

EDISON_CFD를 이용한 초음속 이중압축램프에서 난류 모델에 따른 유동현상 비교

신호철^{1*}

건국대학교 항공우주정보시스템공학과¹

초 록

본 연구에서는 이중압축램프의 초음속 유동에서 발생하는 충격파와 경계층 상호작용을 EDISON_CFD로 해석하기로 한다. 이중압축램프에선 역압력 구배로 인하여 경계층이 박리가 일어나게 되고 박리된 경계층이 다시 이중압축램프에 부착되어 생겨난 박리영역을 관찰할 수 있다. 박리영역의 앞뒤로 유동의 방향이 바뀌게 되면서 압축 팬 (compression fan)과 재부착 팬(reattachment fan)이 충격파를 발생시키고 이중압축램프전방의 충격파와 만나서 복잡한 유동 구조를 가지게 됨을 확인하였다. 이와 같은 층류에서 난류, 박리와 재부착의 영역에서의 해석하기 위해선 해석자의 난류모델이 중요하다. 15°-30°, 15°-45°의 두 종류의 이중압축램프를 $k-\omega$ SST 난류 모델과 $\gamma-Re_{\theta}$ 천이 모델로 계산을 EDISON_CFD로 수행하였다. 난류 모델의 차이를 표면마찰계수, 압력계수, 마하수로 비교하여 차이점을 분석하였다.

Key Words : 이중압축램프 (Double compression ramp), 초음속 유동 (Supersonic flow), 박리 (Separation), 충격파 상호작용(Shock interaction), 난류 모델 (Turbulent model)

1. 서 론

순항속도가 음속을 넘어서는 초음속 비행체가 지속적으로 연구되고 개발되기 시작하면서, 충격파와 경계층의 상호작용에 대한 해석문제가 대두되고 있다. 초음속 비행체들의 조종면, 엔진흡입구등의 형상으로 인해서 충격파와 충격파가 만나거나, 충격파와 경계층의 상호작용을 통해서 복잡한 유동이 생겨나게 된다. 이러한 충격파와 경계층의 상호작용을 예측하고 해석하기 위해서 F.F.J schrijer[1], T. Neuenhahn[2], A. Bosco[3]등의 연구자들이 이중압축램프를 기반으로 실험과 CFD 계산을

이용하여 연구를 진행해왔다. 이중압축램프의 두 번째 압축램프의 각도가 클수록 큰 역압력 구배가 발생하게 되면서 경계층이 표면을 따라 흘러가지 못하고 박리가 발생하게 된다. 박리가 된 경계층은 두 번째 램프에 다시 부착되면서 박리영역이 발생하게 된다. 그림 1과 같이 박리 영역에 의해서 경계층의 방향이 바뀌는 지점에서 박리 압축 팬(separation compression fan)과 재부착 압축 팬(reattachment compression fan)이 발생한다. 각각의 박리 압축 팬과 재부착 압축 팬은 경계층 외부의 마하수 1이 넘는 유동에선 박리충격파, 재 부착 충격파로 나타나게 된다.[1] 박리 충격파와 재부착 충격파는 첫 번째 램프에서 발생한 충격파와 만나게 되면서 그림 2와 같은 복잡한 유동의 형상을 만들어낸다. 이와 같이 충격파와 경계층의 상호작용을 보기위한 이중압축램프의 문제 해석에 있어서 박리영역은 유동현상을 결정하는 중요한 인자이며 이를 정확하게 예측하고 해석하는 것이 중요하다. Kruse[4]는 박리영역의 존재로 이중압축램프의 문제는 층류와 난류의 특성이 공존하게 됨으로 CFD 해석에서 천이효과를 정확하게 예측하기 위하여 $\gamma-Re_{\theta}$ 천이 모델을 개선하는 연구를 진행하였다. 그

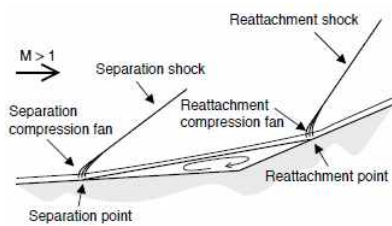


그림 1 이중압축램프 유동현상 간략도[1]

