

## 터빈 블레이드 캐버티 내 막냉각 특성에 관한 수치해석적 연구

김경석\* · 조형희\*\* · 강신형\*\*\*

### Numerical Study of Film Cooling Characteristics in Turbine Blade Cavity

Kyung Seok Kim, Hyung Hee Cho and Shin Hyoung Kang

**Key Words** : Squealer Rim(스컬러팁), Film Cooling(막냉각), Tip Leakage Flow(팁 누설유동), Heat transfer(열전달)

#### Abstract

Numerical calculations are performed to simulate the film cooling effect of turbine blade tip with squealer rim. Because of high temperature of inside rim, squealer rim is damaged easily. Therefore many various cooling systems were used. The calculations are based on 100,000 Reynolds number in linear cascade model. A blade has 2% tip clearance and 8.4% rim height. The axial chord length and turning angle is 237mm, 126°. Numerical calculations are performed without and with film cooling. In a film cooling in the cavity, hot spots of cavity were cooled effectively. However hot spots of suction side rim still remains. The CFD results show that the circulation flow in cavity of squealer tip affects the temperature rise of squealer rim. To maintain the blade integrity and avoid the excessive hot spot of blade, rearrangement of cooling hole is needed.

#### 1. 서론

가스터빈 엔진의 효율과 성능은 터빈 입구 온도에 의해 크게 영향을 받는다. 높은 효율과 고출력을 위해서 가스 터빈 엔진의 작동 온도는 터빈 재질의 허용 온도보다 높게 유지 하면서도 냉각을 통하여 터빈 재질의 온도는 재질의 허용 온도 보다 낮게 유지되어야 한다. 최근에는 1500°C 이상의 입구 온도를 갖는 가스터빈 엔진도 많이 제작되고 있는데, 이는 니켈 합금인 터빈 블레이드 재질의 허용 온도보다 훨씬 높은 값이기 때문에 다양한 냉각 방법의 적용이 필수적이다.

터빈 블레이드는 그 외부를 둘러싸는 케이싱(casing) 혹은 슈라우드(shroud)로 덮여있으며, 터빈 블레이드 말단과 케이싱 사이에 유한한 끝단 간극(tip clearance)이 존재하여 이를 통해 누설유동이 발생하게 된다. 이러한 누설유동은 유동특성 뿐만이 아니라 터빈 블레이드 끝단부의 열전달 특성에도 큰 영향을 주게 된다. 터빈 블레이드 끝단면의 경우 누설유량을 줄이기 위해 스킨러팁을 갖는 블레이드가 많이 사용되고 있는데, 이 부분은 고속으로 회전하고 고온의 환경에 노출되어 있기 때문에 파손이 빈번히 발생하는 영역이다. 따라서 고온의 누설유동에 의한 블레이드 끝단면의 손상을 막기 위해 스킨러팁 부분에 막냉각을 이용한 다양한 냉각 방법이 연구되어지고 있다. Kwak과 Han등[1, 2]은 스킨러팁을 이용한 막냉각 시험을 통해 캐버티 내의 열전달 특성과 막냉각효율을 측정하였다. Yang[3]은 로터와 스테이터에 대해 막냉각 효율과 열전달계수 분포를 수치 해석을 통해 측

정하였다. Gao[4]는 스킨러팁을 갖는 블레이드에 대해서 입사각의 변화가 막냉각에 미치는 영향을 물질전달 이론을 바탕으로 실험적으로 측정하였다.

위에서 살펴본 터빈 블레이드 스킨러 팁에서의 막냉각과 열전달 특성에 대한 연구들에서 알 수 있듯이 림을 보호하기 위한 캐버티내 막냉각은 터빈 블레이드의 파손뿐만 아니라 터빈 전체의 공력성능과도 밀접하게 관련되어 있다. 그러나 국내에서의 연구를 살펴보면 실제 조건에서의 터빈 블레이드 막냉각에 대한 연구는 거의 이루어지지 않고 있는 실정이다. 따라서 본 연구를 통해 실제 터빈의 작동 조건과 동일 조건에서 막냉각 적용 시 열전달 계수 분포와 막냉각 효율을 알아봄으로서 터빈의 열응력 해석, 열변형 방지 및 엔진 내구성 설계를 할 수 있는 바탕이 될 수 있을 것이다. 또 역으로 제작되어 있는 터빈의 설계를 검증할 수 있는 수단도 될 수 있을 것이다.

