

Bump가 있는 초음속 흡입구 유동장의 수치적 연구

김상덕^{*1}, 송동주¹

THE NUMERICAL STUDY ON THE SUPERSONIC INLET FLOW FIELD WITH A BUMP

S. D. Kim and D. J. Song

The purpose of this paper is the study on the characteristics of an inlet system with shock/boundary layer interactions by using various types of bumps which are substituted for the conventional bleeding system in supersonic inlet. In this study a comprehensive numerical analysis has been performed to understand the three-dimensional flow field including shock/boundary layer interaction and growth of turbulent boundary layer that might occur around a three-dimensional bump in a supersonic inlet. The characteristics of boundary layer seen in the current numerical simulations indicate the potential capability of a three-dimensional bump to control shock/boundary layer interaction in supersonic inlets.

Key Words: 3차원 bump(3-dimensional bump), 초음속 흡입구(Supersonic inlet), 충격파/경계층 상호작용(Shock/boundary layer interaction), 난류유동(Turbulent flow)

1. 서 론

전 세계적으로 초고속 비행체의 수요 증가로 인한 개발 필요성의 증가와 산업화에 대한 관심이 높아짐에 따라 기술선진국들은 자국의 초음속/극초음속 비행체 기술을 엄격히 보호하고 있으며 기술이전 또한 어려운 실정이다. 이러한 상황에서 국내의 초음속 비행체 기술은 T-50의 개발로 인해 상당한 기술을 보유하게 되었으나, 보다 고속의 비행체 개발에 필요한 초음속 순항비행에 관한 기술 보유가 요구되었으며, 초음속 순항비행 및 초음속 비행체의 성능을 일차적으로 결정할 수 있는 중요한 요소로써 초음속 흡입구(supersonic inlet)의 설계기술이 시급한 실정이다. 기존의 SR-71이나 콩코드 여객기와 같은 초음속 순항 비행체에서 볼 수 있듯이 초음속 순항을 위해서는 초음속 흡입구 작동을 위한 경계층 제어도구가 필수적이며[1], 초음속 흡입구 내부에 발생하는 유동현상에 관한 연구는 초음속 영역뿐만 아니라 극초음속 영역에서도

매우 중요한 문제로 여겨진다. 이미 항공기술 선진국에서는 이러한 문제의 상당부분을 해결한 상태이며 현재에도 성능향상을 위한 다양한 연구가 진행되고 있다[2-5].

초음속 흡입구 내부의 유동은 복잡한 유동현상으로 인하여 엄밀한 예측이 어려우나, 비행체 성능의 안정성을 위하여 유동제어가 필수적인 경우가 흔히 발생한다. 특히, 충격파와 경계층 상호 작용에서 발생하는 유동현상의 문제를 해결하기 위한 방법들은 차세대 전투기 및 경제적 초음속 항공기의 제작과 설계에 있어 해결해야할 가장 중요한 문제들 중에 한가지로 생각되어진다. 이 문제의 해결에 대한 연구들 중, 또 하나의 최첨단 연구는 최적화된 bump 형상을 흡입구 내부, 동체부분에 부착하여, bump 앞쪽에서 발생된 충격파로 인한 두께가 증가된 경계층 유동을 bump곡면을 따라 흡입구 외부로 흐르게 유도하여 흡입구 내부에서 엔진에 이르는 유동의 경계층을 건실하게 유지하는 방법이다[6]. 이러한 연구는 1990년대 초에 Lockheed Martin 연구원들의 Advanced Propulsion Integration Project의 한 부분으로, DSI (diverterless supersonic inlet)에 대한 수치해석적 모델링 및 해석으로부터 시작되었으며, 이와 관련된 연구는 90년대 후반까지 실험과 수치해석을 통한 bump의 모델 변화를 여러 차례 거치며 수행되었다. 3차

접수일: 2005년 3월28일, 심사완료일: 2005년 7월18일.

1 정희원, 영남대학교 기계공학부

* Corresponding author E-mail: sangkim@yu.ac.kr

원 형상을 갖는 bump를 사용한 흡입구의 성능 시험을 위한 full-scale flight test는 차세대 비행기 개발 사업인 JSF(Joint Strike Fighter)의 일부로써 초음속 비행기 F-16을 개조하여 1996년 12월에 기능성 평가 및 비행 고도, 기동 등의 특성을 측정하기 위해 수행되었다. 비행시험 중에 최고 마하수 2까지 비행하였으며 164회에 달하는 afterburner 시동에 한번의 실패도 없었으며, 높은 받음각(angle of attack) 및 어려운 기동조건(hard maneuvers)에서도 정상적으로 작동하였다.

