

## 터빈노즐의 막냉각홀에 대한 Large Eddy Simulation의 적용

전상욱\*<sup>†</sup> · 강영석\* · 이동호\*

### Application of Large Eddy Simulation to Turbine Nozzle with Film Cooling Holes

Sangook Jun\*, Young Seok Kang\*, Dong-Ho Rhee\*

Key Words : Large eddy simulation(대와류해석), Film cooling hole(막냉각홀), Turbine nozzle(터빈노즐), Turbulence Model(난류모델)

#### ABSTRACT

This research applied the large eddy simulation(LES) to the turbine nozzle with the fan-shaped cooling hole and investigated the flow field around the cooling hole installed on the nozzle vane. To this end, the numerical analysis using commercial software was performed, and time averaged LES results were compared with results of Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS). From these results, it was confirmed that LES predicted that the temperature on the pressure side is lower than RANS and that of the suction side is higher. This is the reason that LES produces the flow characteristics which RANS does not represent. At the pressure side, LES captured the flow moved from the cooling hole outlet to the inside the hole. Therefore, discharged coolant is closer to the vane surface and the temperature predicted by LES is lower than RANS. At the suction side, because LES depicted the separation around the cooling hole outlet, the coolant lifted off and the temperature on the vane surface was higher than RANS.

#### 1. 서론

고효율 터빈엔진은 높은 터빈 입구온도로 인한 고온 환경에서 블레이드를 보호하기 위해 냉각기술을 적용하고 있다. 막냉각 방법은 이를 위한 기법 중 하나로, 냉각유체로 날개 표면에 얇은 막을 형성하여 날개가 고온의 작동유체에 직접 접촉하는 것을 막아준다. 이 때 냉각유체는 날개 내부로 유입되어 날개표면에 존재하는 홀을 통해 분사된다. 이들 홀 대부분은 고온과 기계적 스트레스로부터 구조적 건전성을 유지하기 위해 날개표면에 각도를 가지는 원형의 형태를 띠고 있다<sup>(1,2)</sup>.

막냉각 기법의 냉각성능을 향상시키기 위해서는 날개표면으로 나오는 냉각유체가 홀에서부터 하류까지 날개표면을 골고루 잘 흘러내리도록 해야 한다. 그런데 날개 내부와 표면을 관통하는 냉각홀의 형상으로 인해 날개표면으로 나온 냉각유체는 주유동과 만나 혼합되고 와류가 발생한다. 특히 냉각홀

이 주유동 방향으로 기울어져 있는 경우 서로 반대방향으로 회전하는 와류쌍(Kidney vortex pair)이 발생하는데 이것은 고온의 주유동을 날개표면으로 보내고 냉각유체가 표면에서 떨어져 나가도록 만든다<sup>(3)</sup>. 이러한 현상은 냉각성능을 저하시키는 원인으로 이를 억제하는 방법을 찾기 위해 수치해석을 이용한 접근법을 많이 사용한다. Reynolds Averaged Navier-Stokes(RANS) 해석을 수행<sup>(4,5)</sup>하는 것이 일반적이지만, 최근에는 대규모 병렬계산이 가능해짐으로써 Large Eddy Simulation(LES), Detached Eddy Simulation (DES) 등과 같이 대와류를 직접 해석하는 방법이 이용되고 있다<sup>(6)</sup>.

이와 관련하여 1~3개의 냉각홀을 터빈에 배치하여 LES를 적용하는 연구가 수행되고 있다. Al-Zurfi 등<sup>(7)</sup>은 3개의 냉각홀을 1-1/2 터빈단에 배치하여 LES 해석을 통해 와류를 감소시킬 수 있는 방법을 연구했다. Fan 등<sup>(8)</sup>은 스케일업된 C3X 터빈 베인의 막냉각홀에 대해 LES 해석을 수행하여 유동구조 및 영향에 대해 분석하였다. 또한 평판에 막냉각 홀

\* 한국항공우주연구원 항공추진연구부 (Aeropropulsion Research Division, Korea Aerospace Research Institute)

† 교신저자, E-mail : sangookjun@kari.re.kr

이 존재하는 모델에 LES를 적용하여 막냉각홀만의 특성을 분석하려는 시도도 많이 이루어지고 있다. Graf<sup>(4)</sup>는 막냉각 해석을 위한 LES 해석솔버를 개발하여 평판에 막냉각홀이 2개인 모델에 적용하였다. 이로부터 냉각성능에 영향을 미치는 인자를 도출하였다. 강영석 등<sup>(6)</sup>은 팬형상의 평판 막냉각홀에 대해 난류모델에 따른 RANS 및 LES 해석을 수행하여 그 결과를 비교하였다. 한편 막냉각 해석과 관련하여, 비록 LES를 적용하지는 않았지만, 비정상 RANS 해석을 실제 터빈에 적용한 연구도 있다. Wang 등<sup>(9)</sup>은 입구유동의 비정상 특성과 불균일성이 E3 고압터빈에 적용된 막냉각 성능에 미치는 영향에 대해 연구하였다. 이장에서 살펴본 바와 같이 막냉각홀의 수치해석과 관련된 연구는 막냉각홀에서의 유동에 초점이 맞춰져 있어 평판 혹은 터빈날개에 1~3개의 작은 수의 막냉각홀을 설치한 경우가 많다. 실제 터빈에서는 막냉각홀이 종횡으로 여러 개 설치되어 서로 영향을 미칠 수 있는 환경임에도 이에 대해 LES를 적용한 연구가 아직 미진한 상태이다.

