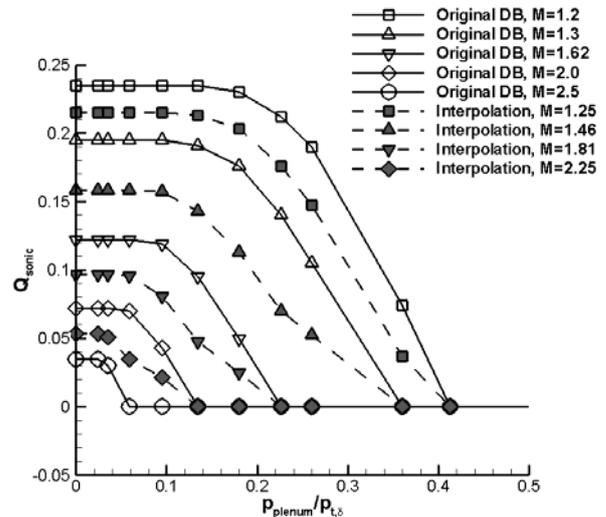


Fig. 4 Interpolation data from original database

서는 bleed 영역이 위치한 경계층에서의 마하수인 $M_{\delta, bleed}$ 를 이용하여 bleed 양을 계산하기 때문에 실험치보다 작은 bleed 양을 계산하는 것이다. 마하수가 작을수록 차이가 커지는 이유는 마하수가 작은 경우보다 마하수가 큰 경우에 bleed 영역에서의 유동의 가속이 크지 않기 때문이다. 그러므로 기존의 데이터베이스의 마하수를 보정하여 다시 구성할 필요가 있다. 차이의 두 번째 이유는 보간 시 발생하는 문제이다. 이를 확인하기 위해 Fig. 4에는 기존의 데이터베이스를 이용하여 보간한 결과를 도시하였다. Fig. 4에서 보듯이 고정된 공기실 압력에서 마하수에 따른 보간을 하면서 공기실의 압력이 높은 영역에서는 유량비가 0으로 수렴하지 못하는 문제가 발생한다. 이를 해결하기 위해서는 데이터베이스를 확장할 필요가 있다.

