

Bump가 있는 초음속 유동장의 수치적 연구

김 상 덕^{*1}, 송 동 주^{*2}

The Numerical Study on the Supersonic Flow Field with a Bump

S. D. Kim and D. J. Song

The purpose of this study is the characteristics of an innovative inlet system with shock/boundary layer interactions by using various types of bumps which are substituted for the conventional bleeding system in supersonic inlet. This study performs a comprehensive numerical effort that be directed at better understanding the three-dimensional flowfield includes shock/boundary layer interaction and growth of turbulent boundary layer that occur around a three-dimensional bump in a supersonic inlet. The characteristics of boundary layer seen in the current numerical simulations indicates the potential capability of the 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 기술은 T-50의 개발로 인해 상당한 기술을 보유하였으나 초음속 순항비행에 있어서 비행체의 성능을 일차적으로 결정하는 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.

초음속 흡입구 내부의 유동은 복잡한 유동현상으로 인하여 엄밀한 예측과 유동제어가 필요한 경우가 흔히 발생하는데, 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 inlet 내부, 동체부분에 부착하여, bump앞쪽에서 발생된 충격파로 인한 두께가 증가된 유동을 bump곡면을 따라 inlet 외부로 흐르게 하여 inlet 내부에서 엔진에 이르는 유동의 경계층을 건실하게 유지하는 방법이다[2]. 이러한 연구는 1990년대 초에 Lockheed Martin 연구원들의 Advanced Propulsion Integration Project의 한 부분으로, DSI (diverterless

*1 정회원, 영남대학교 기계공학부,

*2 정회원, 영남대학교 기계공학부

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

supersonic inlet)에 대한 수치해석적 모델링 및 해석으로부터 시작되었으며, 이와 관련된 연구는 90년대 후반까지 실험과 수치해석을 통한 bump의 모델 변화를 여러 차례 거치며 수행되었다. 3차원 solid model에 의해 제작된 bump의 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 처음으로 수행되었다. 비행시험 중에 최고 마하수 2 까지 비행하였으며 164회에 달하는 afterburner 시동에 한번의 실패도 없었으며, 높은 받음각(angle of attack) 및 어려운 기동 조건(hard maneuvers)에서도 정상적으로 작동하였다.

이러한 성공적인 연구 결과를 바탕으로 bump를 이용한 다양한 목적에 부합하는 새로운 개념의 비행기(STOVL, CTOL기 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 사업들 중 필요한 시험으로써 다양한 형상의 bump를 초음속 풍동에서 다양한 유동조건에서 실험하여 bump주위의 충격과 현상, 경계층의 발달, inlet 유동의 적합성 등을 살펴보고, bump 유동장의 특성을 자료화가 선행되어야 하며, 이와 함께 본 연구는 그러한 실험에 앞서 보다 다양한 조건에서, 수치해석적 방법인 3차원 유동해석 방법을 이용한 고정도 유동장 해석법을 이용하여 엄밀히 해석하고, 유동장에서 나타날 수 있는 다양한 현상과 bump가 가질 수 있는 충격파/경계층 상호작용에 대한 제어 성능과 특성을 살펴 보고자한다.

2. 수치해석 방법

2.1 지배방정식

원고초음속 공기 흡입구 유동의 해석을 위해 이상 기체에 대한 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식과 Spalart-Allmaras 난류 모델링[3]을 사용하였으며, 그 지배방정식을 일반좌표계에 대해 나타내면 아래와 같다.

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

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

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

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

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

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

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.

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

점성 벡터의 에너지 항을 구체적으로 나타내면 다음과 같다.

$$(e_v) = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x$$

$$(f_v) = u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y$$

$$(g_v) = u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} - q_z$$

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

이때, 유동장 내의 열전달 항은 다음과 같이 표현된다.

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

충격파의 정확한 포착을 위해 2차의 고정도 TVD 기법[4]을 사용하였다.

2.2 격자 및 경계조건

유동장은 임의의 3차원 bump형상이 놓여있는 아래쪽 벽면과 bump 위에서부터 cowl이 있는 위쪽 벽면사이의 내부유동이며, 격자는 150×100×90으로 각각의 방향으로 형성하였다. 경계층내의 엄밀한 난류 유동의 해석을 위해 벽면가까이 격자를 밀집시켰으며, bump 상류의 평판유동에서 첫 번째 격자점이 $y^+ \approx 1$ 이 되도록 격자점을 위치하였다.