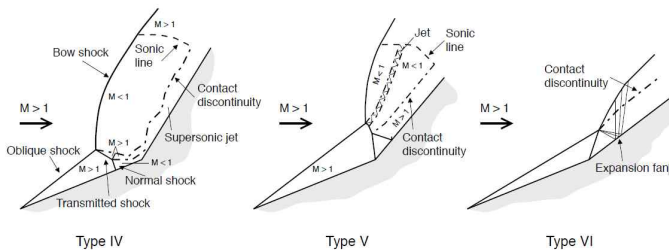


그림 2 이중압축램프 충격파 상호작용 타입[5]

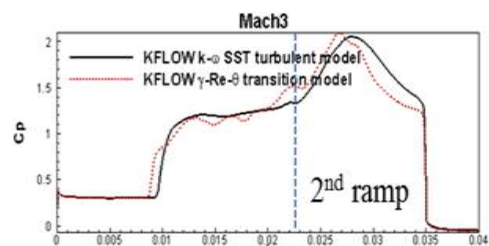


그림 3 난류 모델에 따른 압력계수 결과 비교[6]

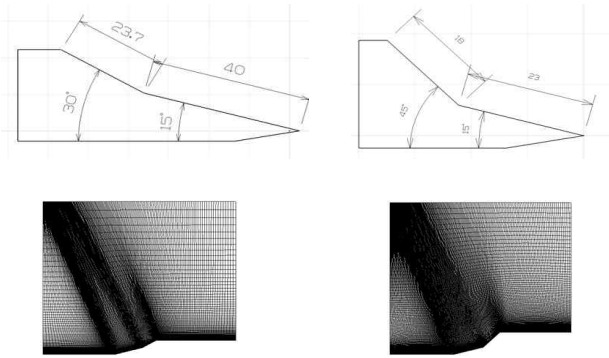


그림 4 실험 모델 및 격자

림 3에서 이현석[6]은 천이효과를 검증하기 위하여 $k-\omega$ SST 난류 모델과 $\gamma-Re_\theta$ 천이 모델로 하나의 이중압축램프의 문제를 계산함으로써 비교했다. 본 연구에선 EDISON_CFD를 이용하여 난류모델에 따른 이중압축램프에서의 박리영역의 예측의 차이점을 기존 연구 결과와 비교하여 보고 유동현상을 분석한다.

2. 본 론

2.1 해석 모델

이중압축램프에서의 유동은 충격파와 경계층의 상호작용이 복잡하게 일어나면서 실험값과 CFD 계산의 경계층 예측의 결과 값이 굉장히 상이할 수 있다.[4,6] 그러므로 CFD 해석의 실효성 검증을 위한 실험값과의 비교가 필수적이다. 그리하여 계산 모델 선정은 건국대학교 풍동실험실에서 이재호[7]가 실험을 했던 이중압축램프모델을 기반으로 해석을 진행하여 실험 결과와 비교하여 실제 현상의 물리 현상을 구현할 수 있는지를 판단할 수 있도록 한다. 이중압축램프 실험을 할 때 사용된 모델로써 15°-30°, 15°-45°의 램프각도를 가지고 있는 두 실험 모델과 같은 형상을 가지고 있는 해석 격자는 401×301의 격자수를 가지며 모델 전후방의 경계 조건은 supersonic inlet/outlet을 주었으며 이중압축램프

는 초음속 풍동실험시간이 굉장히 짧은 것으로 판단하여 등은 조건인 viscous isothermal wall을 주었다.

2.2 수치해석방법

EDISON_CFD에서 난류 모델로 $k-\omega$ SST 난류 모델을 사용하는 2D_Comp_P와 $\gamma-Re_\theta$ 천이 모델을 사용하는 KFLOW를 이용하여 비교를 진행하기로 하였다. 건국대학교 실험모델과 같은 격자를 만들고 실험조건을 초기 값으로 입력하여 결과를 이재호[7]의 실험 데이터와 난류 모델에 따른 CFD 해석 결과를 비교해보기 위해서 실험과 동일하게 마하수와 레이놀즈수를 3과 3.83×10^6 으로 결정하였다. 이중압축램프에선 유동 형상을 결정하는 중요한 요인은 램프 표면에서 경계층이다. 경계층을 잘 예측할 수 있도록 벽에서 첫 번째 격자의 크기가 중요하며 y^+ 가 1의 높이를 계산하여 1.0×10^{-6} 으로 결정하였다. 공간차분기법은 초음속 유동해석에서 많이 사용되는 AUSMPW+를 사용하였고 2차 정확도의 Minmod MUSCL을 이용하였다.