이러한 성공적인 연구 결과를 바탕으로 bump를 이용한 다양한 목적에 부합하는 새로운 개념의 비행기(STOVL, CTOL 기 등) 제작을 위한 연구는 JSF project 등의 대규모 사업의 일부로 Boeing사의 Phantom project 및 Lockheed Martin사의 차세대 비행기 제작에 적용되어 개발 사업이 진행 중에 있다. 이 사업들에 앞서, 다양한 형상의 bump를 초음속 풍동에서 다양한 유동조건에서 실험하여 bump주위의 충격과 현상, 경계층의 발달, 흡입구 유동의 적합성 등을 살펴보고, bump 유동장 특성의 자료화가 선행되어야한다. 본 연구에서는 그러한 실험에 앞서 보다 다양한 조건에서, 수치해석적 방법인 3차원 고정도 유동장 해석법을 사용하여 엄밀히 해석하고, 유동장에서 나타날 수 있는 다양한 현상과 bump가 가질 수 있는 충격파/경계층 상호작용에 대한 제어 성능과 특성을 살펴 보고자 한다.

2. 수치해석 방법

2.1 지배방정식

초음속 공기 흡입구 유동의 해석을 위해 이상 기체에 대한 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였으며, 그 지배 방정식을 일반좌표계에 대해 나타내면 아래와 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = \frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \zeta}$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e_o \end{bmatrix}, \quad \hat{E} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ \rho w U + \xi_z p \\ (\rho e_o + p) U \end{bmatrix}$$

$$\hat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ \rho w V + \eta_z p \\ (\rho e_o + p) V \end{bmatrix}, \quad \hat{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \zeta_x p \\ \rho v W + \zeta_y p \\ \rho w W + \zeta_z p \\ (\rho e_o + p) W \end{bmatrix}$$

$$\hat{E}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{yx} + \xi_z \tau_{zx} \\ \xi_x \tau_{xy} + \xi_y \tau_{yy} + \xi_z \tau_{zy} \\ \xi_x \tau_{xz} + \xi_y \tau_{yz} + \xi_z \tau_{zz} \\ (e_v) \end{bmatrix}$$

$$\hat{F}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{yx} + \eta_z \tau_{zx} \\ \eta_x \tau_{xy} + \eta_y \tau_{yy} + \eta_z \tau_{zy} \\ \eta_x \tau_{xz} + \eta_y \tau_{yz} + \eta_z \tau_{zz} \\ (f_v) \end{bmatrix}$$

$$\hat{G}_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_x \tau_{xx} + \zeta_y \tau_{yx} + \zeta_z \tau_{zx} \\ \zeta_x \tau_{xy} + \zeta_y \tau_{yy} + \zeta_z \tau_{zy} \\ \zeta_x \tau_{xz} + \zeta_y \tau_{yz} + \zeta_z \tau_{zz} \\ (g_v) \end{bmatrix} \tag{1}$$

여기에서, U, V, W는 반전 속도(contravariant velocity)인데, 각각 ξ, η, ζ 가 일정한 면에 수직인 속도 성분을 의미한다. 이상 기체를 가정하면 열역학적 관계식들은 다음과 같이 표현된다.

$$e_o = h_o - \frac{p}{\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2), p = \rho R T \tag{2}$$

점성 벡터의 에너지 항을 구체적으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} (e_v) &= u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \\ (f_v) &= u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y \\ (g_v) &= u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - q_z \end{aligned} \tag{3}$$

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \tag{4}$$

이때, 유동장 내의 열전달 항은 다음과 같이 표현된다.

$$q_x = -K \frac{\partial T}{\partial x}, q_y = -K \frac{\partial T}{\partial y}, q_z = -K \frac{\partial T}{\partial z} \tag{5}$$

충격파의 정확한 포착을 위해 2차의 고정도 TVD기법[7]을 사용하였다.

본 연구에서는 일방정식 모델(one-equation model)중에 하나인 Spalart-Allmaras(S-A) 난류 모델링[8]을 사용하였다. S-A 모델은 turbulence kinematic viscosity를 해석하며, 박리 유동의 해석에 적합한 것으로 알려져 있으며 계산 속도면에서 기존의 이방정식 모델(two-equation model)과 비교해 보았을 때 빠른 수렴 속도를 보여주고 있어 3차원 계산 시에 계산시간 단축 효과를 기대할 수 있다[9-11].

Turbulence viscosity ν_t 는 아래와 같다.

$$\nu_t = \hat{\nu} f_{\nu 1} \tag{6}$$

$$\frac{\partial \hat{\nu}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{\nu} u_j}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \frac{1}{\sigma} \left[\left\{ \mu + (1 + C_{b2}) \rho \hat{\nu} \right\} \hat{\nu}_x^j \right] + S_{\hat{\nu}} \tag{7}$$

여기서, 소스항인 $S_{\hat{\nu}}$ 는

$$S_{\hat{\nu}} = C_{b1} [1 - f_{t2}] \Omega \rho \hat{\nu} + \left\{ C_{b1} [(1 - f_{t2}) f_{t2} + f_{t2}] \frac{1}{k^2} - C_{w1} f_w \right\} \rho \left(\frac{\hat{\nu}}{d} \right)^2 - \frac{C_{b2}}{\sigma} \rho \hat{\nu} \left[\frac{\partial^2 \hat{\nu}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \hat{\nu}}{\partial y^2} \right] \tag{8}$$