#### 2. 수치해석 방법 및 조건

##### 2.1 난류모델 및 열전달 경계조건의 비교

연소기를 통해 1500K의 고온 고압의 공기가 들어오게 될 때 막냉각을 하지 않은 터빈 블레이드 표면의 온도는 내부 유로를 통한 냉각에 의해 대략 1100~1200K의 값을 갖는다. 따라서 블레이드 표면에 적절한 난류 모델과 열전달 조건을 주어 블레이드 표면의 온도를 실제 운전조건과 같은 값으로 조정해 줄 필요가 있다. 이를 위해 간단한 형상인 Backward Facing Step에 대해 Vogel[5]이 실험적으로 측정된 열전달 및 유동특성 데이터를 바탕으로 검증작업을 수행하였다. Fig. 1은  $k-\epsilon$  과 SST의 난류 모델을 실험결과와 비교한 그래프이고, Fig. 2는 난류 모델을 SST 모델로 고정시켜 놓은 상태에서 등온조건과 등열속조건을 주고

\* 서울대학교 기계항공공학부 대학원, zericho@snu.ac.kr

\*\* 연세대학교 기계공학부, hhcho@yonsei.ac.kr

\*\*\* 서울대학교 기계항공공학부, kangsh@snu.ac.kr

실험 데이터와의 비교를 해본 결과이다. 그림에서 알 수 있듯이 실험값과 비교했을 때 난류 모델별로 큰 차이가 없기 때문에, 원활한 계산을 위해서  $k-\varepsilon$  모델을 사용해서 계산하는 것이 효율적이며, 열전달 경계 조건은 두 조건 모두 Peak point를 찾는 데에는 무리가 없었지만, 다양한 온도 변화폭을 나타내는 데에는 등열속 조건이 더 적절함을 알 수 있었다.

### 2.2 수치해석 모델

스켈러팁을 갖는 터빈 블레이드 캐버티 내의 막냉각 해석을 하기 위한 블레이드 모델은 현재 상용중인 GE7FA+(e) 모델을 사용하였으며, 이 모델을 3배 확대하여 적용하였다. 자세한 사양은 Table 1에 나타나 있다. 모델은 캐스케이드 조건을 부여하기 위해 Fig. 3과 같이 하였으며, 입구는 블레이드 코드 길이 1배 크기로 연장하여, 입구 유동이 충분히 발달하게 하였으며, 출구에서는 코드 길이의 2배로 설정하여, 블레이드를 통한 유동이 고르게 분포하게끔 모델을 설정하였다. 2%의 틱간극과 8.4%의 림 높이를 가진 블레이드를 기준으로 캐버티내 냉각효율의 유무에 따른 막냉각의 효과를 비교하였다. 냉각효율은 블레이드의 캠버라인을 따라 10개의 홀을 균일한 간격으로 만들었다. 격자는 ICEM CFD를 사용하여 정렬격자로 생성하였으며 직교성을 위해 블레이드와 냉각홀 주변에는 O-Grid를, 그 외의 영역에는 H-Grid를 사용하였다. 격자의 총 개수는 59만여 개이다. Fig. 4는 블레이드 및 냉각 홀 주변의 격자 모양이다.

### 2.3 수치해석 조건

본 연구에서는 ANSYS CFX를 사용하여 계산을 수행하였고,  $k-\varepsilon$  난류 모델을 사용하였다. 블레이드 표면의 열전달 조건으로 등열속 조건을 사용하였으며 적절한 열속의 값은 다음과 같은 대류열전달 식으로부터 구해질 수 있다.

$$q_{wall} = h_c (T_{wall} - T_{near\ wall}) \quad (1)$$

공기의 경우 강제 대류일 때 대류 열전달 계수인  $h$ 의 값이 100 정도의 값을 갖기 때문에 열속은 대략  $42700 \text{ W/m}^2$  정도로 구해진다. 또 캐스케이드 조건이지만 블레이드 끝단 형상에 따른 유동 특성을 파악하기 위해서 슈라우드에 유량계수가 0.45가 되는 조건의 속도값을 주어 실제 회전중인 운전 조건과 같은 상황을 만들어 주었다. 캐버티에 위치한 냉각홀의 입구조건은, 입구와 동일한 전압과 밀도를 주었고, 온도는 상온에서의 공기 온도를 적용하였다. 홀에서 나오는 유체의 각도는  $90^\circ$ 로 하였다. 홀 직경은 3mm이고 입구에서의 경계조건과 같은 조건을 주었다. 이때 Blowing Ratio를 구해보면 0.84 정도가 나오며 그 관계식은 다음과 같다.