3.2 마하수 보정

3.1절에서 언급한 bleed 영역에서의 가속에 의한 차이를 보정하기 위해 기존 데이터베이스를 이용하여 유동 해석을 수

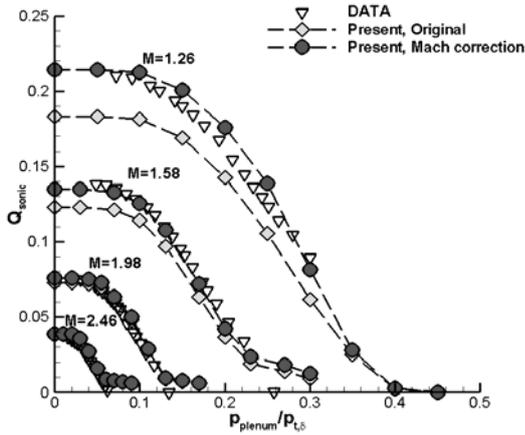


Fig. 5 The sonic coefficients with mach corrected database

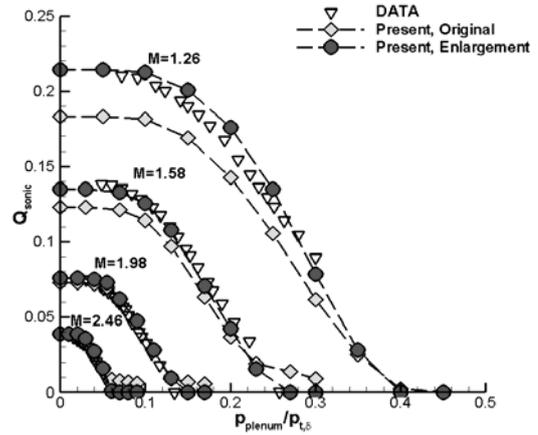


Fig. 6 The sonic coefficients with enlarged database

행하고 마하수에 대한 보정을 수행하였다. Bleed 공기실의 압력과 경계층 경계에서의 전압력과의 비를 0.024에서 0.8956까지 변화시키고, 각각의 압력비에 대해 마하수를 0.6에서 2.5까지 변화시켜가며 유동 해석을 수행하였다. 유동 해석 결과로부터 각 압력비에서의 보정 마하수(ΔM_δ)를 계산하고 보정을 통하여 새로운 데이터베이스를 구성하였다. 보정 마하수는 bleed 영역 앞쪽의 경계층 경계에서의 마하수($M_{\delta,free}$)와 bleed 영역 위의 경계층 경계에서의 마하수($M_{\delta,bleed}$)의 평균과의 차로 다음과 같이 계산하였다.

$$\Delta M_\delta = M_{\delta,free} - average(M_{\delta,bleed}) \quad (5)$$

마하수를 보정한 데이터베이스를 이용하여 Willis와 Davis의 평판 문제를 다시 해석 하였다. Fig. 5에는 마하수를 보정한 데이터베이스를 이용한 결과를 기존 데이터베이스를 이용한 결과와 비교하여 나타내었다. 마하수 1.98과 2.46에서는 bleed 영역에서의 유동의 가속이 크지 않아 보정 후에도 이전의 결과와 큰 차이를 보이지 않았다. 그러나 마하수 1.26과 1.58에서는 기존 데이터베이스의 경우 실험치보다 현저하게 적은 bleed 양을 예측하였지만 마하수를 보정한 데이터베이스의 경우에는 이전보다 유량비가 증가하였으며, 실험치의 유량비와도 매우 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 그러나 공기실의 압력이 높은 경우 유량비가 0으로 수렴하지 못하는 문제는 여전히 존재하고 있다.

3.3 외삽을 이용한 데이터베이스의 확장

공기실의 압력이 높은 영역에서 bleed 양이 과도하게 계산되는 문제를 해결하기 위해 데이터베이스를 2차 외삽법을 이용하여 유량비 0 이하의 영역까지 확장하였다. 이러한 데이터

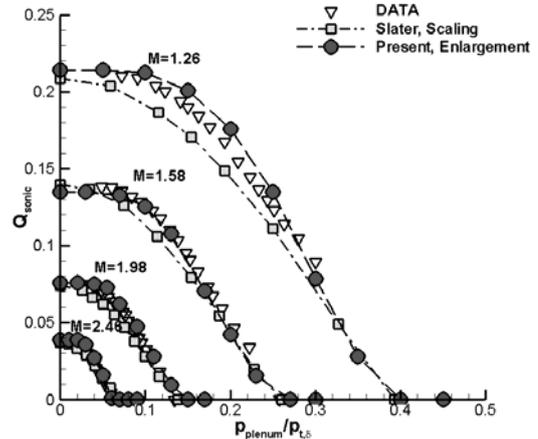


Fig. 7 Comparisons of the sonic coefficients between the present model and the slater's model[10] for a flat plate with bleed region

베이스를 이용할 경우 유량비가 음이 되는 유동장 내부로 유동이 유입되는 현상에 대해서도 해석이 가능할 것이다. 그러나 현재의 bleed 모델의 경우에는 bleed 공기실로부터 유동장 내로 유입하는 유동은 고려하지 않고 개발되었으며, 유동장 내로의 유입 유동이 있는 경우에는 경계층에 큰 변화가 생기기 때문에 bleed 모델에서만 아니라 난류 모델에서도 이를 고려해야한다. 이에 대한 연구는 차후 연구로 진행할 필요가 있다. 그러므로 bleed 양을 보간할 때 유량비가 음으로 계산되면 bleed 양이 0이 되도록 하였다. 마하수 보정하고 확장한 데이터베이스를 이용하여 평판 유동을 다시 해석하고 Fig. 6에 나타내었다. 그림에서는 이전의 데이터베이스를 이용한 계산 결과에서 나타났던 공기실의 압력이 높은 영역에서 bleed 양이 영이 되지 못하고 과도하게 계산되는 문제가 개선되었음을 확인할 수 있다. Fig. 7에는 본 연구의 결과를 가장 최근