이며, Closure coefficients는

$$C_{a1} = 0.1355, \sigma = \frac{2}{3}, C_{b2} = 0.622, k = 0.41, C_{w2} = 0.3 \tag{9}$$

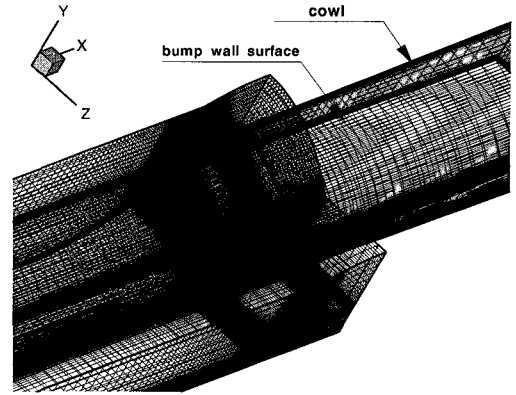
$$C_{w3} = 2.0, C_{v1} = 7.1, C_{\beta} = 1.2, C_{\beta 1} = 0.5$$

이며, auxiliary relations은 다음과 같다.

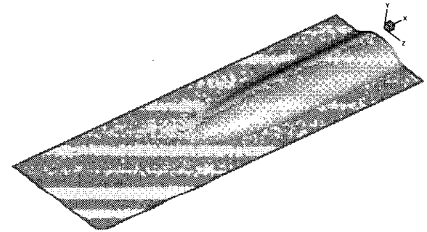
$$f_{t1} = \frac{\kappa^3}{\kappa^3 + C_{t1}^3}, f_{t2} = 1 - \frac{\kappa}{1 + \kappa f_{t1}}, f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right], \kappa = \frac{\hat{\nu}}{\nu}, g = r + C_{w2} (r^6 - r), r = \frac{\hat{\nu}}{S^2 d^2}, \hat{S} = S + \frac{\hat{\nu}}{k^2 d^2} f_{t2}, S = \sqrt{2 \Omega_{ij} \Omega_{ij}}, \Omega_{ij} = 0.5 \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \tag{10}$$

2.2 격자 및 경계조건

유동장은 임의의 3차원 bump형상이 놓여있는 아래쪽 벽면과 bump 위에서부터 cowl이 없는 외부유동과 cowl이 있는 위쪽 벽면사이의 내부유동이며, 격자는 bump 내부 및 외부의 유동영역으로 다섯 개의 multi block으로 형성되었다. 경계층 내의 엄밀한 난류유동의 해석을 위해 bump 및 cowl의 벽면가까이 격자를 밀집시켰으며, bump 상류의 평판유동에서 첫 번



(a) Grid system with a bump and cowl



(b) Geometry of 3D bump

Fig. 1 Configuration for simulation on a supersonic inlet with a bump

째 격자점이 $y+ \approx 1$ 이 되도록 격자점을 위치하였다. Bump의 경사면 및 경사면에서 발생한 충격파의 하류 등에서 유동의 정확한 예측을 위하여 충분한 유동방향의 격자를 두었다. Cowl이 있는 경우에 $X/D=2$ 이전은 $Z/D=3$ 의 위치는 벽이 아니며, 그 이후는 cowl에 의해 흡입구 내부가 되면서 벽면 경계조건이 사용되었다. $Z/D=0$ 인 단면은 bump가 이면에 대하여 (좌우) 대칭이므로 대칭조건을 사용하였습니다. (여기서 D 는 기본 흡입구형상의 bump와 cowl 사이의 거리이다.)

입구에서 bump가 붙어있는 아래쪽 벽면과 위쪽의 freestream 유동의 경계조건을 위해 마하수 2.95의 초음속 평판 유동의 해석 결과를 사용하였으며, 흡입구 출구의 하류 경계에서 유동변수는 유동장내의 결과를 외삽하였다. Fig. 1은 cowl이 있는 경우의 유동해석을 위한 격자 모양과 bump가 부착된 아래면을 3차원적으로 보여주고 있다. 3차원 bump의 형상은 Seddon 과 Goldsmith의 bump intake[6] 설계에서와 같이 삼각함수 $\cos(\pi\theta/a)$ 를 사용하여 bump의 3차원 곡면을 형성하였고, 여기서 a 를 변화시키며 bump의 형상(무딘정도 (bluntness))을 변화시켰다. bump의 최고점($X/D=0$)이후에는 일반적인 흡입구 형상 설계와 같이 diffuser를 연결하였다.