본 연구에서는 막냉각홀을 가지고 있는 고압냉각터빈에 대해 LES의 적용 가능성을 검토하고자 한다. 이를 위해 강영석 등에 의해 개발된 고압터빈 노즐<sup>(10-14)</sup>을 대상으로 LES 해석을 수행하고 RANS 결과와 비교분석할 것이다. 또한 이들 결과로부터 실제 터빈형상에 있는 냉각홀 주위의 유동패턴을 분석하고자 한다.

## 2. 접근 방법

### 2.1 터빈노즐 형상

본 연구의 대상은 10,000 lbf 급 가스터빈엔진의 1단 고압 터빈노즐로 275 mm의 반지름, 56개의 베인, 20 mm의 스펠 길이를 가지고 있다. Fig. 1은 해당 터빈노즐과 그 냉각계를 나타내는 것이다. 냉각계에는 2개의 분리된 냉각유로가 있고 베인 바깥과 연결된, 즉 터빈노즐 주유로와 연결된 냉각홀이 7개 열로 존재한다. 전연부 근처에 있는 냉각유로에는 냉각유체의 혼합이 잘 발생하도록 페데스탈(pedestal)이 설치되어 있고, 다른 냉각유로에는 압력면에 터블레이터(turbulator)를 설치하여 압력면 쪽의 냉각홀로 냉각유체의 일부가 흐를 수 있도록 하였다. 또한 나머지 냉각유체는 충돌홀(impinging hole)을 지나 후연(trailing edge)부 페데스탈(pedestal)을 거치면서 흡입면 쪽을 냉각하고 후연에 위치한 슬롯(slot)을 통해 토출된다. 여기서 주유로로 냉각유체가 토출이 가능한 냉각홀은, Fig. 1과 같이 스펠방향으로는 구분 없이, 압력면에 위치한 것은 전연(leading edge)쪽에서부터 PS1~PS3, 전연부에 위치한 것은 LE1, 흡입면은 SS1, 후연부에는 slot으로 표기하겠다.

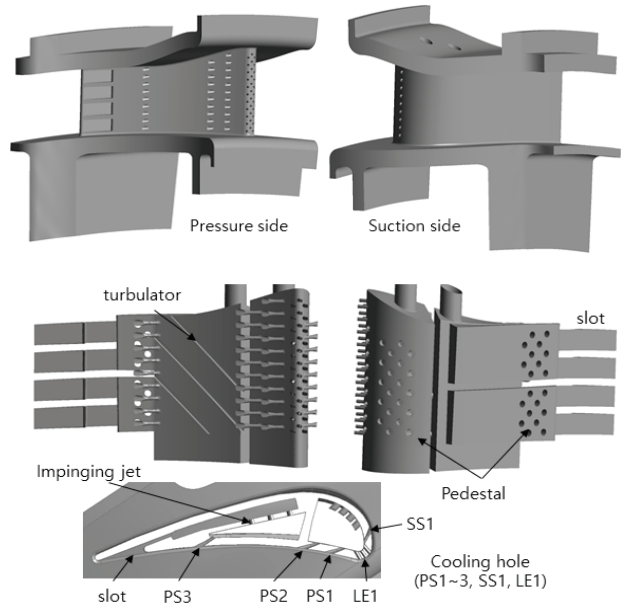


Fig. 1 Nozzle vane and cooling system configuration

### 2.2 격자구성 및 해석조건 설정

터빈 노즐 주위의 유동 특성을 분석하기 위해 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 3차원 압축성 유동해석을 수행하였다. 이를 위해 Fig. 2와 같이 노즐 날개 표면의 팬형상 및 원형 냉각홀과 냉각유로의 페데스탈, 충돌홀, 터블레이터과 같은 복잡한 구조물에 대해 삼각형 격자를 생성하였으며, 벽면에 20개의 프리즘 레이어를 쌓았다. 이 때 날개표면에서의  $y^+$ 는 1이하이고, 유동방향(streamwise)으로  $\Delta x^+$ 는 200, 스펠방향으로  $\Delta z^+$ 는 60으로 총 4,600만개의 셀을 가지는 격자계를 구축하였다.