입구에서 bump가 붙어있는 아래쪽 벽면과 위쪽의 freestream 유동의 경계조건을 위해 마하수 2.95의 초음속 평판유동의 해석 결과를 사용하였으며, 하류에서 bump가 부착된 위쪽에 cowl이 있는 경우에는 cowl에서부터 위쪽면도 벽면 조건을 주었다. 하류 경계에서 유동변수는 유동장내의 결과를 외삽하였다. Fig. 1는 bump가 부착된 아랫면을 3차원적으로 보여주고 있다.

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 계속적인 압력증가를 유도한다. 이것은 cowl이 없을 경우 bump 상단 부분을 지나며, 유동의 급격한 팽창과정으로 압력이 낮아지는 것을 볼 수 있다. 이러한 경사충격파의 발생은 cowl과 같은 것이 있을 경우 계속적인 반사 충격파로 높은 압력을 유도한다. 이러한 충격파는 bump형상에 따라 3차원적인 모양을 형성하게 되는데, 공기의 흐름도 bump의 면을 따라 흐르게 된다. 이러한 특징은 특히 유체의 운동에너지가 낮은 벽면가까이의 경계층 유동장에서 뚜렷이 나타나는데, Fig. 3에서처럼 bump의 중앙 대칭면으로부터 유동이 멀어져 bump면 바깥쪽으로 흐르는 것을 볼 수 있다. 이것은 충격파로 인하여 두터워져 있는 bump의 표면상의 경계층을 저속의 유체 부분을 제거함으로 두께 줄여줄 수 있을 것이다.



Fig. 1 Geometry of 3D bump

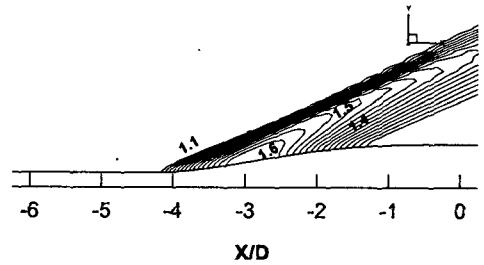


Fig. 2 Pressure contours around a 3D bump without a cowl

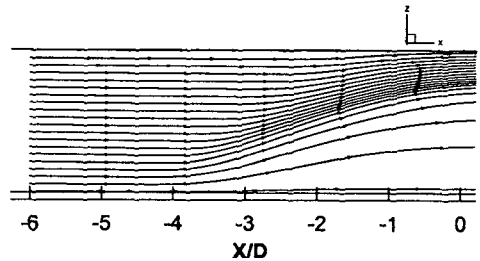


Fig. 3 Streamline around a 3D bump

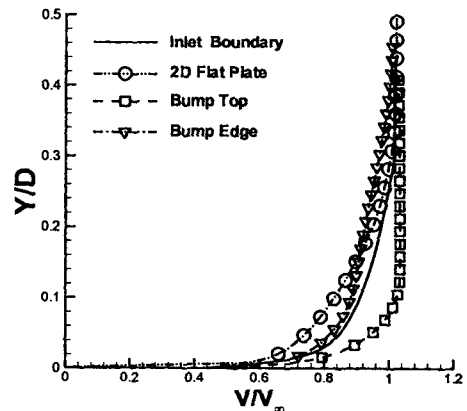


Fig. 4 Comparison of velocity profile between the 3D bump and 2D flat plate flows

Fig. 4는 입구와 2차원 평판유동 및 3차원 bump에서의 속도 분포를 비교하였다. 입구 유동은 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 상부에서는 경계층의 두께가 입구보다 더 얇아진 것을 볼 수 있으며, bump 형상의 가장자리 지점에서의 속도분포 또한 벽면의 매우 가까운 부분에서는 입구 속도와 유사한 건실한 형태를 보여주고 있다. 이러한 결과를 살펴볼 때 bump는 충격파 발생으로 야기될 수 있는 초음속 경계층 두께의 증가를 적절히 제어할 수 있고, 이러한 유동이 유입되는 초음속 흡입구는 내부 유동장이 균일하고 건실한 분포를 유지할 수 있을 것으로 예상된다.

3.2 Cowli이 있는 bump 유동장

위와 같이 cowli이 없는 경우, bump로 인한 충격파 발생은 압력을 증가시키지만 bump 하류에서 압력을 계속적으로 유지하기 어렵다. Fig. 5에서 보는 바와 같이 cowli이 있는 경우는 bump 선단에서 발생한 경사충격파는 cowli에 반사되어 다시 bump 쪽으로 향하면서 연속적인 반사충격파(reflected shock)를 발생시키면서 높은 압력을 계속적으로 유지하게 된다.