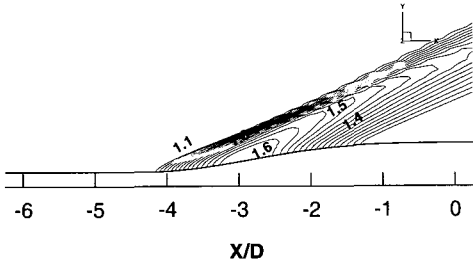


Fig. 2 Non-dimensional static pressure (p/p_∞) contours around a 3D bump without a cowl

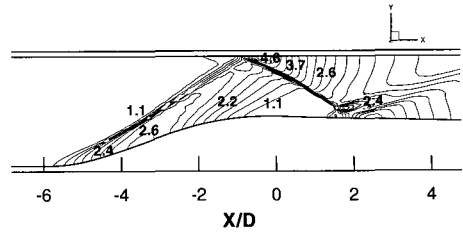


Fig. 5 Non-dimensional static pressure contours on the symmetric surface in 3D bump flow

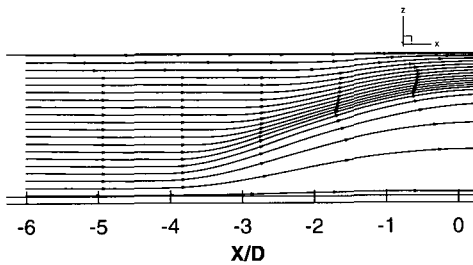


Fig. 3 Streamline around a 3D bump

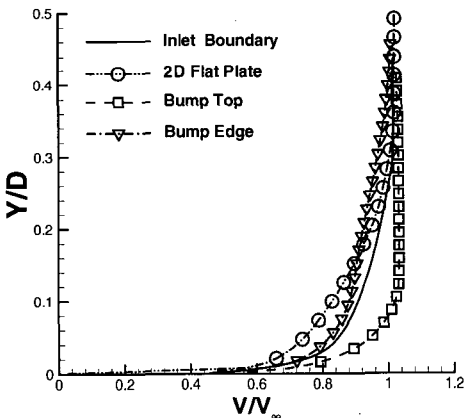


Fig. 4 Comparison of speed profile between the 3D bump and 2D flat plate flows

충격파의 발생은 cowl이 있을 경우 지속적인 반사충격파(reflected shock)로 높은 압력을 유도한다. 이러한 충격파는 bump형상을 따라 3차원적인 모양을 형성하게 되는데, 공기의 흐름도 bump의 면을 따라 흐르게 된다. 이러한 특징은 특히 유체의 운동에너지가 낮은 벽면 가까이에서 유동장에서 뚜렷이 나타나는데, Fig. 3에서처럼 bump의 중앙 대칭면($Z/D=0$)으로부터 유동이 멀어져 bump면 바깥쪽으로 흐르는 것을 볼 수 있다. 이것은 충격파로 인하여 두터워져 있는 bump의 표면상의 경계층 유동에서 저속의 유체 부분을 제거함으로 경계층 두께 줄여줄 수 있을 것이다.

Fig. 4는 입구 경계(inlet boundary)와 2차원 평판유동(2D flat plate flow) 및 3차원 bump에서의 속도 분포($X/D=0$)를 비교하였다. 입구 유동은 이차원 평판을 따라 흐르며 하류에서 벽면 가까이 속도의 크기가 줄면서 경계층의 두께가 증가하는 것을 볼 수 있다. 그러나 이것과 비교하여 3차원 bump가 있는 경우에는 bump의 최고 상부(bump top)에서는 경계층의 두께가 입구보다 더 얇아진 것을 볼 수 있으며, bump형상의 가장자리 지점(bump edge)에서의 속도분포 또한 벽면의 매우 가까운 부분에서는 입구 속도분포와 유사한 건설한 형태를 보여주고 있다. 이러한 결과를 살펴볼 때 bump는 충격파 발생으로 야기될 수 있는 경계층 두께의 증가를 적절히 제어할 수 있고, 이러한 유동이 유입되는 초음속 흡입구는 내부 유동장이 균일하고 건설한 분포를 유지할 수 있을 것으로 예상된다.

3. 결과 및 토의

3.1 Bump 유동장의 특성

Fig. 2에서 보는 바와 같이 bump가 있는 평판 유동장은 bump에서 강한 경사충격파가 발생하며, 이것은 충격파 이후에 경사면을 따라 지속적인 압력증가를 유도한다. 이것은 cowl이 없을 경우 bump 상단부분을 지나며, 유동의 급격한 팽창과정으로 압력이 낮아지는 것을 볼 수 있다. 이러한 경사

3.2 Cowl이 있는 bump 유동장

위와 같이 cowl이 없는 경우, bump로 인한 충격파 발생은 압력을 증가시키지만 bump 하류에서 압력을 계속적으로 유지하기 어렵다. Fig. 5에서 보는 바와 같이 cowl이 있는 경우는 bump 선단에서 발생한 경사충격파는 cowl에 반사되어 다시 bump 쪽으로 향하면서 연속적인 반사충격파를 발생시키면서 높은 압력을 계속적으로 유지하게 된다.