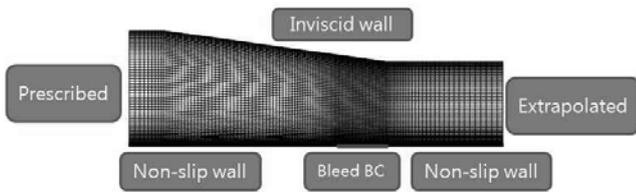


Fig. 8 Grid and boundary conditions of a flat plate with an oblique shock interaction with a bleed region

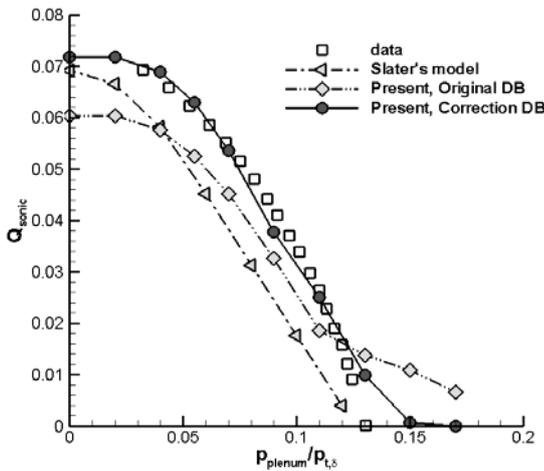


Fig. 9 Comparison of sonic coefficients for an oblique shock interaction with bleed region

에 수행된 Slater[10]의 연구 결과와 비교하여 나타내었다. Slater의 모델은 Willis와 Davis의 연구 결과에 대한 scaling을 통하여 하나의 2차 곡선으로 나타낸 bleed 모델을 개발하였다. Slater의 모델은 데이터베이스 없이도 적용이 가능하고 유동장 내로 유입되는 유량을 고려하고 있다는 장점을 가지고 있다. Fig. 7에서는 본 연구의 보정한 bleed 모델과 Slater의 모델의 결과를 비교해보면 모든 마하수 영역에서 본 연구의 결과가 실험치와 더 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다.

4. 수치해석 결과

4.1 보정한 bleed 모델의 검증

보정된 데이터베이스를 이용한 bleed 모델의 검증을 위해 bleed 영역에서 경사충격파와 경계층의 상호작용이 발생하는 유동에 대한 수치 모사를 수행하였다. 해석 격자와 형상을 경계조건과 함께 Fig. 8에 나타내었다. 그림과 같이 아래에는 bleed 영역을 포함한 평판이 있고 위쪽에는 8°의 기울기를 가지는 평판이 위치해 있다. 해석 마하수는 2.46이고 단위 길

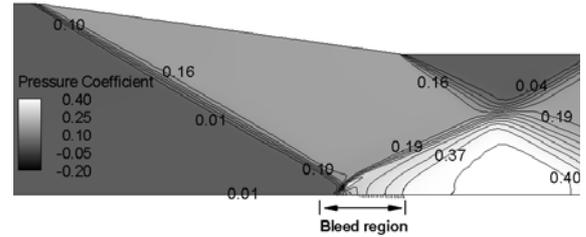


Fig. 10 Pressure coefficient contour of an interaction of an oblique shock and boundary layer with a bleed region ($M = 2.46$, $P_{plenum}/P_{t,\delta} = 0.15$)

이당 레이놀즈 수는 1.81×10^7 m^{-1} 이다. Bleed 영역은 흐름 방향으로 25개의 열, 총 100개의 구멍으로 이루어져 있으며 Bleed 다공률은 0.2096이다. 구멍의 규격과 격자의 구성은 3장에서와 동일하다.

