

## RANS 모델링을 이용한 Hump 형상의 박리 유동에 대한 연구

이 재 훈,<sup>\*1</sup> 배 중 현,<sup>1</sup> 정 경 진<sup>2</sup>

<sup>1</sup>대한항공기술연구원, 개발 1팀

<sup>2</sup>국방과학연구소, 4연구본부

### THE STUDY ON THE SEPARATED FLOW OF A HUMP USING RANS MODELING

J. Lee,<sup>\*1</sup> J.H. Bae<sup>1</sup> and K.J. Jung<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Koreanair R&D Center, Development Team #1

<sup>2</sup>Agency for Defense Development, 4th R&D Institute

*In this paper, separated flow characteristics is studied using the RANS(Reynold-averaged Navier-Stokes) modeling. The analysis is performed for the NASA's hump configuration which is the combination of a flat plate and a hump. This configuration was used in NASA's flow control workshop and it was one of validation cases for RANS and LES simulations. The separation occurs at the 65% of model length where a slot is positioned for the flow control. No flow control case and steady suction case are studied using RANS modeling. The Spalart-Allmaras model and the SST(Shear Stress Transport) model are applied and their accuracy are compared. To correlate CFD analysis with experimental data, the optimal boundary condition was investigated and the effect of a cavity around the slot is studied for the no flow case.*

**Key Words :** Hump, 박리(Separation), 재부착(Reattachment), 유동 제어(Flow Control), 레이놀즈 평균 나비에-스톡스 방정식(Reynolds-averaged Navier-Stokes), FLUENT

### 1. 서 론

단차(step), 무딘 형상(bluff body)의 동체와 레이돌 주위에는 유동의 박리가 발생해 공력성능에 영향을 준다. 따라서 유동의 박리에 대한 정확한 예측은 공력해석에서 중요하다. 단차 문제는 고전적인 박리 유동의 테스트 예제로 사용되어져 왔다[1]. 최근에는 동체나 레이돌과 같은 곡선 형상의 테스트 문제들에 대해서 유동 박리가 연구되어지고 있는데 hill 및 NASA의 hump가 대표적이다[2,3].

NASA의 hump 형상은 2004년에 개최된 NASA의 CFD Validation of Synthetic Jets and Turbulent Separation Control 워크샵의 세 번째 문제로 제시되었다[4]. 이 형상은 평판에 hump를 부드럽게 접합시킨 형상으로, 곡선 형상에서 발생하는 유동 박리의 분석 및 검증에 유용하다. 또한, 유동 제어가

없는 경우(baseline), 정상 흡입(steady suction)이 있는 경우, 주기적으로 흡입과 분출(blowing)이 반복되는 synthetic jet의 세 가지 경우에 대해 실험 데이터가 존재해 유동제어에 대한 검증에도 활용할 수 있다. 워크샵 이후에도 다수의 연구자들에 의해 RANS 및 LES 기법의 검증에 사용되어져 왔으며 주요 연구 결과는 다음과 같다.

Krishnan 등[5]은 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)와 DES(Detached Eddy Simulation)로 hump 모델을 분석하였다. 협소한 실험 공간에 의해 발생하는 blockage의 효과는 3차원 해석에서 더 크게 나타나며, baseline에 대해 DES의 결과가 우수하다고 보고하였다. Balakumar[6]는 중첩격자(overset mesh)와 고정밀 기법의 일종인 5차 WENO(Weighted Essentially Non-oscillatory) 기법으로 hump 모델을 분석하였다. You 등[7]은 LES(Large Eddy Simulation)으로 hump 모델을 분석하였으며 실험과 가장 유사한 결과를 도출하였다. Cappelli와 Mansour[8]은 오픈 소스 코드인 OpenFOAM의 RANS 기법을 사용해 hump 형상에 대해 분석하였으며 기존의 타 연구자와 유사한 경향을 보여주었다.

본 연구에서는 NASA의 hump 형상에 전산유체역학 해석

Received: December 28, 2016, Revised: March 15, 2017,  
Accepted: March 15, 2017.