본 연구에서는 수치해석을 위해 상용 소프트웨어인 CFX v16을 이용하였으며, LES 해석에서는 WALE 아격자(sub-grid) 모델을, RANS 해석에서는 SST  $k-\omega$  모델을 사용하였다. 특히 LES 해석 시 대류항 차분에 중앙차분법을 적용하였고, 시간 간격은 Courant 수가 1이 넘지 않도록  $10^{-7}$ 초로 설정하였다. 이상은 선행연구<sup>(6)</sup>에서 제안하고 있는 막냉각홀에 대한 해석모델과 격자수준을 따른 것으로, 해당문헌에 의하면 시험과 해석의 결과가 상당히 일치하고 있어 본 터빈노즐을 대상으로도 적합하다고 판단하였다.

한편 경계조건은 Fig. 3과 같이 주 유동 입구에서 전압력과 전온도 조건을 주었으며, RANS 해석을 위해 난류강도 5%와 점성도비(viscosity ratio) 10으로 설정하였다. 특히 전온도 조건은 노즐 스펠방향으로 평균 1673 K이고 최대 1830 K인 포물선 형태의 분포를 부여하였다. 입출구에서 코드길에 대한 Re는 각각  $4 \times 10^5$ ,  $2 \times 10^6$ 이고 출구에서의 등엔트로피 마하수는 0.95이다. 다른 경계조건 및 보다 자세한 사항은 Fig. 3에 정리되어 있다<sup>(14)</sup>.

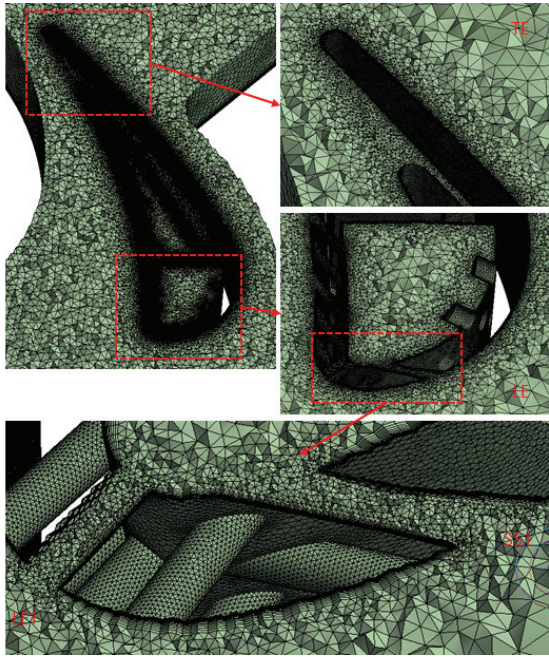


Fig. 2 Grid system for nozzle vane & cooling hole

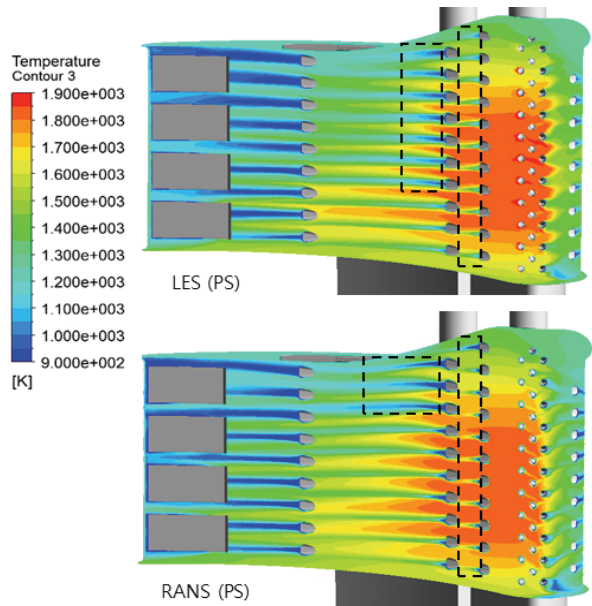


Fig. 4 Temperature distribution of RANS and LES (Pressure side)