Fig. 9에는 본 연구에서 보정한 데이터베이스를 이용하여 계산한 유량비를 기존의 데이터베이스를 이용한 결과, Slater의 모델을 이용한 결과, Wills et al.[16]의 풍동 시험 결과와 비교하여 나타내었다. 기존의 데이터베이스를 이용한 결과에서는 평판에서의 결과와 마찬가지로 전체적으로 bleed 양이 실험치에 비해 작게 예측되었으며 bleed 공기실의 압력이 높은 영역에서 bleed 양이 영으로 수렴되지 못하는 경향이 나타났다. 그러나 보정한 데이터베이스를 이용한 해석 결과에서는 이러한 부분이 개선되어 실험치와 잘 일치하는 결과를 보였다. 본 연구 결과를 Slater의 모델의 결과와 비교해보면 압력비가 0.13 이하일 경우에는 본 연구의 결과가 실험치와 더욱 잘 일치하였다. 그러나 압력비가 0.13 이상일 경우에는 실험치보다 bleed 양을 과도하게 예측하였다. 이의 원인을 살펴보기 위해 Fig. 10에는 압력비가 0.15일 경우의 압력 계수 분포도를 나타내었다. 그림에서는 압력이 낮은 bleed 영역 앞쪽 영역을 볼 수 있는데, 이 영역에서는 공기실의 압력이 높아질 경우 유동장 내부로의 유량의 유입이 발생할 수 있다. 유량의 유입을 고려한 Slater의 모델에서는 이러한 문제가 발생하지 않았지만 본 연구의 모델에서는 유량의 유입을 고려하지 않았기 때문에 상대적으로 bleed 양이 과도한 것처럼 나타난 것이다. 3.3에서 언급한 바와 같이 유량의 유입에 대해서는 차후 연구로 진행할 필요가 있다.

4.2 초음속 흡입구 버즈 제어

Bleed가 흡입구 버즈 방지와 성능 향상에 미치는 영향에 대해 알아보았다. 이를 위해 버즈가 발생하는 흡입구의 목 부근에 bleed 영역을 설정하고 흡입구 목(A^*)과 출구(A_e)의 넓이 비인 입출구비(TR, A^*/A_e)에 따른 해석을 수행하여 bleed가 없는 흡입구와 유동 현상 및 성능을 비교하였다.

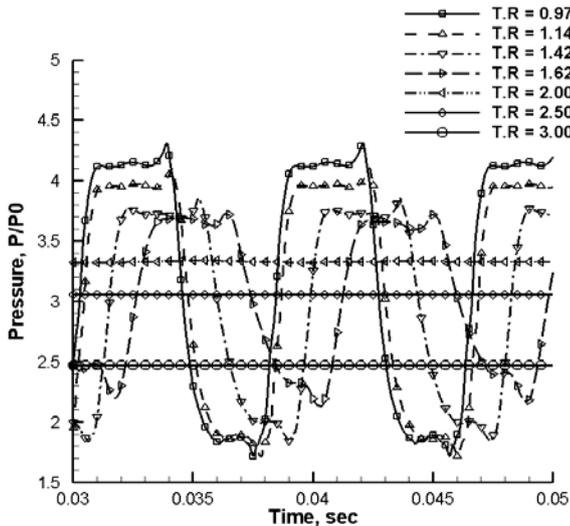


Fig. 11 Pressure histories in plenum chamber with T.R.'s (no bleed)

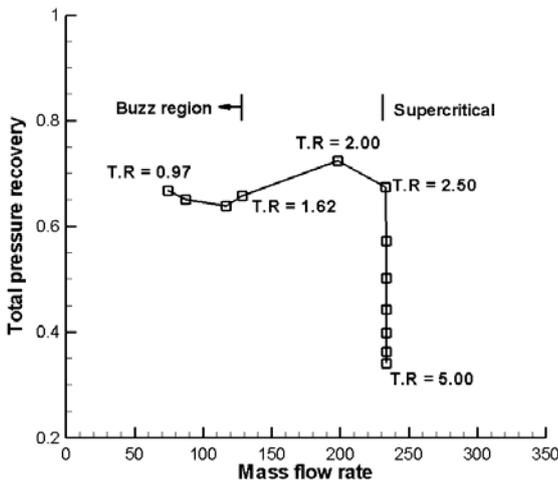


Fig. 12 Total pressure recovery with mass flow rate (no bleed)

Nagashima et al.[17]의 연구에서 실험한 축대칭 외부 압축형 흡입구를 이용하여 축대칭 비정상 해석을 수행하였다. 선행 연구[18]에서는 이 흡입구에 대한 버즈 현상에 대해 해석을 수행하고 분석한 바 있다. 자세한 내용은 문헌[17,18]을 참고하기 바란다.