\* Corresponding author, E-mail: jaehun.lee@gmail.com

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2017.22.1.008>

© KSCFE 2017

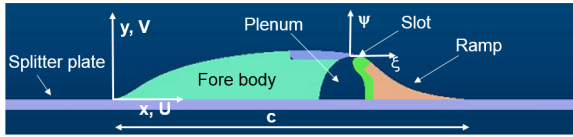


Fig. 1 Configuration of the hump model

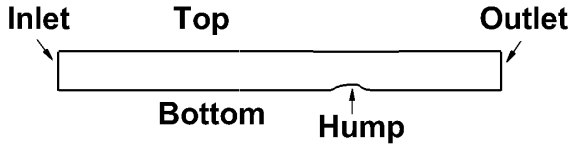


Fig. 2 Boundaries for CFD analysis

기법을 적용하여 실험 결과와 비교하였다. 이를 통하여 곡선 형상에서의 유동 박리에 대한 전산유체역학 해석의 정확성을 분석하였다. 해석에는 RANS 모델링을 사용하였고, 유동 제어 가 없는 baseline과 정상 흡입이 있는 경우 2가지를 고려하였다. 전산유체역학 해석에서의 출구 경계조건, 슬롯(slot)의 cavity, 난류모델, 유동제어 등의 영향성을 분석하였다.

### 2. 해석 형상

실험에 사용된 형상을 Fig. 1에 표시하였다. Fig. 1에서 C는 hump의 특성 길이인 시위(chord)를 의미하며 0.42 m이다. 시위의 65% 지점에서 박리가 발생하며 이를 제어하기 위해 유동 제어용 슬롯(slot)과 plenum에 의한 cavity가 위치한다. 슬롯 하단의 cavity는, baseline에 대해, cavity의 해석에 대한 영향성 분석을 위해서만 사용되었으며 나머지 모든 경우에서 무시하였다.

### 3. 해석 기법

#### 3.1 해석자 및 경계조건

실제의 실험 형상은 3차원이지만 해석은 2차원 유동으로 가정하여 수행되었다. 해석에는 상용 유동 해석 프로그램인 Fluent 15.0이 사용되었다[9]. 압력과 속도의 연성(coupling)에는 coupled 기법이, 수치 유속(numerical flux)에는 2차 정확도의 상류 차분이 사용되었다. 정상 상태로 가정하였으며 시간 전진에는 내재적(implicit) 기법을 적용하였다. 점성을 고려하기 위해 난류 모델을 사용하였으며 Spalart-Allmaras(S-A)와 SST(Shear Stress Transport) 난류 모델의 해석 결과를 실험과 비교하였다[10,11].

Fig. 2에 해석상의 경계를 표시하였다. 입구(inlet)와 출구

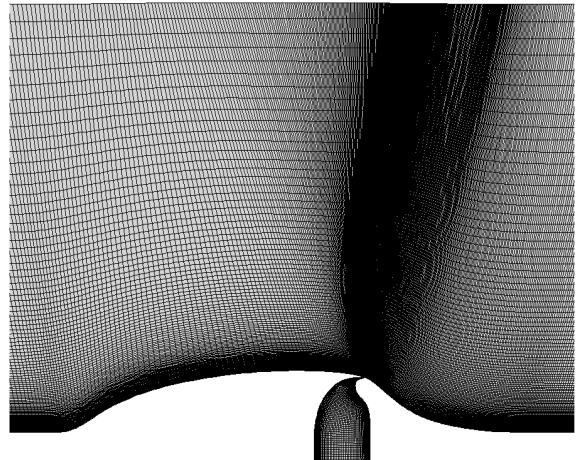


Fig. 3 Grid around the hump model

(outlet)의 경계 조건으로는 pressure far field와 pressure outlet의 조합을 적용하였다. 아랫면(bottom)과 슬롯은 유동 제어가 없는 baseline의 경우 no-slip wall을 적용하였으며, 정상 흡입의 경우 슬롯에 mass flow inlet을 적용하여 실험의 유량 값인 0.0152 kg/s에 맞추게 하였다. Baseline에서 슬롯 하단의 cavity를 고려한 경우 슬롯은 영역 간의 경계가 되어 별도의 경계 조건을 설정하지 않았다. 윗면(top)은 Fluent에서 slip wall에 해당하는 symmetry를 적용하였다. 유동 해석 조건은 마하수 0.1이고 레이놀즈수  $9.75 \times 10^5$ 이며 그 외 조건은 Table 1에 표시하였다. Table 1에서 유량은 정상 상태 흡입에서 흡입되는 유량을 의미한다.