Fig. 6은 주유동 방향에 수직한 단면상에서 유동 속도의 크기를 보여주고 있다. 상류의 평판 유동에서 발달한 경계층은 bump를 따라 흐르면서 그 두께가 급격히 감소하고(Fig. 6b), bump의 높이가 최고가 되는 지점에서는 가장 얇은 두께를 보여주고 있다(Fig. 6c). 반사충격파에 의한 제차 경계층의 간섭현상 이후(Fig. 6d)에도 경계층은 bump상에서 입구 유동과 같은 정도의 건실함을 유지하고 있다. Bump면 상에서 배제된 저속 유체는 일부는 옆면 벽을 만나면서 구석의 이차유동을 발생시키며 경계층 두께를 증가시킨다. 이것은 주어진 조건하에서 bump형상과 cowli의 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 대칭면을 2차원 bump로 가정하여 해석하여, 그 결과를 3차원 유동 결과와 비교하였다. 2차원 유동은 경사충격파가 강하게 3차원보다 높은 각도를 가지며 발생하고, 경계층은 2차원

bump를 따라 두께를 유지하며 하류에서 반사충격파를 만나 심각한 충격파와 경계층상호작용으로 경계층의 두께가 더욱 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 반사충격파를 만난 이후에도 빠르게 유동장이 회복되어지는 것을 보여주었다. 이것을 다시 속도 형상을 살펴보면 Fig. 8과 같다.

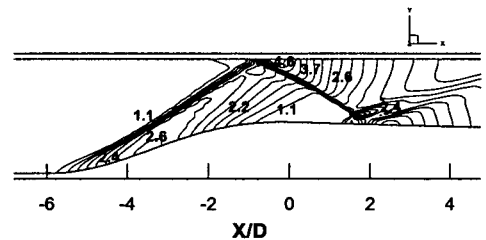


Fig. 5 Pressure contours on the symmetric surface in 3D bump flow

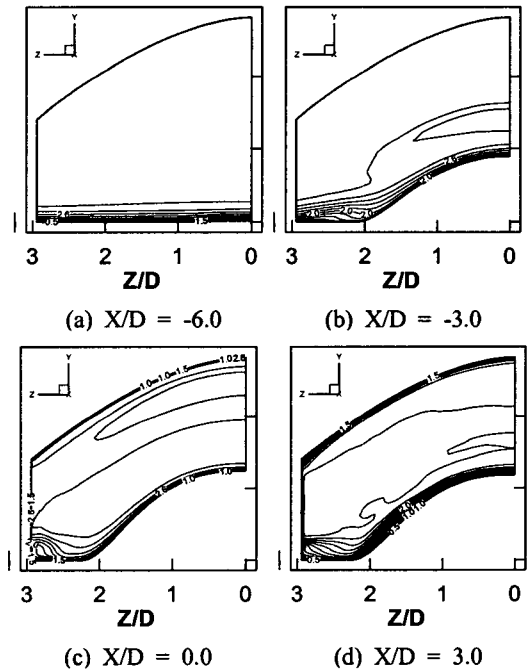
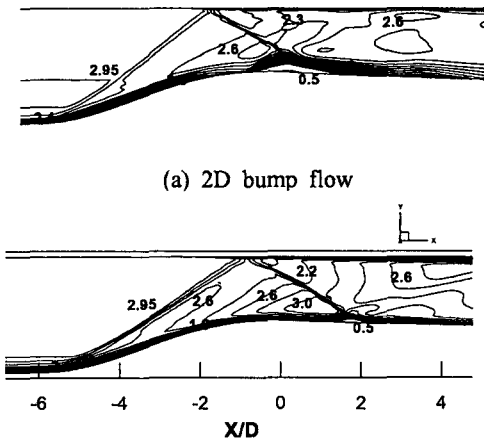