$$M = \frac{\rho_2 U_2}{\rho_\infty U_\infty} \quad (2)$$

계산 유체는 1500K의 공기를 사용하였다. 온도에 따른 영향을 고려하기 위하여 압축성으로 계산을 수행하였으며 에너지 방정식을 풀도록 하였다. 계산 결과는 열전달 계산의 경우 스패 높이의 50%가 되는 지점과 Tip 높이의 50%가 되는 지점에서 블레이드 표면을 따라 압력면과 흡입면의 온도를 구해 Stanton 수의 분포 변화로 비교해 보았고, 냉각 효율은 블레이드 표면을 단열조건으로 계산하여 단열 막냉각 효율을 통해 알아보았다. 계산에 관련된 경계조건은 Table 2와 같다.

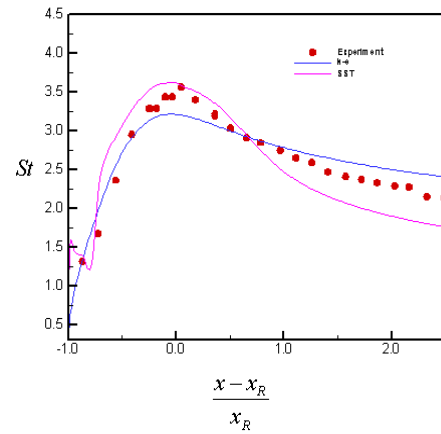


Fig. 1 St distribution of Backward-Facing Step(Turbulence model)

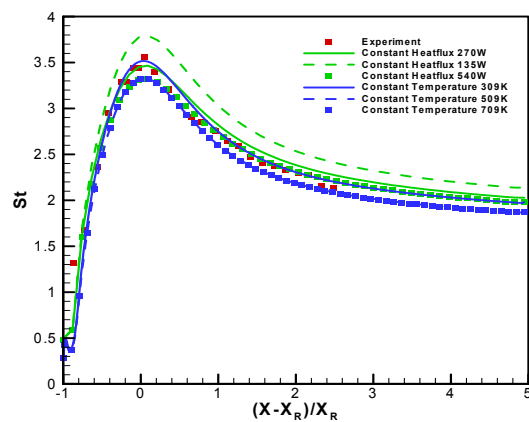


Fig. 2 St distribution of Backward-Facing Step(Heat transfer model)

Table 1 Blade Specification

Chord	295 mm	Tip Clearance (Gap/C <sub>x</sub> )	4.8 mm (2%)
Axial Chord	240 mm	Rim Height	20 mm (8.4%)
Span	480 mm	Inlet Angle	57
Aspect Ratio(Span/C <sub>x</sub> )	2	Outlet Angle	69
Pitch	213 mm	Turning Angle	126

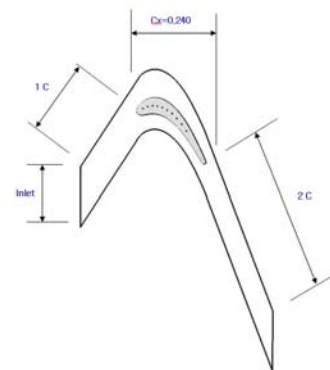


Fig. 3 Modeling for Numerical Calculation

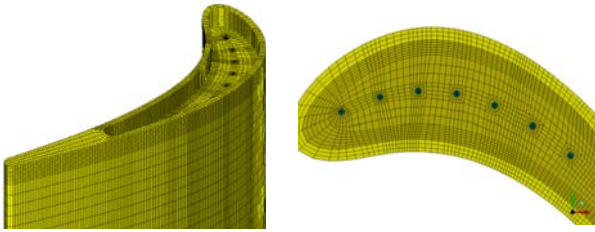


Fig. 4 Computational grid for Blade(Hexahedral)

Table 2 Boundary Condition

Inlet	total pressure (101325 Pa), temperature (1500K), unit vector (0.54,0.84,0)
Outlet	mass flow (1.278 kg/s)
Cooling Hole	total pressure (101325 Pa), temperature (298K), unit vector (0,0,1)
Hub	wall function, adiabatic
Shroud	wall function, V=-117m/s, adiabatic
Pitchwise wall	Periodic
Blade	wall function, constant heatflux