#### 3.2 격자

Fig. 3에 hump 및 슬롯 하단의 cavity 격자를 표시하였다. 격자는 NASA의 2004년 워크샵에 사용된 것(Structured, 2D)으로 사각형(quadrilateral)이며 hump 주위의 격자 크기는  $841 \times 217$ 로 유동 방향으로 841개의 격자점이 분포하며, 총 18만개의 셀이 존재한다. 슬롯 하단의 cavity 격자 크기는  $121 \times 161$ 로 유동 방향으로 121개의 격자점이 분포하며, 총 2만개의 셀이 존재한다. cavity 격자는 cavity의 해석에 대한 영향성 분석 시에 hump 주위 격자에 접합(join)하여 사용되었으며 나머지 경우에는 hump 주위 격자만으로 해석하였다. 격자에 대한 민감도를 분석하기 위해 보다 정교 격자(Structured, 2D)에 대해서도 해석하여 결과를 비교하였으며 격자 크기는  $421 \times 109$ 이며 총

Table 1 Flow conditions

$P_{ref}$ (Pa)	$T_{ref}$ (K)	$U_{ref}$ (m/s)	$\dot{m}$ (kg/s)
101325	298	34.6	0.0152

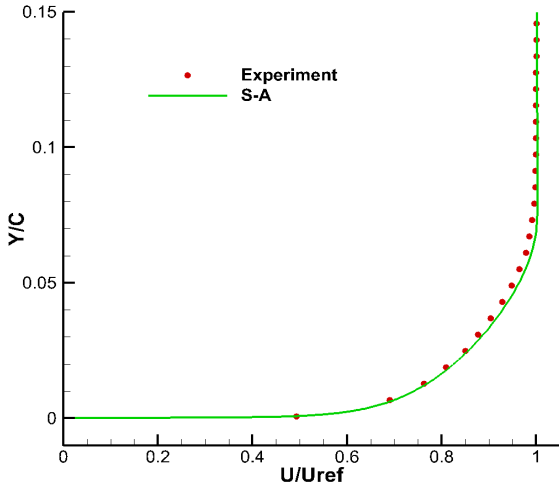


Fig. 4 Comparison of velocity profiles at  $x/c = -2.14$ (baseline)

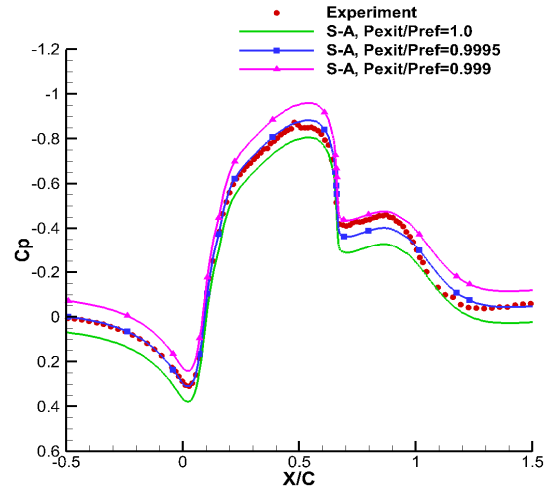


Fig. 5 Comparison of pressure coefficients for different outlet conditions(baseline)

5만개의 셀이 존재한다. Fig. 3에서 유동 제어 장치가 위치하는  $X/C = 0.65$  부근에 조밀한 격자점 분포를 보임을 알 수 있다.  $X/C = -2.14$ 에서 측정된 경계층 두께를 일치시키기 위해 유동의 입구가  $X/C = -6.39$ 까지 연장되어 있다. Fig. 4는 흡입이 없는 경우에 대해  $X/C = -2.14$ 에서 실험과 해석으로 계산된 속도 분포를 비교한 것으로 서로 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 따라서 유동의 입력 조건이 실험과 일치한다고 볼 수 있다. 출구는  $X/C = 4.0$ 에 위치한다. 유동에 수직한 윗면은  $Y/C = 0.91$ 에 위치한다.