먼저 15°-30°와 15°-45° 두 문제를 정상 유동으로 계산을 수행하였으나 그림 5에서 볼 수 있듯이 15°-30°램프는 수렴이 빠르게 진행된 반면에 15°-45°의 수렴성이 좋지 못하여 비정상 유동을 이용하여 계산하였다. 그림 6에서 확인할 수 있듯이 15°-30°램프는 비정상 유동 계산에서도 무차원시간 2가 되기 전에 정상상태가 되었으며, 15°-45°램프는 비정상 유동 계산에서는 수렴을 하는 것을 확인할 수 있었다.

2.3 해석 결과

EDISON의 2D_Comp_P와 KFLOW의 2D의 numerical schlieren 결과를 풍동실험의 schlieren 결과[7]와 비교해 보았다. 15°-30°램프의 결과에선 실험의 충격파 형상과 각각 다른 난류모델을 사용한 결과와 유사함을 확인할 수 있었다. 그러나 15°-45° 램프의 결과에선 초음속 풍동실험의 schlieren 결과와 EDISON_CFD 2차원 해석결과는 충격파의 형상과 박리영역이 크게 차이를 보였다. 이러한 현상은 이중압축램프의 각도가 커질수록 3차원

표 1 계산 조건

Parameter	2D Comp P Simulation Value	KFLOW Simulation Value
Re	3.83×10^6	3.83×10^6
M	3	3
Mesh	401 × 301	401 × 301
First cell distance	1.0×10^{-6}	1.0×10^{-6}
Turbulent model	$k-\omega$ SST turbulent model	$\gamma-Re_\theta$ transition model
CFL number	1.0	0.5
Flux scheme	AUSMPW+	AUSMPW+
Limiter	Minmod	Minmod

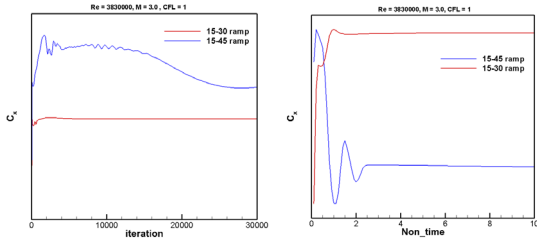


그림 5 정상 유동 계산 수렴도

그림 6 비정상 유동 계산 수렴도

성의 효과가 강해지며, 3차원 효과를 줄일 수 있는 측면 벽면을 고려한다면 3차원 효과가 크게 줄어들어 2차원 계산결과와 비슷해진다.[6] 그러므로 이현석[6]의 측면 벽면의 유무에 따른 3차원 계산결과와 비교해본다면 각각 $k-\omega$ SST 난류 모델과 $\gamma-Re_\theta$ 천이 모델을 사용한 2D_Comp_P와 KFLOW는 측면 벽면이 존재하는 3차원 결과와 유사한 shclieren 결과를 보여준다. 이로써 두 난류 모델이 물리적으로 타당한 결과를 얻고 있음을 알 수 있다.

그림 9와 10에서 $k-\omega$ SST 난류 모델과 $\gamma-Re_\theta$ 천이 모델의 압력계수 계산 결과에서 확인할 수 있다. 충격파를 통과할 때 압력이 증가함으로 박리영역에 의해 생기는 박리충격파의 영향으로 압력계수가 급격하게 변하는 곳에서 찾을 수 있다. 먼저 15°-30° 램프에서는 난류모델에 상관없이 박리영역은 거의 동일하게 예측되었다. 마하수 등고선에서도 흡사한 마하수 분포를 가지고 있으므로 박리영역이 없거나 미세하지 않은 문제에서는 난류모델에 따른 차이가 존재하지 않거나 미미하다. 반면 15°-45° 램프 결과에서는 박리영역이 15°-30°