### 3. 수치해석 결과

#### 3.1 열전달 분포

캐버티가 있는 터빈 블레이드의 경우 높은 열전달 지역이 캐버티 바닥과 림 표면에 널리 분포하게 되며 리딩에지 부근으로 치우치게 된다. 따라서 터빈 블레이드의 표면에서 캐버티와 림은 다른 부분보다 온도가 높기 때문에 냉각이 더 중요시 된다. Fig. 5는 막냉각을 적용하지 않았을 때와 적용하였을 때의 블레이드 압력면의 온도 분포이다. 입구로부터 들어오는 고온 고압의 유동 대부분이 블레이드 흡입면을 타고 넘어가서 압력면은 상대적으로 가열이 덜 되게 된다. 따라서 블레이드 압력면의 중간 부분의 온도가 다른 표면에 비해 상대적으로 낮게 나타나고 있는 것을 볼 수 있다.

Fig. 6은 블레이드 팁부분의 온도분포이다. 팁의 경우 내부 냉각을 고려하여 음수 값의 일정한 열속을 주고 계산하였음에도 불구하고 표면의 온도가 1100K에서 1400K 정도까지 분포하고 있다. 리딩에지 부분과 블레이드 캐버티 안쪽의 넓은 부분, 흡입면의 림쪽에서 높은 온도 분포를 보인다. 압력면보다 흡입면의 림이 온도가 더 높은 이유는 Fig. 7에서 볼 수 있듯이 유동이 리딩에지를 따라 들어와서 블레이드 캐버티를 따라 카운터 볼텍스를 생성하며 트레일링에지 쪽으로 흘러가다가 흡입면 쪽으로 넘어가기 때문에 압력면보다 흡입면의 림이 상대적으로 고온의 공기에 노출되는 시간이 많고 이로 인해 온도가 더 높아진다.

#### 3.2 막냉각 효과

Fig. 5와 Fig. 6은 다른 부분에 비해 온도가 높은 캐버티 부분에 냉각 홀을 뚫어서 캐버티 쪽을 냉각하였을 때의 블레이드 표면의 온도 분포이다. 막냉각을 하지 않았을 때와 비교해서 캐버티 부분의 온도가 블레이드 표면의 온도만큼 낮아져 있는 것을 확인할 수 있다. 또 캐버티 안 쪽으로 넓게 퍼져있던 고온부의 많은 부분이 냉각되고 있음을 알 수 있다.

Fig. 6와 Fig. 7에서 막냉각 시 앞부분 두 개의 홀에서 나오는 유동은 캐버티 앞부분의 압력면 부분만을 집중적으로 냉각시켜주고 모두 흡입면의 림을 타고 넘어가게 되는데, 만약 캐버티 앞부분의 냉각 홀을 챔버라인 보다 위쪽에 위치했다면 더 넓은

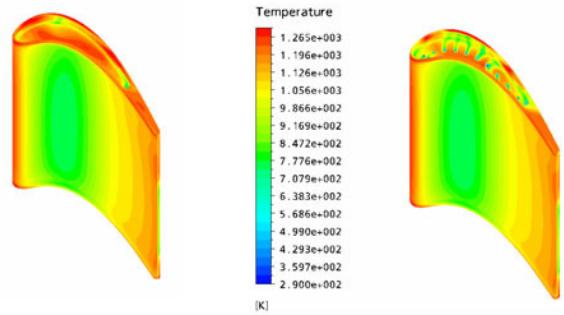


Fig. 5 Blade surface temperature without and with film cooling (pressure side)

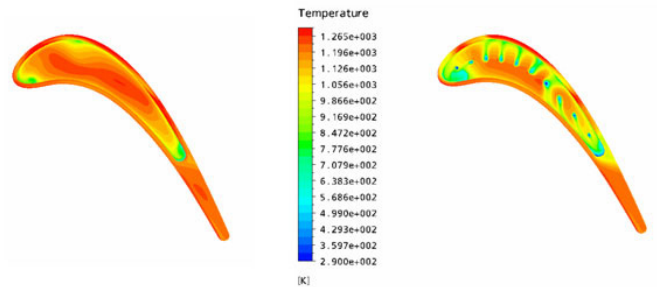


Fig. 6 Blade surface temperature without and with film cooling (cavity tip)