Fig. 6은 주유동 방향에 수직인 단면상에서 유동 속도의 크기를 보여주고 있다. 상류의 평판 유동에서 발달한 경계층은

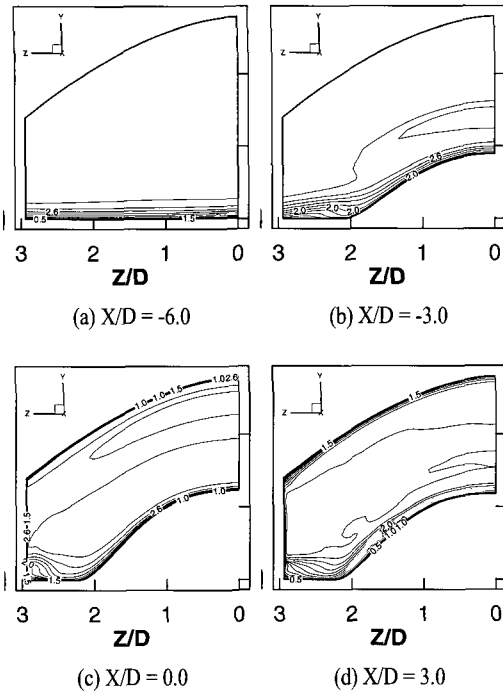


Fig. 6 Non-dimensional speed contours (V/V_{∞}) on the cross sections at several locations in x-direction

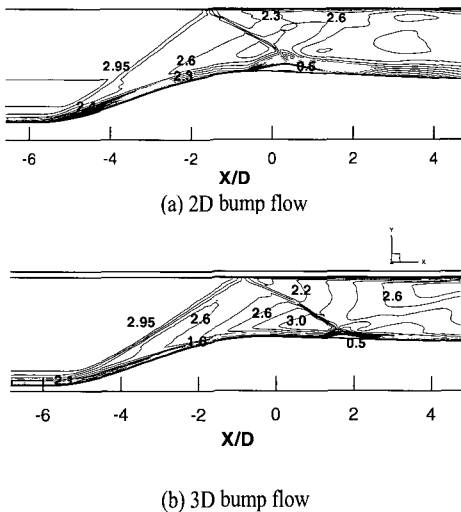


Fig. 7 Comparison of Mach number contours between 2D and 3D bump flow

bump를 따라 흐르면서 그 두께가 급격히 감소하고(Fig. 6(b)), bump의 높이가 최고가 되는 지점에서는 가장 얇은 두께를 보여주고 있다(Fig. 6(c)). 반사충격파에 의한 재차 경계층의 간

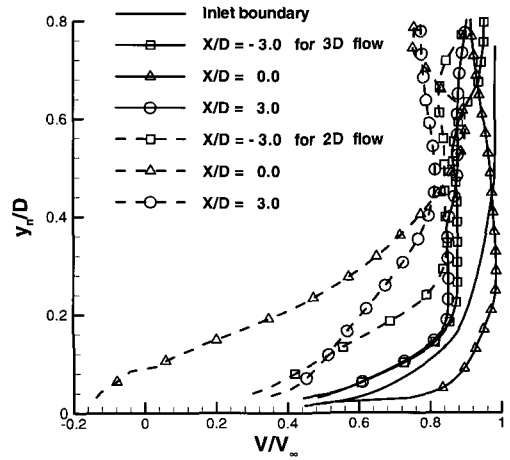


Fig. 8 Comparison of velocity profiles between the 2D and 3D bump flows

섭현상 이후(Fig. 6(d))에도 경계층은 bump상에서 입구 유동과 같은 정도의 견실함을 유지하고 있다. Bump면상에서 배제된 저속 유체는 일부는 옆면 벽을 만나면서 구석의 이차유동을 발생시키며 경계층 두께를 증가시킨다. 이것은 주어진 조건하에서 bump형상과 cowl의 위치 및 형상을 적절히 설계함으로써 이 문제는 해결될 수 있을 것이다. 이러한 3차원 bump의 효과는 2차원 bump 유동과 비교할 때 보다 분명히 확인할 수 있다.

Fig. 7은 3차원 bump의 대칭면 형상을 2차원 bump로 가정하여 해석하고, 그 결과를 3차원 유동 결과와 비교하였다. 2차원 유동은 경사충격파가 3차원보다 강하게 높은 각도를 가지며 발생하고, 경계층은 2차원 bump 면을 따라 계속적으로 발달하고, 하류에서 반사충격파를 만나 심각한 충격파와 경계층 상호작용으로 경계층의 두께가 급격히 증가하는 것을 볼 수 있다. 이것과는 다르게 3차원 bump 유동은 경사충격파 이후에 bump의 경사면을 따라 흐르며 저속유동 부분이 bump면에서 밀려나면서 경계층의 두께가 감소하고, 이것이 다시 bump면 위에서 반사충격파(X/D=2)를 만난 이후에도 빠르게 유동장이 회복되어지는 것을 보여주었다. 이것을 다시 속도 형상을 통해 살펴보면 Fig. 8과 같다. 여기서 y_n 은 벽면에 수직인 방향의 거리이다.