Bleed 없는 흡입구에 대해 입출구비를 0.97부터 5.0까지 변화시키며 비정상 해석을 수행하였다. Fig. 11에는 각 입출구비에서 공기실의 시간에 따른 압력 변화를 나타내었다. 입출구비 1.62 이하에서는 압력이 큰 폭으로 진동하는 버즈 현상이 발생하며, 입출구비가 작을수록 압력 진동폭이 증가하는 것을 볼 수 있다. 입출구비 2.0 이상에서는 버즈 현상이 나타나지

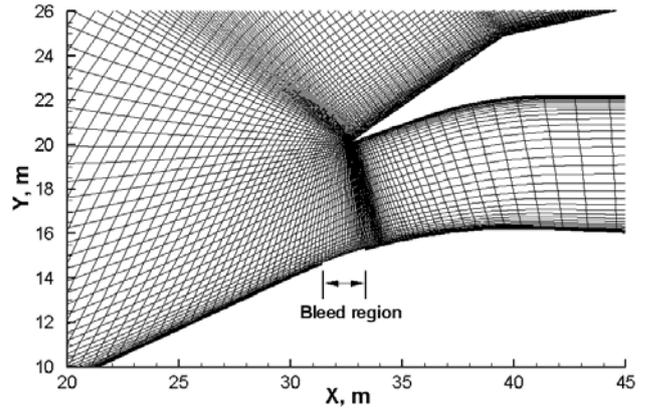


Fig. 13 Grid and bleed region near throat

않고 압력이 일정하게 유지되며, 입출구비가 증가할수록 압력이 감소하는 경향을 보인다. Fig. 12에는 각 입출구비에서 무차원화된 유입 질량 유량에 대한 전압력 회복률을 나타내었다. 버즈 영역에서는 질량 유량과 전압력 회복률이 시간에 따라 진동하므로 시간에 대한 평균값을 계산하여 도시하였다. 입출구비 2.5까지는 입출구비가 감소함에 따라 질량 유량의 변화없이 전압력 회복률이 증가하는 초임계 상태이다. 입출구비 2.0에서는 입출구비 2.5보다 전압력 회복률은 증가하지만 유입되는 질량 유량이 감소하게 된다. 그러므로 흡입구가 최대 성능을 보이는 임계점은 입출구비 2.0과 2.5 사이로 예측해 볼 수 있으며, 최대 전압력 회복률은 약 70% 정도가 될 것이다. 입출구비가 1.62가 되면 버즈 현상이 발생하고 흡입구내로 유입되는 평균 질량 유량은 현저하게 줄어드는 동시에 평균 압력 회복률도 입출구비 2.0에 비해 낮아진다.

4.3 Bleed를 이용한 버즈 제어

Bleed가 버즈와 흡입구의 성능에 미치는 영향에 대해 알아보기 위해 흡입구의 중앙 몸체에 bleed 영역을 설정하고 입출구비를 변화시켜가며 수치 해석을 수행하였다. 입출구비는 bleed가 없는 경우와 마찬가지로 0.97에서 5.0까지 변화시켰다. 흡입구에서는 중앙 몸체에서 발생하는 경계층과 충격파의 상호 작용에 의한 흐름 박리를 방지하고 최대의 흡입구 성능을 얻기 위해 Bleed 영역을 중앙 몸체의 흡입구 목 근처에 위치시켰다. Fig. 13에는 흡입구 목 근처에서의 격자와 bleed 영역의 위치를 나타내었다.