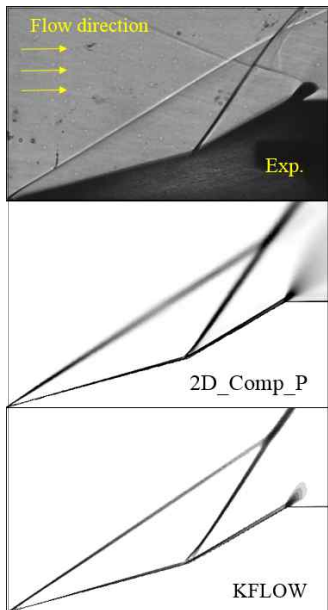


그림 7 15°-30° 램프 실험[7]과 EDISON 계산결과비교

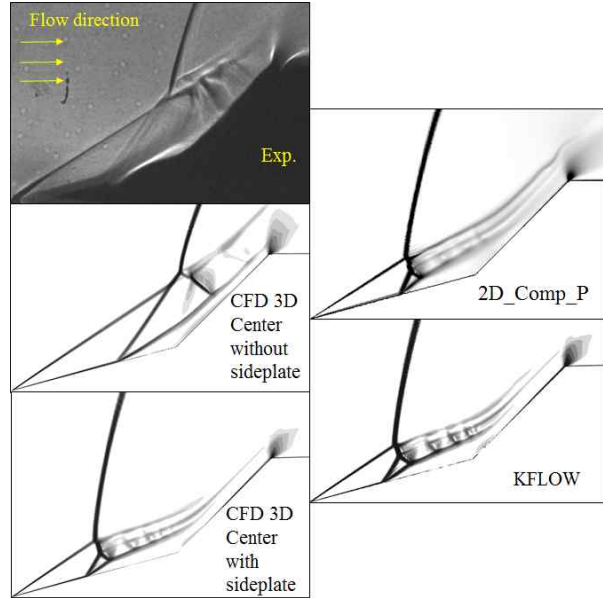


그림 8 15°-45° 램프 실험[7]과 3D 계산 결과[6]와 EDISON 계산 결과 비교

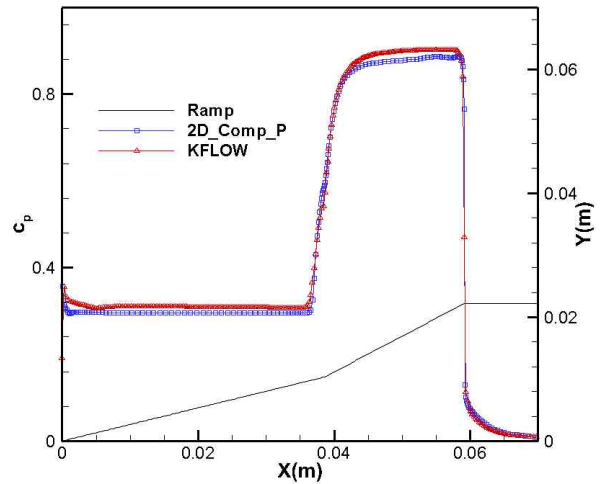


그림 9 15°-30° 압력계수 결과 비교

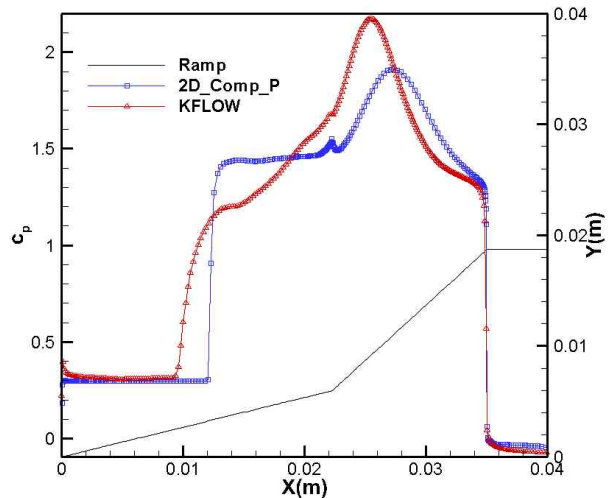


그림 10 15°-45° 압력계수 결과 비교

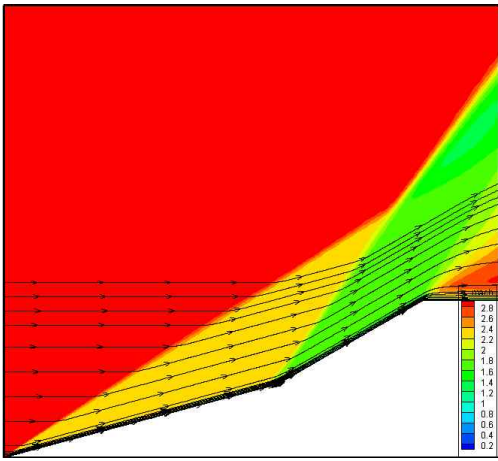


그림 11 2D_Comp_P 15°-30° 마하수
등고선과 유선

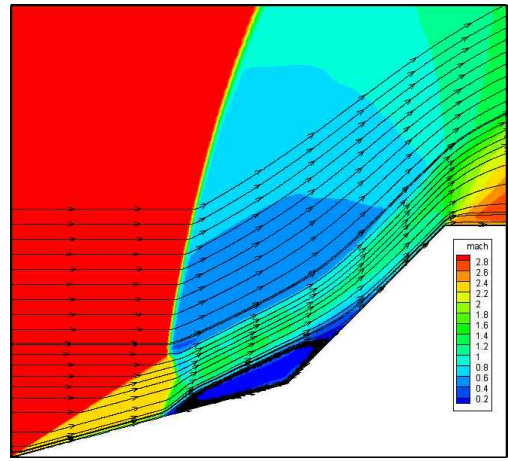


그림 12 2D_Comp_P 15°-45° 마하수
등고선과 유선

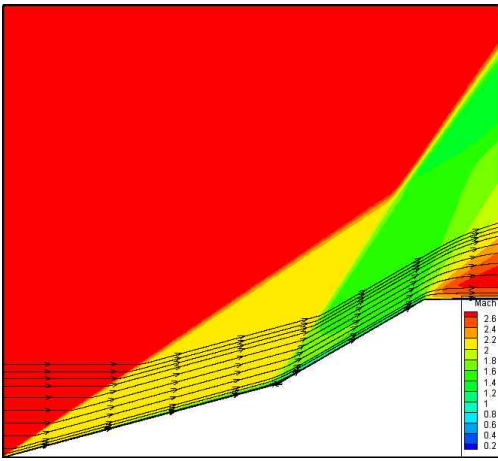


그림 13 KFLOW 15°-30° 마하수 등고선과
유선

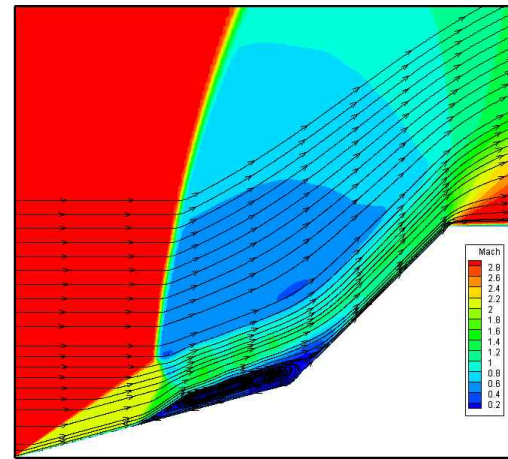


그림 14 KFLOW 15°-45° 마하수 등고선과
유선

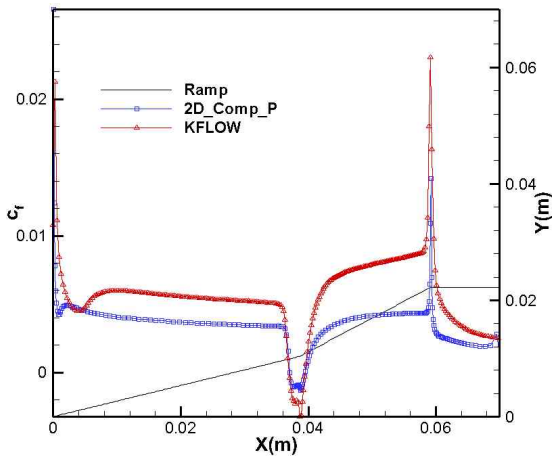


그림 15 15°-30° 램프 표면마찰계수 결과 비교

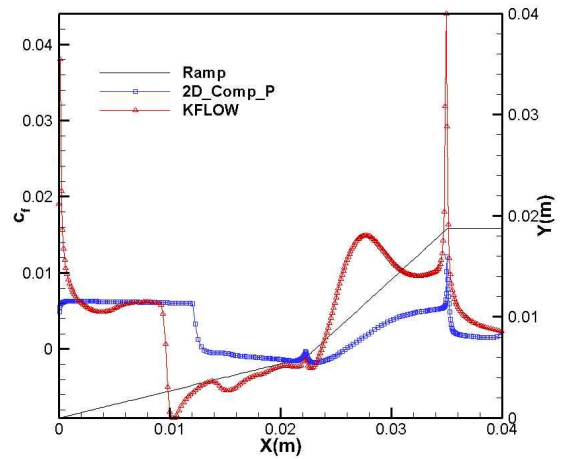


그림 16 15°-45° 램프 표면마찰계수 결과 비교

램프에서보다 크게 형성됨을 알 수 있으며 난류 모델에 따른 차이가 비교적 크게 나타났다. $k-\omega$ SST 난류 모델을 사용하는 2D_Comp_P보다 $\gamma-Re_\theta$ 천이 모델을 사용하는 KFLOW가 더 앞쪽에서 박리영역을 예측하고 있었다. 차이를 발생시킨 근본적인 원인은 천이 과정에 대한 모델링에 차이로 보여진다. 그림 15와 16에서 표면 마찰계수를 비교해보면 $k-\omega$ SST 난류 모델을 사용한 2D_Comp_P는 이중압축램프의 앞전에서 빠르게 유동이 천이가 되어서 난류 형성한다. 