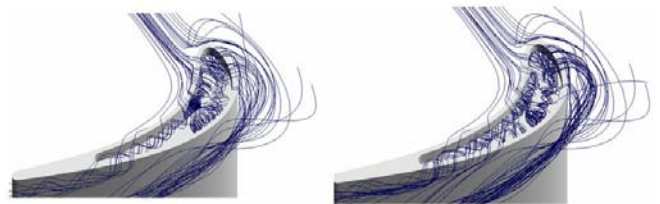


Fig. 7 Streamline without and with film cooling

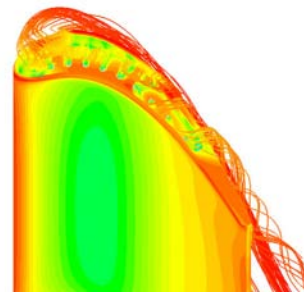


Fig. 8 Coolant streamline over cavity tip (temperature)

부분을 냉각시킬 수 있었을 것이다.

Fig. 8은 캐버티 홀에서 나오는 차가운 공기의 흐름을 나타낸 유선이다. 그림에서 볼 수 있듯이 차가운 공기는 캐버티 내에서 와류를 형성하며 캐버티 내를 골고루 냉각시켜 주다가 점차 가열되어 흡입면의 뒷부분에서 림을 타고 넘어가는 것을 알 수 있다. 이 같은 현상은 캐버티 막냉각으로 캐버티 내의 넓게 펼쳐진 고온부는 효과적으로 냉각할 수 있지만, 가장 온도가 높은 부분인 흡입면의 림쪽의 온도를 안쪽과 바깥에서 가열시키는 효과를 가져 오게 되어 막냉각을 하지 않을 때보다 오히려 더 파손이 잘 되게 할 가능성이 높다. 따라서 흡입면쪽의 림에 추가로 냉각홀을 만들어 냉각을 하거나 캐버티 내의 냉각 홀의 위치

나 냉각유체의 분사량을 조정하여 냉각 효율을 높이고, 넘어가는 유동 또한 겹치지 않도록 조정하는 것이 필요하겠다.

Fig. 9는 막냉각을 하였을 때와 하지 않았을 때의 블레이드 표면의 Stanton 수의 분포이다. Stanton 수는 블레이드 림 높이의 중간 지점과 스패너의 중간 지점에서 구하였다. 위의 온도분포에서 알 수 있듯이 블레이드 팁쪽의 Stanton 수가 블레이드 Mid Span의 온도보다 더 높게 형성되어 있는 것을 알 수 있다. 또 앞서 살펴보았듯이 고온 고압의 유동이 블레이드의 흡입면의 림을 타고 넘어가는 부분에서 고온부가 발생하게 된다. 따라서 흡입면의 Stanton 수가 압력면보다 높게 형성되어 있다. 그래프에서 살펴보면 흡입면의 림에서 리딩에지 기준으로 약 25% ~ 50%, 75% 정도 되는 지점에서 Stanton 수가 블레이드의 다른 어떤 부분보다도 훨씬 높은 것을 알 수가 있다. 압력면의 경우는 막냉각을 했을 때와 하지 않았을 때의 차이가 거의 없지만 흡입면의 경우에는 캐버티 안쪽의 막냉각으로 인해 팁쪽에서 냉각의 효과가 나타나고 있다. 특히 냉각홀에서 나온 차가운 공기가 흡입면의 림을 타고 넘어가는 부분인 흡입면의 25% 부분과 75% 부분에서 냉각 효과가 두드러지게 나타나는 것을 볼 수 있다. 그러나 25% ~ 50% 부분의 고온부는 여전히 존재해 있기 때문에 블레이드를 1500K 이상의 고온에 견딜 수 있는 재질로 만들지 않는 이상 흡입면의 림 부분의 파손이 예상된다. 따라서 이 부분의 추가적인 냉각 방안이 고려되어야 할 것이다.

Fig.10은 캐버티의 냉각되는 정도를 알아보기 위해 단열 막냉각효율을 적용시켜본 그림이다. 이를 통해 하나의 냉각홀이 커버할 수 있는 범위와 정도가 어느 정도인지 정량적으로 파악이 가능하며, 냉각이 안 되고 있는 부분이 어디인지를 알 수가 있다. 그림에서 알 수 있듯이 챔버라인을 중심으로 코드 길이의 약 20%~50% 정도 되는 부분의 캐버티의 압력면쪽과 흡입면의 림부분의 냉각이 잘 이루어지지 않고 있다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 스켈러 팁을 가진 블레이드의 캐버티에 막냉각을 적용하였을 때와 적용하지 않았을 때의 열전달 특성을 비교하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 블레이드 캐버티 내의 막냉각은 캐버티 내에 넓게 펼쳐져 있는 고온의 표면을 효과적으로 냉각시킬 수 있지만 흡입면의 림의 특정 부분을 고온으로 가열시킬 수 있다는 점에서 장단점을 가지고 있다. 따라서 캐버티 내부뿐만이 아니라 림 안쪽면, 압력면과 흡입면 등 블레이드의 여러 부분에 동시에 막냉각이 이루어져야 원활한 냉각 효과를 구현할 수 있을 것이다.