#### 4. 해석 결과

##### 4.1 출구 경계조건 및 격자의 변화에 의한 결과 비교

Fig. 5에는 출구 경계조건에 영향을 조밀한 격자 ( $841 \times 217$ )와 S-A 모델로 유동 제어가 없는 baseline에 대해 분석한 것이다. 출구에서의 실험 데이터가 부족하여, 출구의 압력을 변화시키며 실험과 해석의 압력 계수(pressure coefficient)의 일치 여부를 조사하였다. 그림에서와 같이  $P_{exit}/P_{ref} = 0.9995$ 일 때 실험과 가장 유사한 것을 볼 수 있다. Fig. 6에는 S-A 모델 및 baseline에 대해, 조밀한 격자( $841 \times 217$ )와 성근 격자( $421 \times 109$ )로 계산된 압력 계수를 비교하였다. 압력 계수의 차이는 미소함을 알 수 있다. 따라서 이후의 계산에는 조밀한 격자( $841 \times 217$ )와 출구의 압력을  $P_{exit}/P_{ref} = 0.9995$ 로 설정하여 계산하였다.

##### 4.2 슬롯의 cavity 유무에 의한 결과 비교

Fig. 7-9에는 슬롯의 cavity 영향을 분석하였다. 유동 제

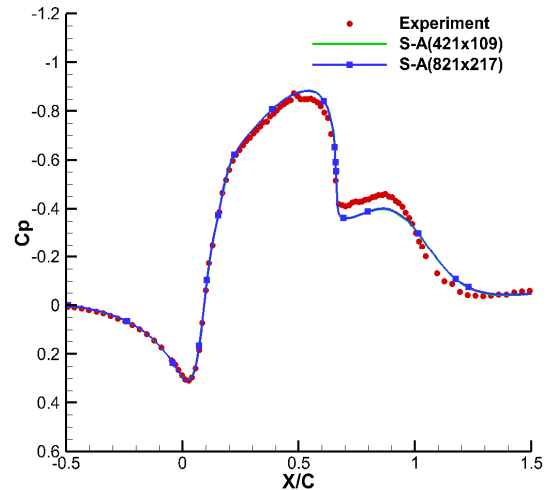


Fig. 6 Comparison of pressure coefficients for different grids with S-A model(baseline)

어가 없는 baseline에 대해 cavity가 있는 경우와 없는 경우에 대해 S-A 모델의 압력 계수를 Fig. 7에 비교하였으며, 차이가 미소함을 알 수 있다. 이는 기존의 타 연구자의 결과와 일치한다. Fig. 8-9에는 cavity가 있는 경우와 없는 경우에 대한 유선을 비교한 것이다. cavity는 dead zone이 되어 유동의 흐름이 없음을 알 수 있다. cavity가 있는 경우에는 수렴성과 안정성을 고려해 cavity 내부의 속도를 0으로 초기화했으며, 나머지 영역은 입구의 조건으로 초기화하였다. 슬롯 하단의 cavity가 계산 결과에 큰 영향이 없다고 판단되어, 이후의 계산에는 슬롯 하단의 cavity를 고려하지 않았다.

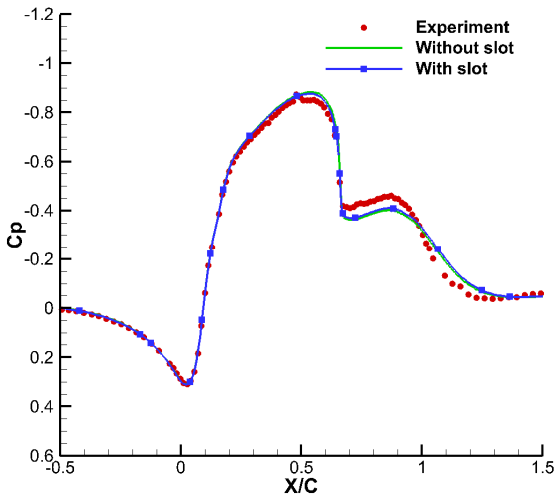


Fig. 7 Comparison of pressure coefficients with and without slot with S-A model(baseline)