난류는 표면마찰력을 증가 시키지만 유동의 박리를 늦춰주게 되므로 2D_Comp_P가 KFLOW에 비해서 뒤에서 박리영역이 예측하게 된다. 박리영역의 크기와 위치뿐만 아니라 박리영역의 내부에 대한 예측도 $k-\omega$ SST 난류 모델과 $\gamma-Re_\theta$ 천이 모델은 차이를 보였다. 그림 9와 15의 15°-30°램프 결과에선 압력계수와 표면마찰계수의 경향성이 유사하지만, 그림 10과 16의 15°-45°램프 결과 값에선 압력계수와 표면마찰계수의 경향성이 다르다. 박리영역의 내부 유동은 천이 과정으로 예측하는 $\gamma-Re_\theta$ 천이 모델과 난류로 예측하는 $k-\omega$ SST 난류 모델의 차이를 확인 할 수 있다.

3. 결론

이중압축램프를 EDISON_CFD의 2D_Comp_P와 KFLOW의 다른 난류 모델을 이용하여 해석하였다. 이중압축램프에서 충격파와 경계층의 상호작용으로 박리영역 생겨나며 그로 인해 발생하는 박리충격파와 재부착 충격파를 관찰하였다. 이중압축램프의 각도가 비교적 작을 때는 두 난류모델의 차이를 찾을 수 없었으나, 이중압축램프의 각도가 충분히 커졌을 때 큰 역압력 구배가 발생하여 박리영역이 크게 생성된다. 박리영역의 발생을 $k-\omega$ SST 난류 모델에 비하여 $\gamma-Re_\theta$ 천이 모델이 더 램프의 앞쪽에서 박리영역이 시작됨을 압력계수와 표면마찰계수 그래프의 비교를 통해 확인할 수 있었다. 두 난류 모델의 박리영역 결과가 차이가 나는 이유는 천이 예측에서 기인하는 것을 확인하였다.

후 기

본 논문은 2015년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2011-0020557).

참고문헌

- [1] F.F.J. Schrijer, 2010, "Experimental investigation of re-entry aerodynamic phenomena," Diss. Phd Thesis, Delft University of Technology.
- [2] T. Neuenhahn, 2010, "Investigation of the shock wave/boundary layer interaction of scramjet intake flows,"

Diss. PhD Thesis. Universitätsbibliothek, pp.9-24.

- [3] A. Bosco, B. Reinartz, and S. Müller, 2009, "Computation of hypersonic shock boundary layer interaction on a double wedge using a differential Reynolds Stress Model," Proc Proceedings of 27th Int. Symposium on Shock Waves (ISSW-27), St. Petersburg, Russia.
- [4] M. Krause, M. Behr, and J. Ballmann, 2008, "Modeling of transition effects in hypersonic intake flow using a correlation-based intermittency mode," 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic System and Technologies Conference, Vol.28.
- [5] B. Edney, 1968, "Anomalous heat transfer and pressure distributions on blunt bodies at hypersonic speeds in the presence of an impinging shock," No. FFA--115. Flygtekniska Forsoksanstalten, Stockholm (Sweden).
- [6] 이현석, 2015, "이중 압축램프를 지나는 초음속 유동의 3차원 효과에 대한 수치적 연구." 석사 학위 논문, 건국대학교.
- [7] 이재호, 2014, "초음속 PIV 실험기법 구축 및 검증," 석사 학위 논문, 건국대학교.