3차원 bump가 있는 유동장에 속도 형상은 bump 선단의 충격파로 인하여 입구에서의 속도 형상과 비교하여 크기가 많이 작아져 있다(X/D= -3.0). 그러나 유동이 bump를 지나면서 벽면가까이의 속도가 빠르게 재발달하여 입구의 속도보다 크게 성장한 것을 볼 수 있다(X/D= 0.0). 또한 이 유동은 cowl에서 내려오는 반사충격파와 상호작용이후에도 벽면가까이에서

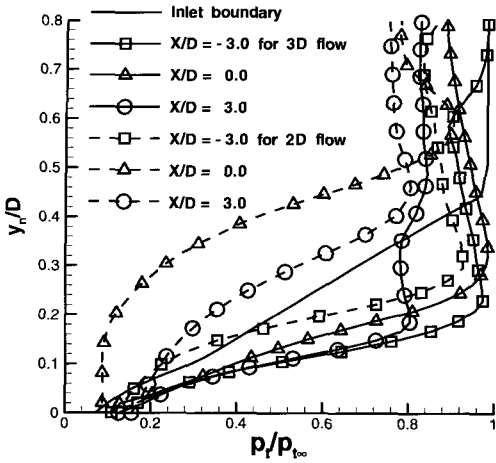


Fig. 9 Comparison of total pressure profiles between the 2D and 3D bump flows

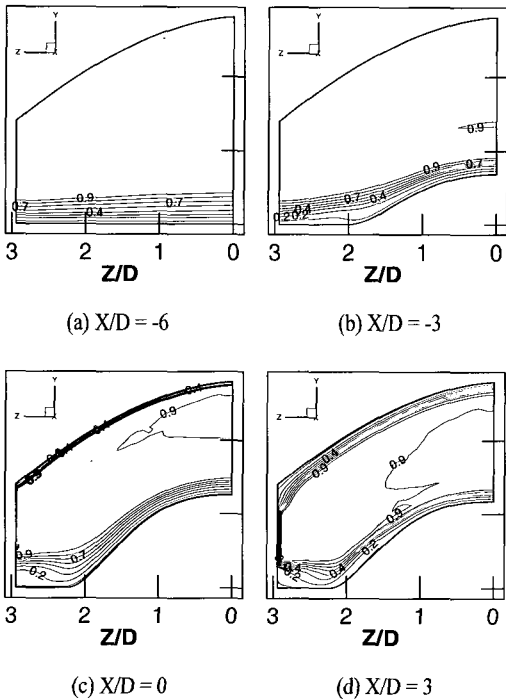


Fig. 10 Total pressure contours on the cross section at several location in x-direction

건설한 속도 분포를 보여주고 있다($X/D = 3.0$). 2차원의 bump 유동에서는 충격파 이후에 심각한 속도 분포의 찌그러짐과 급격한 경계층의 성장 등으로 유동장내에 심각한 불균일 분포가 발생됨을 보여주었다.

Fig. 9는 위의 두 유동장에서, bump면상에 수직한 방향으

로 발달한 전압력(total pressure) 분포를 유동이 bump를 만나기전인 평판부분의 분포와 비교하였다. 2차원 유동이라고도 bump를 만나 경사면을 오르는 동안에는 ($X/D=3$) 경계층 내부에서 상당한 전압력 회복을 보여주었다. 그러나, 이후 충격파를 만나면서 벽면가까이에서 유동의 급격한 변형과 함께 전압력 손실이 크게 나타난다. 이와는 다르게, 3차원 bump 유동에서는 충격파에 의한 손실(shock loss)부분이 뚜렷하게 나타나지만($y_n/D \approx 0.4$), 벽면 근처에서($y_n/D \approx 0.1$)의 점성에 의한 전압력 분포의 결손(defect)부분이 상대적으로 상당히 줄어들어 있다.

초음속 흡입구 내 유동장에서 그 성능 평가에서 가장 중요한 고려 대상이 될 수 있는 것이 유동장에서 경계층의 두께와 전압력 분포이다. 내부유동장에서 충격파와 경계층의 상호작용, 역압력 구배 등에 의한 경계층과 전압력의 손실 및 불균일 발달은 흡입구 성능에 심각하게 영향을 주며, 이것은 비행기 엔진의 성능과 수명에 직접적인 영향을 준다. 경계층의 두께와 전압력 손실을 동시에 줄여줄 수 있는 구조가 흡입구 설계에서는 필수적이라 할 수 있다. 그러한 면에서 보면, bump가 있는 흡입구의 설계는 위에서보는 바와 같이 잠재적으로 가능한 특성과 장점을 가지고 있다.

Fig. 10은 3차원 bump 유동에서 유동방향(x-direction)에 수직한 단면상의 전압력 분포를 보여주고 있다. 전압력 손실이 큰 영역이 bump를 만나기전($X/D=6$) 보다 bump면 위에서($X/D=3$) 경사면을 따라 유동이 흐를 때 줄어들어 있는 것을 볼 수 있다. 이것은 bump의 최고지점($X/D=0$)이 있는 위치에서 bump면상의 손실 영역이 가장 줄어들어 있는 것을 볼 수 있다, 이것은 bump면상의 저속(전압력의 크기가 작음)부분을 bump 바깥 부분으로 밀어내면서 이루어진다. 이것에 비하여, Fig. 10(c)에서 cowl 벽($Z/D \approx 3$) 가까이 발달한 유동은 손실 영역이 여전히 크게 나타난다.