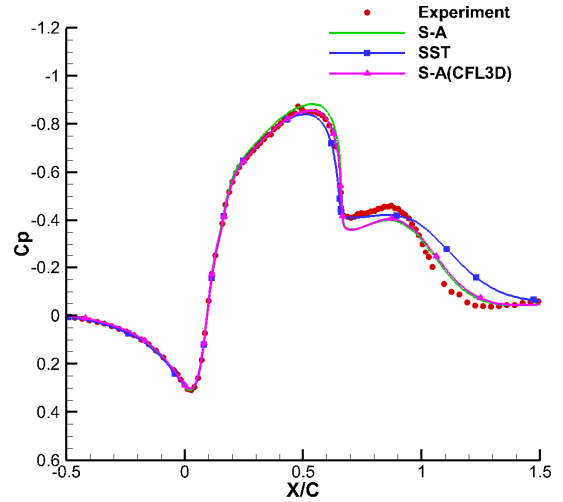


Fig. 10 Comparison of pressure coefficients for different turbulence models(baseline)

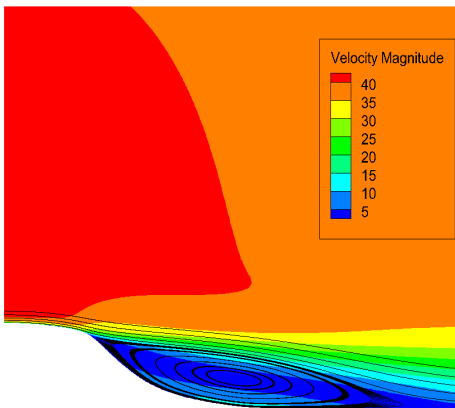


Fig. 8 Streamline without slot with S-A model(baseline)

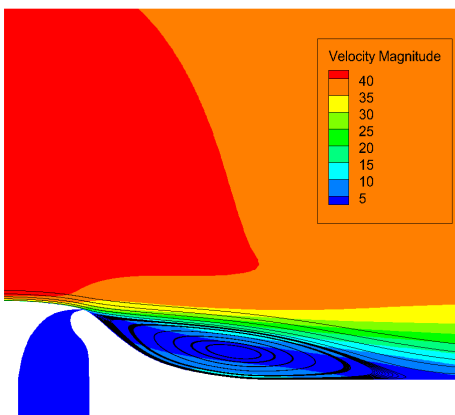


Fig. 9 Streamline with slot with S-A model(baseline)

### 4.3 난류모델 변화에 의한 결과 비교

Table 2-3 및 Fig. 10-13에는 baseline에 대해 난류모델의 영향성을 분석하였다. Table 2-3에 재부착점을 비교하였으며, 해석 결과에서 벽면 바로 위에서 x방향 속도가 0이 되는 점을 재부착점으로 간주하였다. 두 난류 모델 모두 실험치와 최대 23% 이내의 오차를 보이며, 실험보다 전반적으로 크게 예측하고 있다. Fig. 10의 압력 계수 분포를 살펴보면 박리 발생 지점인  $x/c=0.65$  이전에는 SST가 실험치와 더 잘 일치하지만 박리 발생 이후 구간에서는 S-A가 실험치와 더 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. Fig. 10에 CFL3D의 S-A 모델 결과를 같이 표시하였으며, Fluent의 결과와 최저 압력점을 제외하고는 대부분 일치함을 알 수 있다[12]. Fig. 11에는 표면 마찰(skin friction) 계수를 표시하였으며,  $X/C = 1.0$ 의 재부착점 부근까지는 실험치와 유사한 것을 볼 수 있다. 특히, Fluent의 경우 박리와 재부착점까지의 recirculation 영역에서 표면 마찰 계수가 음이 되어야 하지만 Fluent는 표면 마찰 계수를 절대값으

Table 2 Comparison of reattachment points(baseline)

	Reattachment point(x/c)	Difference(%)
Experiment	1.11	-
S-A	1.26	13.5
SST	1.28	15.3

Table 3 Comparison of reattachment points(steady suction)