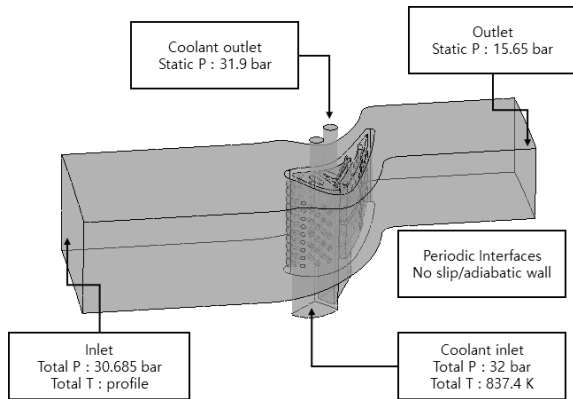


Fig. 3 Boundary condition

### 3. 결과 및 토의

#### 3.1 노즐 베인

RANS와 LES 해석을 통해 도출된 터빈 노즐의 온도분포를 Fig. 4와 5에 나타내었다. Fig. 4는 압력면과 흡입면에서의 온도분포를 나타낸 것으로 LES는 시간평균된 온도값을 사용하였다. 전연부의 LE1과 압력면의 PS1 냉각홀은 LES와 RANS가 거의 유사한 분포를 보이고 있으며, 단지 PS1의 토출부 바로 하단에서 PS2 이전까지 1400K의 영역이 LES가 조금 더 넓게 예측되고 있음을 볼 수 있다. 또한 PS2 냉각홀에서 LES는 쉬라우드에서 7번째 홀까지 900K 온도영역을 예측하고 있는 반면, RANS는 해당 영역을 3번째 홀까지 유동방향으로 LES보다 길게 나타내고 있고, 1800K의 고온영역은 LES보다 RANS가 더 넓은을 알 수 있다.

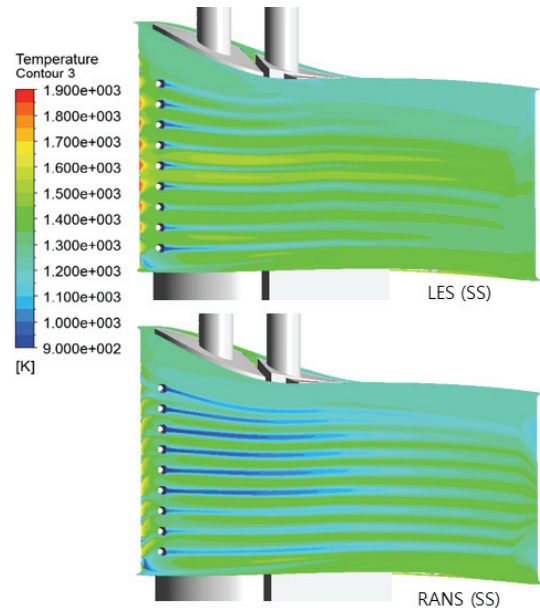


Fig. 5 Temperature distribution of RANS and LES (Suction side)

역은 LES보다 RANS가 더 넓은을 알 수 있다. PS3 냉각홀에서는 두 결과가 거의 유사한 경향을 보이고 있지만, LES가 900K의 저온영역을 RANS에 비해 더 넓게 예측하고 있다. 한편 흡입면에서는 두 계산 결과 모두 전체적으로 1400~1500 K의 온도분포를 보이고 있지만, SS1 냉각홀 하류로 RANS는 저온영역을 더 길게 예측하고 있으며, LES는 그렇지 않다. 결국 압력면에서는 LES가 RANS보다 온도를 낮게, 흡입면에서는 높게 추정하고 있음을 알 수 있다.

이러한 경향은 Fig. 6에도 잘 나타나 있다. 이 그래프는 노즐 베인의 스펠방향으로 평균한 막냉각 효율을 유동방향으로 나타낸 것으로 x축의 음수부는 압력면, 양수부는 흡입면 방향을 의미한다. 막냉각 효율의 정의는 아래 식 (1)과 같고, 하첨자 aw는 단열벽면, c는 냉각유체를 뜻하며, 여기서 도 LES는 시간평균된 온도값을 사용하였다.

$$\eta = \frac{T_{\infty} - \overline{T}_{aw}}{T_{\infty} - T_c} \quad (1)$$

앞서 언급한 온도의 경향처럼 막냉각 효율은 PS1 하류에서 LES가 RANS보다 높으며, PS2와 PS3에서도 비슷한 경향을 보이고 있음을 확인할 수 있다. Table 1은 압력면과 흡입면에서의 평균된 막냉각 효율을 정리한 것으로 압력면에서의 평균값은 LES가 RANS 보다 0.03 높지만, 흡입면에서는 LES가 RANS보다 0.07 낮게 예측하고 있다.

### 3.2 냉각홀

이번 절에서는 압력면과 흡입면의 냉각홀에서 토출되는 유동장에 대해 LES와 RANS 결과를 살펴볼 것이며, 이해를 돕기 위해 Fig. 7에 앞으로 설명할 압력면과 흡입면에 대한 그림들의 단면 위치를 나타내었다. Figure 8과 9는 각각 압력면과 흡입면에서의 냉각홀 주위의 와도(vorticity)분포를 나타내는 것으로 압력면에서는 PS1과 PS2, 흡입면은 SS1 그리고 스펠 0.5 근처에 위치하는 냉각홀을 대상으로 하였다. Fig. 8 우측 그림의 냉각홀 토출부 하류(냉각홀 직경의 1.5배 위치)에서의 와도분포를 보면 LES는 RANS에 비해 비정형적 경향을 보이고 그 분포의 크기가 작은 것을 확인할 수 있다.