3.3 Bump 형상의 무딘 정도변화에 따른 유동장 변화

Fig. 11에서 3차원 bump의 무딘(blunt) 정도에 따른 벽면 상에 경계층의 발달과 충격파와 경계층 상호작용의 특성 변화를 살펴볼 수 있다. 형상변화는 앞에서 언급한 것과 같이 bump 형상을 변화시키는 cosine 함수 값의 변화율을 달리하여 bump 형상 곡면의 기울기를 달리하였다. Bump가 무딘 형상이고 그 경계(edge)가 cowl의 옆면에 가까울수록(Fig. 9(c)) bump면상에서 발달한 저속의 유동부분을 효과적으로 cowl의 바깥으로 밀어낼 수 있으나, bump의 대칭면($Z/D=0$) 부근에서 무딘 정도가 증가할수록 대칭면 주위에서는 2차원 유동과 유사한 경향을 보이며, 반사 충격파에 의한 강한 충격파와 경계층 상호

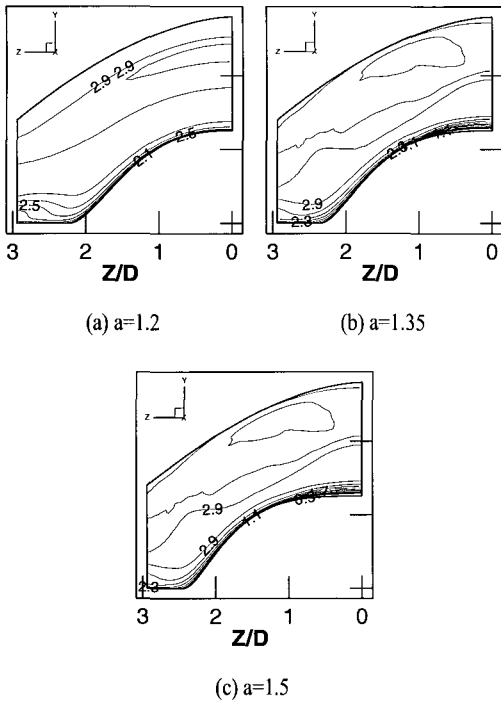


Fig. 11 Comparison of the bump - bluntness effect on Mach number contours at $X/D = 0.0$

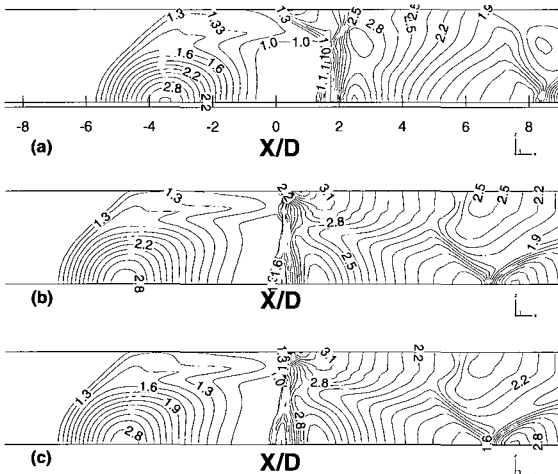


Fig. 12 Bump bluntness effect on non-dimensional static pressure contours on the bottom wall surface

작용의 문제를 발생시켰다. Fig.12는 흡입구의 바닥 벽면(bottom wall surface)에서의 압력분포를 보여주고 있다. 그림 위쪽 경계가 $Z/D=3$ 이고 아래쪽 경계가 $Z/D=0$ 이다. Bump의 앞에서 3차원 구조의 충격파가 발생하고, 유동의 팽창이 뒤를 따른다. Bump 앞

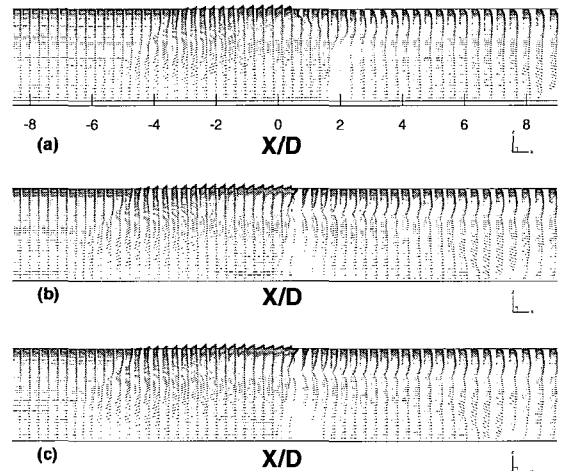


Fig. 13 Bump bluntness effect on velocity vectors near the bottom wall surface ($Y_n / \delta = 0.3$)