Fig. 14에는 bleed가 버즈에 미치는 영향을 흡입구의 공기실에서의 시간에 따른 압력의 변화로 나타내었다. Fig. 14를 보면 bleed가 없는 경우에는 큰 폭의 압력 진동이 계속 유지되지만, bleed가 있을 경우에는 충격파가 bleed 영역 근처에 위치한 0.01초부터 진동이 현저하게 줄어들고 0.025초가 되면

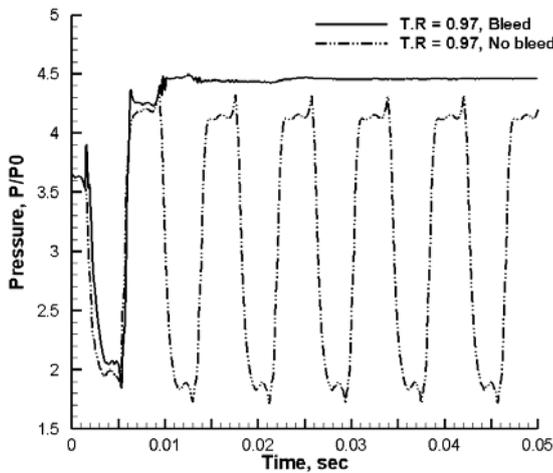


Fig. 14 Comparison of pressure histories with and without bleed (T.R = 0.97)

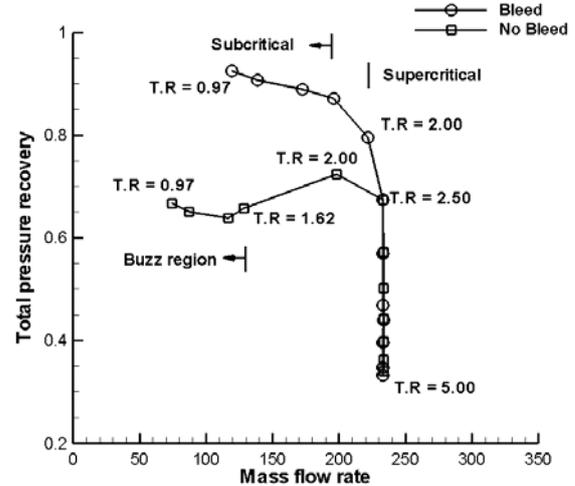


Fig. 16 Total pressure recovery with mass flow rate (Bleed)

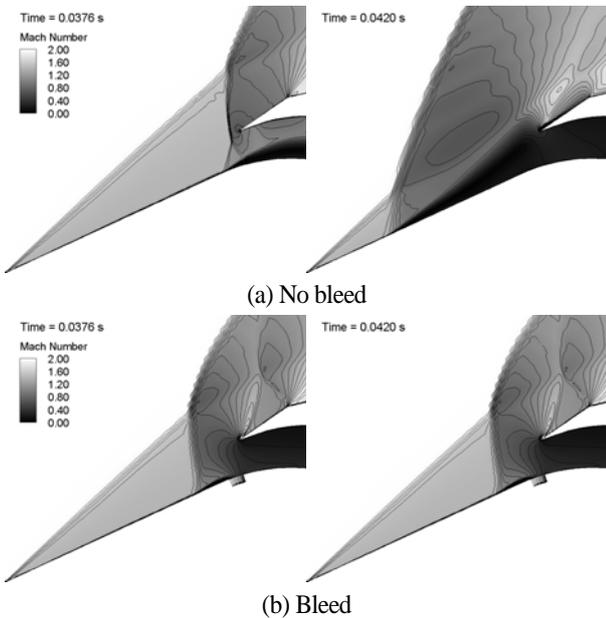


Fig. 15 Mach contour with and without bleed (T.R = 0.97)