	Reattachment point(x/c)	Difference(%)
Experiment	0.94	-
S-A	1.16	23.4
SST	1.15	22.3

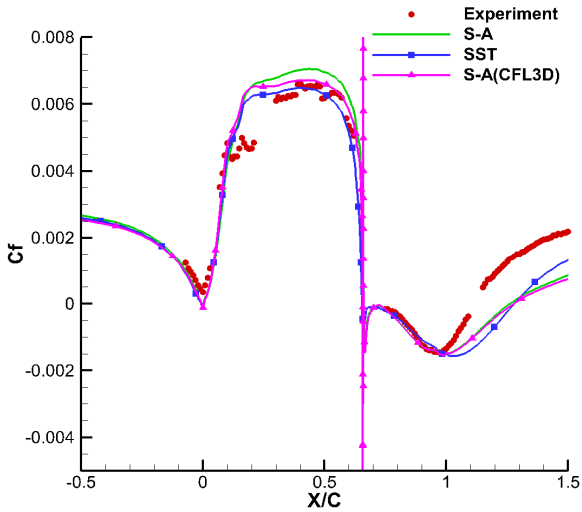


Fig. 11 Comparison of skin friction coefficients for different turbulence models(baseline)

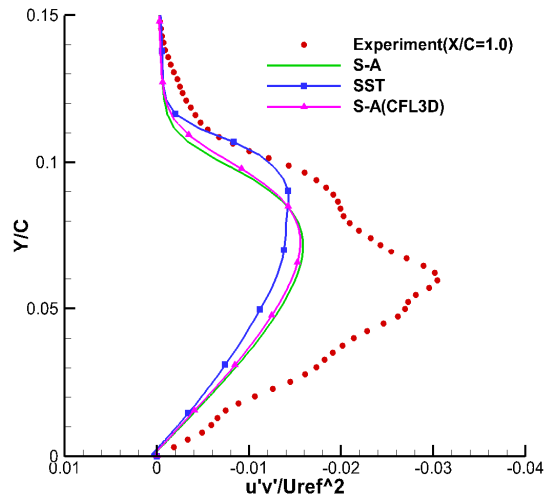


Fig. 13 Comparison of turbulent stress profiles for different turbulence models at X/C = 1.0(baseline)

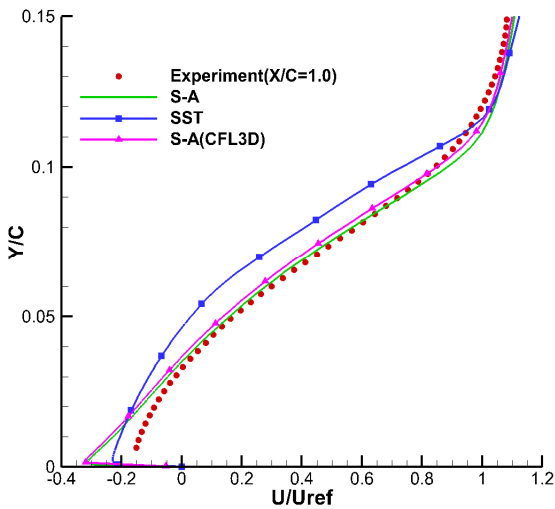


Fig. 12 Comparison of velocity profiles for different turbulence models at X/C = 1.0(baseline)

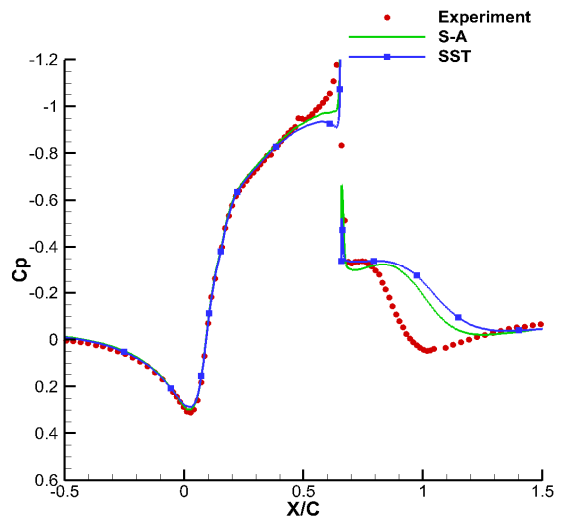


Fig. 14 Comparison of pressure coefficients for different turbulence models(steady suction)