에서 발생한 경사충격파가 위쪽의 cowl면에 반사되고 다시 bump면에 반사되면서 흡입구 전면에 걸쳐 압력 증가를 보여준다. 또한 cowl의 옆면에 반사된 충격파도 흡입구내의 압력증가에 영향을 주고 있는 것을 볼 수 있다. Bump의 무딘 정도가 작은 형태에서(Fig. 12(a)) 무딘 정도를 증가할수록(Fig. 12(b)) 충격파는 앞에서 강하게 발생하고, 흡입구내 단면 상에서 압력의 분포가 균일하지 못한 것을 볼 수 있다. 그러나 무딘 정도를 더욱 증가시켜도(Fig. 12(c)) 압력분포는 흡입구내에서 크게 달라지지 않았다. 속도분포는 Fig.13(a)에서 보는 것같이 유동 박리가 bump 하류에서 충격파들이 만나는 곳에 발생한다. Bump의 무딘 정도를 증가시키면 bump 에서 발생한 경사충격파와 대칭면 근방의 유동에서 발달한 경계층과 상호작용이 강하게 발생되고, 박리영역이 커진다(Figs. 13(b), 13(c)). Bump의 무딘 정도의 변화는 bump면상에 발달하는 저속유동을 제거하는데 일정부분 기여하지만 충격파, 혹은 충격파와 경계층 상호작용에 의한 손실을 증가시킬 수 있으므로, 위 그림에서 보는 바와 같이 bump면상에 발달한 유동의 건설함을 유지하기 위해서는 bump의 적절한 형상설계가 필요하며, 주어진 유동조건에서 최고의 성능을 위해 최적화가 필요함을 알 수 있다.

4. 결론

초음속 유동장내에 3차원 형상의 bump를 부착한 평판 유동과 bump와 cowl을 가지는 흡입구 유동을 3차원 압축성

upwind Navier-Stokes 방정식과 Spalart-Allmaras 난류 모델링을 이용하여 유동장의 특성을 살펴보았다. 3차원 bump는 선단의 경사 충격파 이후에 그 형상을 따라 벽면 가까이 저속유동을 bump 바깥으로 밀어내면서 bump면 위에서 상당히 건설한 유동장을 유지할 수 있음을 보여주었다. 또한 cowl이 있는 경우에는 bump에서 밀려난 저속 유동을 cowl 바깥으로 적절히 유도함으로써 흡입구 내부에 전체적으로 경계층의 두께를 얇게 유지할 수 있었다. 이러한 bump가 있는 흡입구 유동장은 기존의 2차원 ramp를 갖는 흡입구 시스템이 가지는 충격파 이후의 심각한 경계층 증가에 따른 유동장의 불균일 분포를 효과적으로 제어할 수 있는 잠재적 장점을 가지고 있음을 보여주었다. 또한, 이 유동장은 bump의 무딘 정도 등, 형상에 따라 특성의 차를 보여주므로 주어진 조건하에서 최고의 성능을 위해 bump형상의 최적화가 필요함을 알 수 있었다. 실제적 조건을 기초한 보다 다양한 시험을 통하여 bump를 이용하여 최적화된 흡입구 시스템의 개발에 가능성을 충분히 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 목적기초연구(R08-2004-000-10556-0) 지원으로 수행되었으며, 일부 영남대학교 BK21 사업(Brain Korea 21 Project)의 지원으로 수행되었다.

참고문헌

- [1] Gridley, M.C. and Walker, S.H. 1996, Advanced Aero-Engine Concepts and Controls, *AGARD Conf. Proc.* 572, 86th Symposium, Seattle, WA.
- [2] Gefroh, D.L., Loth, E., Dutton, J.C., and McIlwain, S., 2002, "Control of an Oblique SBLI with Aeroelastic Mesoflaps," *AIAA Journal*, Vol.40, No.12.
- [3] Kim, S.D., Loth, E. and Dutton, J.C., 2003, "Simulation of Mesoflap Control for Ramp-generated Oblique Shock/boundary -layer Interaction," *Journal of Aircraft*, Vol.40, No.6.
- [4] Bur, R., Corbel, B., and Delery, J., 1998, "Study of Passive Control in a Transonic Shock-Wave/Boundary Layer Interaction," *AIAA Journal*, Vol.36, p.394-400.
- [5] McCormick, D.C., 1993, "Shock/Boundary -Layer Interaction Control with Vortex Generators and Passive Cavity," *AIAA Journal*, Vol.31, p.91-96.
- [6] Seddon, J., and Goldsmith E.L., 1999, *Intake Aerodynamics*, p.336-340.
- [7] Hirsh, C., 1989, Numerical Computation of Internal and External Flows, Vol.2, *JOHN WILEY & SONS*, NY, p.493-594.
- [8] Spalart P. and Allmaras S., 1992, "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," *Technical Report AIAA-92-0439*.
- [9] Wong, Henry Y., 1999, "One-equation Turbulence Model of Spalart and Allmaras in Supersonic Separated Flow," *AIAA Journal*, Vol.37, issue 3, p.391-393.
- [10] Paciorri. R. and W. Dieudonne., 1996 "Exploring the Validity of the Spalart-Allmaras Turbulence Model for Hypersonic Flows," *Journal of Space and Rockets*, Vol.33, No.1.
- [11] Kim, S.D. and Song, D.J., 2005, "Modified Shear-stress Turbulence Model for Supersonic Compression Ramp Flows," *Journal of Aircraft*, Vol.41. No.3.