이러한 현상으로부터 냉각홀 하류에서 발생하는 와류로 인해 유도되어 날개 표면으로 흘러가는 고온의 주유동의 양이 상대적으로 작을 것이고, 결국 LES의 온도가 더 낮을 것임을 짐작할 수 있다. 반면 흡입면에서는 Fig. 9 우측 그림에서와 같이 압력면과는 반대로 LES가 RANS보다 와류가 더 크고 날개벽면에서 더 멀리 떨어져 있음을 알 수 있다. 또한 RANS의 결과는 냉각유체가 날개표면을 따라 잘 흐르고 있어 LES보다 온도가 낮을 것임을 예상해 볼 수 있다. 한편 Fig. 8 좌측 그림의 스펠 0.5 근처에서 냉각홀 주위 와도분포를 보면 LES는 PS1 냉각홀에서 PS2 하류까지 RANS에 비해 벽면에 가깝게 분포가 형성되어 있어 냉각홀 하류의 와류를 RANS보다 작게 예측하고 있음을 확인할 수 있다. 이를 정리하면 와류쌍을 크게 예측하는 경우 날개표면의 온도가 높고 결국 막냉각 효율은 낮다. 반대로 작게 모사하는 경우 날개의 온도는 낮고 막냉각 효율은 높다. 이러한 경향을 Table 1과 같이 살펴보면, 막냉각 효율은 RANS 압력면, LES 압력면, LES 흡입면, RANS 흡입면의 순으로 커지는 것처럼 Fig. 8과 9 우측 그림에서 와류쌍의 와도 세기도 같은 순으로 커지는 것을 확인할 수 있다.