로 표시한다. 따라서 아래 식 (1)로부터 표면 마찰 계수를 계산하여 비교하였다. 압력 계수에서와 같이 CFL3D의 결과와 Fluent의 결과가 최저 압력점을 제외하고는 대부분 일치함을 알 수 있다. Fig. 12에는  $x/c = 1.0$ 에서의 속도 분포를 비교하였다. 속도 분포에서는 압력 계수와 마찬가지로 S-A가 실험치와 더 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 따라서 Table 2에서와 같이 S-A 모델에 비해 SST 모델의 박리 버블이 더 길게 예측된 것으로 보인다. CFL3D와 Fluent의 결과가 대부분 일치하는 경향을 보여주고 있다. Fig. 13에는 난류 전단 응력(turbulent

shear stress)을 비교하였다. 난류 전단 응력은 Boussinesq의 가설을 이용해 식 (2)로 계산하였다[7]. S-A 및 SST는 실험에 비해 난류 전단 응력을 작게 계산하는 것을 볼 수 있다. 이와 같은 경향은 CFL3D의 결과에서도 나타나므로, 난류 모델의 차이에 의한 것으로 볼 수 있다.

#### 4.4 유동제어 유무에 의한 결과 비교

Fig. 14-16에 유동 제어의 영향성을 분석한 결과를 표시하였다. Fig. 14에는 정상 상태 흡입이 존재하는 경우의 압력 계

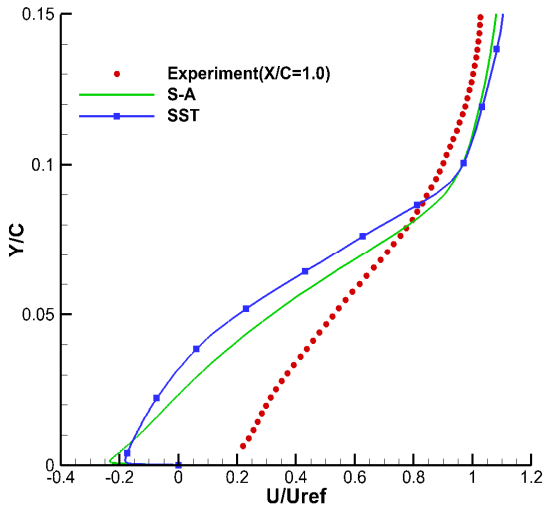


Fig. 15 Comparison of velocity profiles for different turbulence models at X/C = 1.0(steady suction)

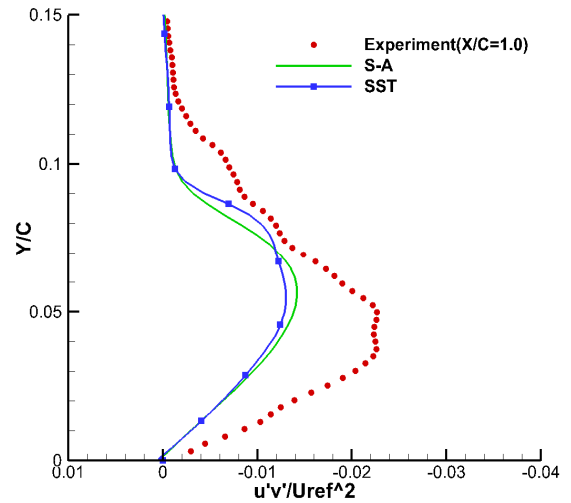


Fig. 16 Comparison of velocity profiles for different turbulence models at X/C = 1.0(steady suction)

수를 표시하였으며, 흡입에 의한 압력 계수의 급격한 변화가 해석 결과에서도 유사하게 나타나는 것을 볼 수 있다. 앞의 경우와 달리 박리 발생 지점 이후에서 S-A 및 SST 모두 실험과 차이가 발생한다. Fig. 15의 속도 분포는 압력 계수와 마찬가지로 실험 결과와 차이가 발생하는 것을 알 수 있다. Fig. 16의 난류 전단 응력은 유동 제어가 없는 경우와 유사한 경향을 보이고 있다.