Fig. 6 Speed contours on the cross sections at several locations in x-direction



(a) 2D bump flow

(b) 3D bump flow

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

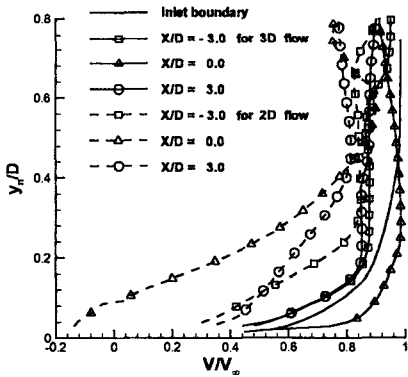
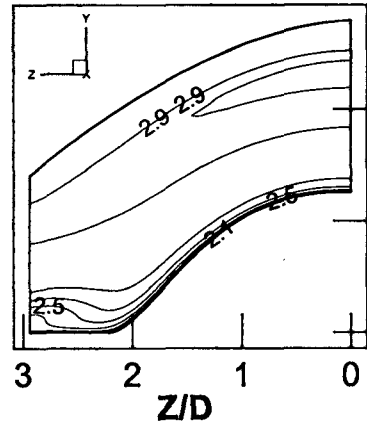
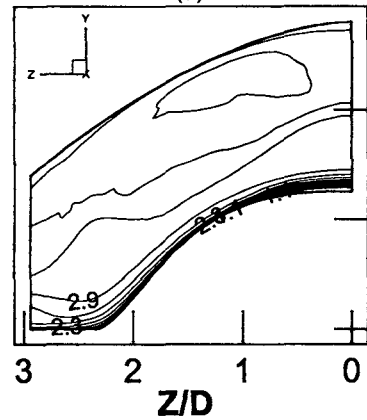


Fig. 8 Comparison of velocity profiles between the 2D and 3D bump flows

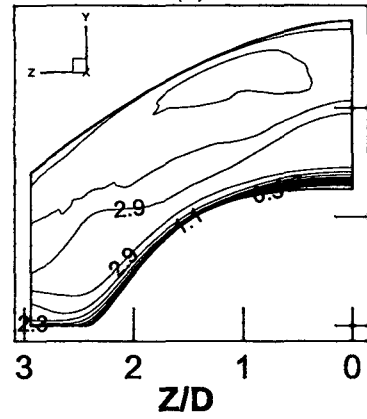
3차원 bump가 있는 경우에 속도 형상은 bump 선단의 충격파로 인하여 입구에서의 속도 형상과 비교하여 크기가 많이 작아져 있다($X/D = -3.0$). 그러나 유동이 bump를 지나면서 벽면가까이의 속도가 빠르게 재발달하여 입구의 속도보다 크게 성장한 것을 볼 수 있다($X/D = 0.0$). 또한 이 유동은 cowl에서 내려오는 반사충격파와 상호작용이후에도 벽면가까이에서 건설한 속도 분포를 보여주고 있다($X/D = 3.0$). 2차원의 bump 유동에서는 충격파 이후에 심각한 속도 분포의 찌그러짐과 급격한 경계층의 성장 등으로 유동장에 불균일 분포가 심각하게 발생됨을 보여준다.



(a)



(b)



(c)

Fig. 9 Comparison of the bump - bluntness effect on Mach number contours

3.3 Bump 형상에 따른 유동장 변화

Fig. 9에서 3차원 bump의 무딘 정도(bluntness)에 따라 벽면 상에 경계층의 발달과 충격파와 경계층 상호작용의 특성 변화를 살펴볼 수 있다. Bump가 무딘 형상이고 그 경계(edge)가 cowl의 옆면에 가까울수록(Fig. 9c) bump면상에서 발달한 저속의 유동 부분을 효과적으로 cowl의 바깥으로 밀어낼 수 있으나, bump의 대칭면($Z/D=0$) 부근에서 무딘 정도가 증가할수록 2차원 유동과 유사한 경향을 보이며, 반사충격파에 의한 강한 충격파와 경계층 상호 작용의 문제를 발생시킬 수 있다. 위 그림에서 보는 바와 같이 bump면상에 발달한 유동의 건실함을 유지하기 위해서는 bump의 적절한 형상설계가 필요하며, 주어진 유동조건에서 최고의 성능을 위해 최적화가 필요함을 알 수 있다.

4. 결 론

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 가까이의 저속유동을 bump 바깥으로 밀어내면서 bump 면상에서 상당히 건실한 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 이용한 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] Seddon, J., and Goldsmith E.L., 1999, Intake Aerodynamics, pp.336-340.
- [3] P. Spalart and S. Allmaras, 1992, "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", Technical Report AIAA-92-0439.
- [4] Hirsh, C., 1989, Numerical Computation of Internal and External Flows, Vol. 2 JOHN WILEY & SONS, NY, pp.493-594