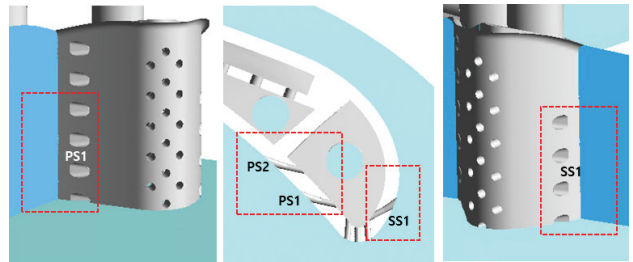


Fig. 7 View direction for the pressure and suction sides

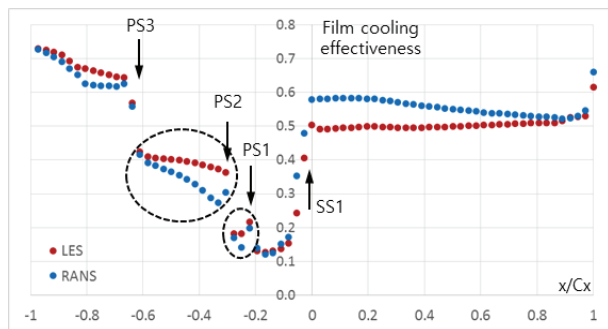


Fig. 6 Laterally averaged film cooling effectiveness

Table 1 Averaged film cooling effectiveness of the pressure and suction sides

	Pressure side	Suction side
LES	0.38	0.49
RANS	0.35	0.56

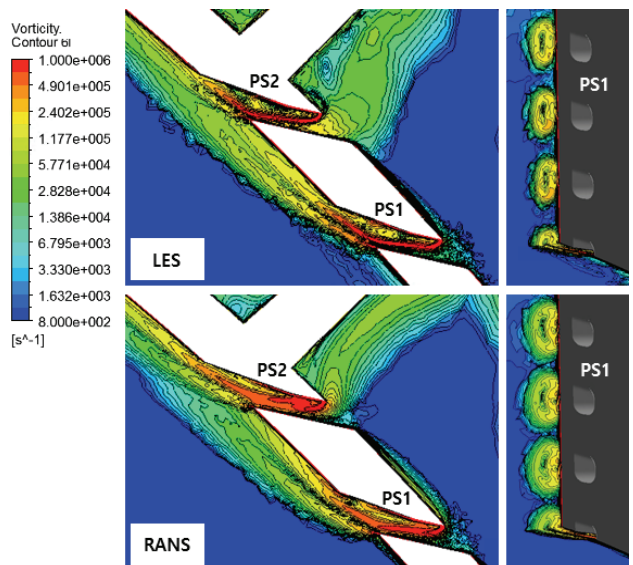


Fig. 8 Vorticity distribution at the pressure side

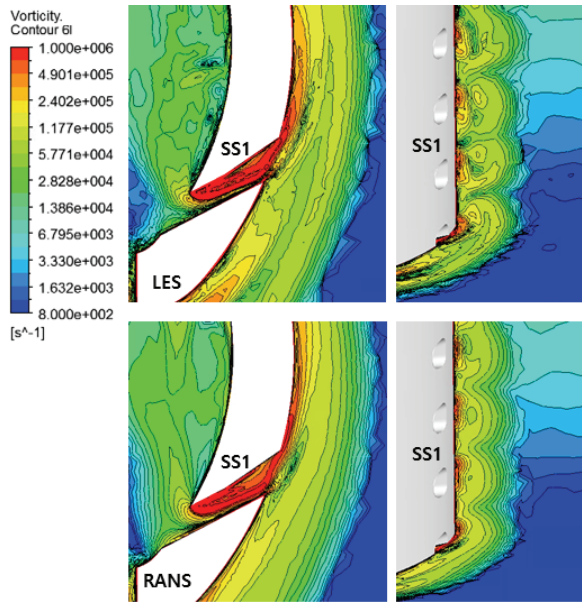


Fig. 9 Vorticity distribution at the suction side

Fig. 10은 압력면 PS1과 PS2 냉각홀 주위의 온도분포로 앞의 와도분포와 같은 면에서 나타내었다. 와도분포에서 본 것처럼 냉각홀에서 분사된 냉각유체로 인한 1000K이하의 저온영역이 RANS에 비해 LES가 작은 것을 Fig. 10 우측 그림에서 확인할 수 있고, 빨간색 박스의 확대된 그림을 통해서 날개표면에 1700 K보다 적은 온도의 영역이 LES가 RANS보다 더 많은 것을 볼 수 있다. 이것은 와류쌍(kidney vortex)과 날개표면 사이에 고온의 주유동의 침투가 LES는 상대적으로 적음을 보여준다.

한편 이와 같이 LES와 RANS가 상이한 결과를 보이는 것은 냉각홀 출구 부근의 유동이 서로 다르기 때문에 발생한 것으로 판단된다. PS1 냉각홀 토출부의 온도분포와 속도를 나타낸 Fig. 11에서 LES는 냉각홀 쪽으로 900K 이상의 영역

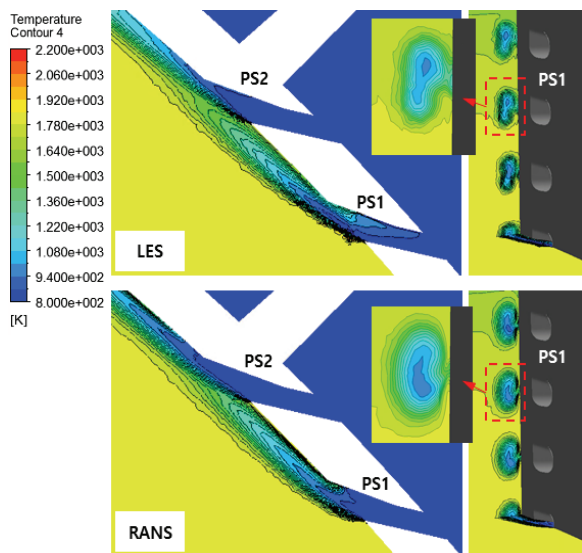


Fig. 10 Temperature distribution at the pressure side

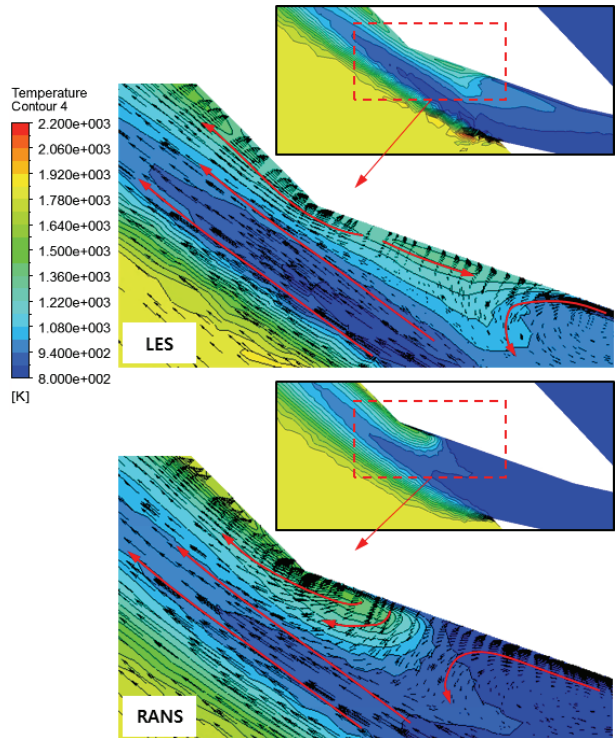


Fig. 11 Flow field & temperature distribution around the outlet of the PS1 cooling hole

이 RANS보다 길게 자리잡고 있다. RANS는 유동이 냉각홀 내부의 와류로 인해 냉각홀 안쪽으로 흐르지 못하고 정체된 것처럼 묘사되는데 반해 LES에서는 냉각홀 안쪽으로 길게 흐르고 있다. 이처럼 LES는 냉각홀 출구에서 냉각유체와 고온의 주유동이 만나는 면적이 RANS에 비해 넓기 때문에 토출부 하류의 온도를 더 낮게 예측한 것으로 보여진다.