압력이 일정하게 유지되는 것을 볼 수 있다. Fig. 15에는 입출구비 0.97에서 bleed가 있는 경우와 없는 경우의 0.0376초와 0.042초에서의 마하수 분포도를 나타내었다. Dailey[19]의 연구에서는 흡입구 내부의 압력이 증가하여 충격파가 밖으로 배출되면 충격파와 경계층의 상호 작용으로 인해 흐름 박리가 발생하는데 이를 버즈의 주요한 원인으로 보았다. 이를 Dailey 타입의 버즈라 한다. 본 연구에서 사용한 흡입구에서는 Dailey 타입의 버즈가 발생하였다. Bleed가 없는 경우인 Fig. 15(a)를 보면 0.0376초에서는 충격파는 흡입구 목 근처에

위치하고 있으며 유량의 유입이 출구에서의 유량 배출량보다 많아 흡입구 내부의 압력은 증가한다. 흡입구 내부의 압력이 증가하면 충격파는 흡입구 밖으로 배출되고 0.042초와 같이 충격파와 경계층의 상호 작용으로 인한 흐름 박리 영역이 발달하여 흡입구를 완전히 막게 된다. 이때 흡입구 내부로의 유량 유입이 없으며 흡입구 내부의 압력은 감소한다. 흡입구 내부의 압력이 감소하면서 충격파는 다시 흡입구 내부로 이동하게 된다. 이러한 과정이 반복되면서 버즈가 발생하는 것이다. 그러나 bleed가 있는 경우에는 시간이 변화에도 충격파는 일정한 위치에 고정되어 있다. Bleed가 없는 경우에서 발생했던 중앙 몸체에서의 큰 흐름 박리 영역이 bleed를 통해 사라졌으며 적절한 양의 유량이 흡입구 내부로 지속적으로 유입되고 있어 버즈 현상이 발생하지 않는다.

Bleed에 따른 흡입구의 성능 변화를 알아보기 위해 무차원화된 질량 유량에 대한 전압력 회복률을 Fig. 16에 비교하여 나타내었다. 초임계 영역인 입출구비 2.5 이상에서는 bleed에 따른 성능의 변화는 거의 없는 것으로 나타났다. 그러나 임계점 근처인 입출구비 2.0에서는 bleed가 있는 경우의 전압력 회복률이 bleed가 없는 경우에 비해 8% 정도 증가하였으며 유입되는 질량 유량도 증가하여 초임계 상태와 큰 차이가 없다. 입출구비 1.62 이하에서 bleed는 버즈를 억제할 뿐만 아니라 전압력 회복률과 유입 질량 유량이 모두 증가하여 흡입구 성능 향상에도 큰 역할을 하는 것을 확인할 수 있다.

5. 결 론

본 논문에서는 기존의 bleed 모델의 정확성을 향상시키기 위해 데이터베이스를 보정하고 확장하여 새로운 데이터베이

스를 구성하고, 이를 이용하여 bleed가 버즈에 미치는 영향과 흡입구의 성능 향상에 기여하는 바에 대해 알아보았다. 먼저 bleed 영역이 있는 평판에서의 유동을 해석하면서 기존 bleed 모델이 갖는 문제점을 파악하고 이를 해결하기 위한 방안을 제안하였다. Bleed 영역에서의 유동 가속에 의해 생기는 차이를 고려하여 데이터베이스의 마하수를 보정하였으며, bleed 공기질의 압력이 높은 영역에서 발생하는 보간으로 인한 차이를 줄이기 위해 기존 데이터베이스를 2차 외삽법으로 확장하였다. 경사 충격파가 bleed 영역에 입사하는 문제를 통해 보정된 bleed 모델이 기존의 모델들 보다 실험치와 더욱 잘 일치하는 것을 확인하였다. 보정된 bleed 모델을 이용하여 축대칭 초음속 흡입구에 bleed 영역을 설정하고 입출구비에 따른 수치해석을 수행하였다. 이를 통하여 bleed가 중앙 몸체에서 발생하는 흐름 박리를 제거하여 버즈를 방지하는데 효과가 있으며 흡입구의 성능 향상에도 상당부분 기여하는 것을 확인하였다. 차후 연구에서는 bleed 모델에 유량의 유입을 고려할 수 있도록 하여 bleed 모델의 정확도를 향상시키는 연구와 함께 bleed 영역의 위치에 따른 흡입구의 성능 해석을 통해 최적의 bleed 위치를 찾아내기 위한 연구가 필요할 것이다.