- (3) 유동 제어가 없는 baseline에 대해서는 실험과 유사한 경향을 얻을 수 있었으나 유동 제어가 포함될 경우 실험과의 상관성은 baseline에 비해 감소하였다.
- (4) 전반적으로 hump 형상에 대해, S-A 모델이 SST에 비해 실험과 더 높은 상관성을 보여주었다.

향후에는 실험 결과와의 상관성을 더욱 높이는 연구가 필요하며 이를 위해서는 DES나 LES와 같은 SRS(scale resolving simulation)의 적용이 필요할 것으로 생각된다.

$$C_f = \frac{\tau_w}{\rho U_{ref}^2 / 2} = \frac{\mu(\partial u / \partial y)}{\rho U_{ref}^2 / 2} \tag{1}$$

$$\overline{u'v'} = -2\nu_t \overline{S_{ij}} = -\nu_t \left( \frac{\partial \overline{u}}{\partial y} + \frac{\partial \overline{v}}{\partial x} \right) \tag{2}$$

### 5. 결 론

NASA의 hump 형상에 대해 전산유체역학 해석을 이용하여 유동 제어가 없는 경우와 정상 상태 흡입이 있는 경우에 대해 분석하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 실험 결과와의 비교를 위해 전산유체역학 해석의 경계 조건에 대해 분석하였으며 출구에서의 압력을 변화시켜 실험에서의 압력 계수와 일치시킬 수 있었다.
- (2) 유동 제어를 위한 슬롯 부근의 cavity를 포함한 경우와 제거한 경우를 비교하였으며 cavity의 유무는 해석 결과에 큰 영향을 주지 않음을 알 수 있었다.

### Note

This paper is a revised version of a paper presented at the Korean Society for Aeronautical & Space Science 2013 Spring Annual meeting, Kangwon-do, April 10-12, 2013.

### References

- [1] 1985, Driver, D.M. and Seegmiller, H.L., "Features of a Reattaching Turbulent Shear Layer in Divergent Channel Flow," *AIAA Journal*, Vol.23, No.2, pp.163-171.
- [2] 1992, Almeida, G.P., Duroso, D.F.G. and Heitor, M.V., "Wake Flows Behind Two Dimensional Model Hills," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol.7, pp.87-101.
- [3] 2004, Greenblatt, D., Paschal, K.B., Yao, C.S., Harris, J., Schaeffer, N. and Washburn, A.E., "A Separation Control

- CFD Validation Test Case. Part 1," *AIAA 2004-2220*.
- [4] 2004, Rumsey, C.L., Gatski, T.B., Sellers, W.L., Vatsa, V.N. and Viken, S.A., "Summary of the 2004 CFD Validation Workshop on Synthetic Jets and Turbulent Separation Control," *AIAA 2004-2217*.
- [5] 2004, Krishnan, V., Squires, K.D. and Forsythe, J.R., "Prediction of Separated Flow Characteristics over a Hump using RANS and DES," *AIAA 2004-2224*.
- [6] 2005, Balakumar, P., "Computations of Flow over a Hump Model using High Order Method with Turbulence Modeling," *AIAA 2005-1270*.
- [7] 2006, You, D., Wang, M. and Moin, P., "Large-eddy simulation of flow over a wall-mounted hump with separation control," *AIAA Journal*, Vol.44, No.11, pp.2571-2577.
- [8] 2013, Cappelli, D. and Mansour, N.N., "Performance of Reynolds Averaged Navier-Stokes Models in Predicting Separated Flows: Study of the Hump Flow Model Problem," *AIAA 2013-3154*.
- [9] 2013, Ansys, Ansys Fluent 15.0: User's Guide, Ansys.
- [10] 1992, Spalart, P.R. and Allmaras, S.R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," *AIAA 92-0439*.
- [11] 1994, Menter, F.R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol.32, No.8, pp.1598-1605.
- [12] 1998, Krist, S.L., Biedron, R.T. and Rumsey, C.L., "CFL3D User's Manual (Version 5.0)," NASA TM-208444.