다음으로 흡입면에 대해 살펴보고자 한다. Fig. 12의 우측 그림은 SS1 냉각홀 주위의 온도분포로 Fig. 10 우측그림의 압력면과는 달리 LES와 RANS 모두 저온의 중심부가 날개 표면에 상당히 근접하고 있음을 알 수 있다. 또한 Fig. 12의 빨간 박스를 확대한 그림에서 LES는 RANS보다 날개표면에 1000 K 이하의 저온영역이 적고, 벽면과 수직인 방향으로의 온도구배가 완만한 것을 확인할 수 있다. 이러한 사실로부터 RANS는 LES는 분사된 냉각유체가 날개표면에 가깝게 흐를 것이라 예상할 수 있으며, Fig. 12 좌측 그림에서도 이를 확인할 수 있다. 이것은 Fig. 13에서 나타나 있듯이 SS1 냉각홀에서 토출된 유동이 날개표면으로 넘어가면서 LES는 작지만 박리현상을 포착하지만 RANS에서는 그렇지 않기 때문에 발생하는 현상으로 판단된다. 즉 SS1 냉각홀의 냉각유체는 토출되면서 유동박리가 없으면 벽면에 가깝게 흘러 유동방향으로 저온영역이 길게 생기지만, 그렇지 않으면 날개표면에서 멀어지는 방향으로 모멘텀을 얻어 저온영역이 상대적으로 짧아지게 된다.

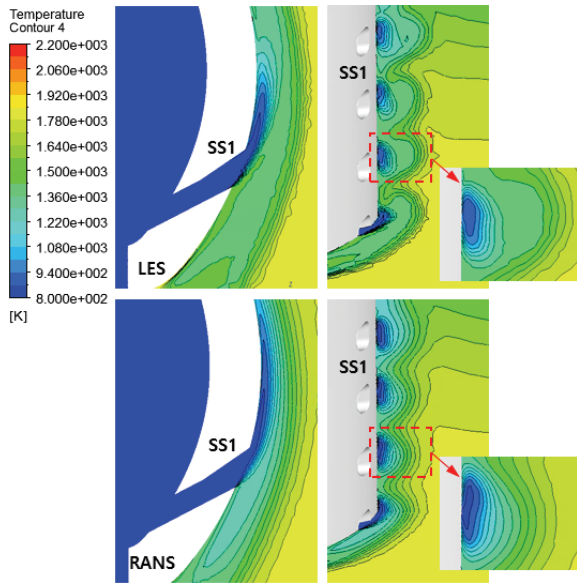


Fig. 12 Temperature distribution at the suction side

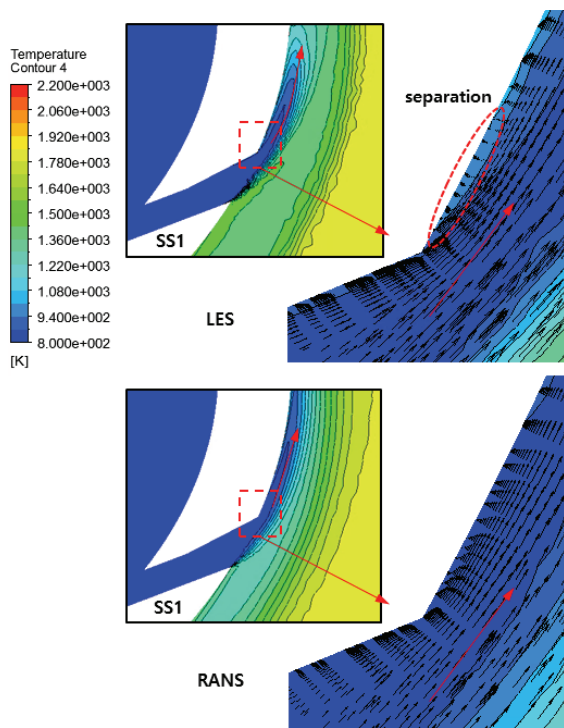


Fig. 13 Flow field & temperature distribution around the outlet of the SS1 cooling hole

#### 4. 결론

이상에서 살펴본 바와 같이 막냉각홀이 존재하는 터빈노즐에 대해 LES를 적용하였고 시간평균된 물성치를 이용하여 RANS 결과와 비교하여 보았다.