(2) 캐버티 내 냉각홀의 위치구성시 온도 분포에 따라 온도가 높은 곳에는 집중시키고, 상대적으로 온도가 낮은 부분에는 분포도를 낮게 구성하는 것이 효율적일 것이다.

막냉각은 물체 내부로부터 외부로 일정한 냉각 유체를 분사하여 외부의 주유동과 물체와의 직접적인 접촉을 회피하게 하여 냉각 효과를 얻게 되는 냉각 방법이다. 막냉각이 캐버티 내 고온부의 냉각에 효과가 있는 것을 확인한 만큼 차후에는 실험결과와도 비교하여, 실제 조건에서 공력 성능에 큰 영향을 주지 않는 범위에서 최적의 냉각홀의 배치와 분사량 등에 대한 연구가 이루어져야 할 것이다.

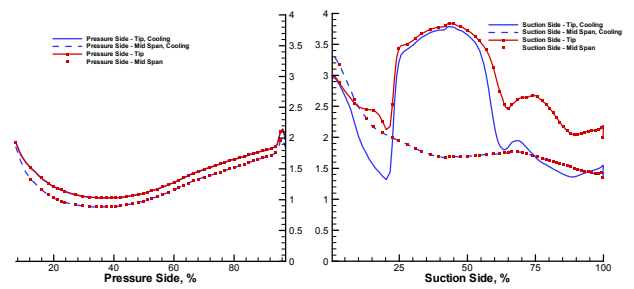


Fig. 9 St distribution of blade tip and midspan without and with film cooling

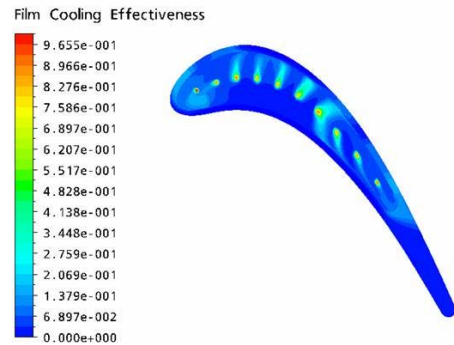


Fig. 10 Adiabatic film cooling effectiveness of blade cavity

#### 참고문헌

- [1] Kwak, J. S., Han J. C., Heat transfer Coefficients and Film Cooling Effectiveness on the Squealer Tip of a Gas Turbine blade, ASME J. Turbomachinery, 125(2003), pp. 648-657
- [2] 이우진, 이동현, 김경민, 이동호, 강신형, 조형희, 선형 캐스케이드 내에서 가스터빈 블레이드 스켈러 끝단 형상에 따른 열전달 특성, 대한기계학회 추계학술대회(2007), pp.142-147
- [3] Yang, H., Gao Z., Chen H. C., Han J.C. and Schobeiri M. T., Prediction of Film Cooling and Heat Transfer on a Rotating Blade Platform with Stator-Rotor Purge and Discrete Film-Hole Folws in a 1-1/2 Turbine Stage, ASME paper GT2007-27069
- [4] Gao Z., Narzary D., Mhetras S. and Han J. C., Effect of Inlet Flow Angle on Gas Turbine Blade Tip Film Cooling, ASME paper GT2007-27066
- [5] Vogel, J. C., Eaton, J. K., Combined Heat Transfer and Fluid Dynamic Measurements Downstream of a Backward-Facing Step, ASME J. Heat Transfer, 107(1985), pp. 922-929
- [6] Boyle, R. J., Simon, F. F., Mach Number Effects on Turbine Blade Transition Length Prediction, NASA T.M., 1998-208404
- [7] Han J. C., Dutta S., Ekkad S., Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology, Taylor&Francis(2000), pp.129-249
- [8] 이항기, 터빈 블레이드의 끝단 형상이 유동 현상에 미치는 영향에 관한 수치해석적 연구, 서울대학교 석사학위논문(2007)