References

- [1] 1973, Syberg, J. and Hickox, T.E., "Design of a Bleed System for a Mach 3.5 Inlet," *NASA CR-2187*.
- [2] 1968, Sanders, B.W. and Cubbison, R.W., "Effect of Bleed-System Back Pressure and Porous Area on the Performance of an Axisymmetric Mixed Compression Inlet at Mach 2.50," *NASA TM X-1710*.
- [3] 1976, Shaw, R.J., Wasserbauer, J.F. and Neumann, H.E., "Boundary Layer Bleed System Study for a Full Scale, Mixed Compression Inlet with 45-Percent Contraction," *NASA TM X-3358*.
- [4] 1988, Abrahamson, K.W. and Bower, D.L., "An Empirical Boundary Condition for Numerical Simulation of Porous Plate Bleed Flows," *AIAA Paper 1988-0306*.
- [5] 1993, Paynter, G.C., Treiber, D.A. and Kneeling, W.D., "Modeling Supersonic Inlet Boundary Layer Bleed Roughness," *AIAA Journal of Propulsion and Power*, Vol.9-4, pp.622-627.
- [6] 1994, Mayer, D.W. and Paynter, G.C., "Boundary Conditions for Unsteady Supersonic Inlet Analyses," *AIAA Journal*, Vol.32-6, pp.1200-1206.
- [7] 1996, Harloff, G.J. and Smith, G.E., "Supersonic-Inlet Boundary-Layer Bleed Flow," *AIAA Journal*, Vol.34-4, pp.778-785.
- [8] 2006, Akatsuka, J., Watanabe, Y., Murakami, A. and Honami, S., "Porous Bleed Model for Boundary Condition of CFD Analysis," *AIAA Paper 2006-3682*.
- [9] 2008, Slater, J.W. and Saunders, J.D., "Modeling of Fixed-Exit Porous Bleed Systems," *AIAA Paper 2008-0094*.
- [10] 2009, Slater, J.W., "Improvements in Modeling 90-degree Bleed Holes for Supersonic Inlets," *AIAA Paper 2009-710*.
- [11] 1981, Roe, R.L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol.43-3, pp.357-372.
- [12] 1976, Van Leer, B., "Towards the Ultimate Conservative difference Scheme. V. A. Second Order Sequel to Godunov's Method," *Journal of Computational Physics*, Vol.32-1, pp.101-136.
- [13] 1982, Beam, R.M. and Warming, R.F., "Implicit Numerical Methods for the Compressible Navier-Stokes and Euler Equations," *von Karman Institute for Fluid Dynamics Lecture Series*.
- [14] 1994, Menter, F.R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol.32-8, pp.1598-1605.
- [15] 1996, Willis, B.P. and Davis, D.O., "Boundary layer development downstream of a bleed mass flow removal region," *AIAA Paper 96-3278*.
- [16] 1995, Willis, B.P., Davis, D.O. and Hingst, W.R., "Flowfield Measurements in a Normal-Hole-Bled Oblique Shock-Wave and Turbulent Boundary-layer Interaction," *AIAA Paper 95-2885*.
- [17] 1972, Nagashima, T., Tornio, O. and Tsuyoshi, A., "Experiment of Supersonic Air Intake Buzz," *Institute Space and Aeronautical Science*, University of Tokyo, Japan, Rept. 481.
- [18] 2013, Kwak, E., Lee, N., Gong, H. and Lee, S., "Numerical Simulations of Low- and High-Frequency Buzz around an Axisymmetric Supersonic Inlet," *Journal of Computational Fluids Eng.*, Vol.18-2, pp.78-84.
- [19] 1954, Dailey, C.L., "Supersonic Diffuser Instability," Ph.D Thesis, California Institute of Technology.