LES는 RANS가 캡처하지 못하는 부분의 박리와 같은 유동장을 모사할 수 있는 것으로 판단된다. 압력면에서는 냉각홀

출구 근처 홀 내부에서, 흡입면에서는 홀 외부의 날개표면에서 LES는 박리와 같은 냉각유체의 흐름과 반대되는 유동을 모사하고 있었으며 이로 인해 냉각홀에서 분사되는 유동의 흐름이나 와류의 크기를 RANS와는 다르게 예측하였다. LES는 RANS에 비해 압력면에서는 와류의 크기를 작게, 흡입면에서는 벽면에서 멀리 떨어져 흐르는 것으로 나타내고 있었고, 결국 압력면에서 온도를 낮게, 흡입면에서는 높게 예측하는 결과를 보였다. LES는 이미 알려진 바와 같이 보다 고정밀도(high fidelity) 수치해석을 위해 사용되는 방법으로 본 연구의 대상인 터빈노즐에 적용해 봄으로써 그 적용 가능성을 확인하였다. 향후 터빈 블레이드 및 단(stage)모델에 대해 적용, 비교함으로써 LES 사용의 타당성을 검토하는 것이 필요해 보인다.

#### 후 기

본 연구는 항공우주부품기술개발사업의 일환으로 수행 중인 ‘항공기 가스터빈 블레이드 적용을 위한 고효율 fan shaped 막냉각 홀 기술 개발’ 과제(과제번호 : 10083654)의 지원을 받아 수행되었습니다.

#### References

- (1) Simiriotis Nikolaos, 2016, “Large Eddy Simulation of the Film Cooling Flow System of Turbine Blades: Public Shaped Holes,” Master Thesis, Institut Supérieur de l’Aéronautique et de l’Espace.
- (2) Kang, Y. J., Kwak, J. S., 2018, “Influence of Compound Angle of 35-7-10 Fan-shaped Hole on Film Cooling Effectiveness,” The KSFJ Journal of Fluid Machinery, Vol. 21, No. 4, pp. 5~10.
- (3) Lars Graf, 2012, “Film Cooling Using Anti-Kidney Vortex Pairs Investigated by Large-Eddy Simulation,” Doctoral Thesis, ETH Zurich
- (4) Kim, J. H., Kim, K. Y., 2017, “Performance Analysis of a Film-cooling Hole with Converged Inlet Shaped,” The KSFJ Journal of Fluid Machinery, Vol. 20, No. 3, pp. 63~71.
- (5) Jeong, Y. S., Jung, K. J., Park, J. S., 2017, “Flow and Cooling Characteristics of Gas Turbine Film Cooling According to Forward and Backward Injection,” The KSFJ Journal of Fluid Machinery, Vol. 20, No. 5, pp. 13~20.
- (6) Kang, Y. S., Jun, S., and Rhee, D. H., 2018, “Large Eddy Simulation on Film Cooling Flow from a Fan-Shaped Cooling Hole on a Flat Plate,” The KSFJ Journal of Fluid Machinery, Vol. 21, No. 6, pp. 1~9.
- (7) Al-Zurfi, N., Turan, A., Nasser, A., and Alhusseney, A.,

- 2019, "A numerical study of anti-vortex film-cooling holes designs in a 1-1/2 turbine stage using LES," *Propulsion and Power Research*, Vol. 8, No. 4, pp. 275~299.
- (8) Fan, F., Wang, C., and Zhang J., 2019, "Large eddy simulation of film cooling on turbine vane," *Journal of Thermal Science and Technology*, Vol. 14, No. 2, Paper No. 18-00550.
- (9) Wang, Z., Wang, Z., Zhang, W., and Feng, Z., 2019, "Numerical Study on Turbine Rotor Blade Unsteady Film Cooling Performance with Consideration of Inlet Non-Uniformities and Upstream Coolant," *Proceeding of ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, GT2019-90723.
- (10) Kang, Y. S., Rhee, D. H., Cha, B. J., 2012, "Aerodynamic design of high pressure turbine for aircraft turbofan engine," *Proceeding of the 7th National Congress on Fluids Engineering*, pp. 246~247.
- (11) Rhee, D. H., Kang, Y. S., Huh, J. S., Kang, J. S., Cha, B. J., Yang, S. S., 2014, "Introduction of Research and Development Project on High Pressure Turbine Aerodynamic and Cooling Design (III)," *Proceedings of 2014 KSFM Winter Meeting*, pp. 5~6.
- (12) Lee, S., Rhee, D. H., Cha, B. J., and Yee, K., 2016, "Film Cooling Performance Improvement with Optimized Hole Arrangements on Pressure Side Surface of Nozzle Guide Vane - Part I: Optimization & Numerical Investigation," *Proceedings of ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, GT2016-57975.
- (13) Rhee, D. H., Kang, Y. S., Cha, B. J., Kang, J.-S., Lee, S., and Yee, K., 2016, "Film Cooling Performance Improvement with Optimized Hole Arrangements on Pressure Side Surface of Nozzle Guide Vane - Part II: Experimental Validation," *Proceedings of ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, GT2016-57978.
- (14) Lee, S., Yee, K., and Rhee, D. H., 2017, "Optimum Arrangement of Film Cooling Holes Considering the Manufacturing Tolerance," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 33, No. 4, pp. 793-803.