

## 항공엔진용 가스발생기 고압터빈 1.5단 복합 열전달 해석

강영석\*† · 정희윤\* · 이동호\* · 손갑식\*\* · 김신현\*\* · 임병권\*\* · 안철주\*\* · 이복원\*\*\*

### Conjugate Heat Transfer Analysis for 1.5 Stage High-Pressure Turbine

Young Seok Kang\*†, Heeyoon Chung\*, Dong-Ho Rhee\*, Kapsik Son\*\*,  
Shaun Kim\*\*, Byeongkwon Lim\*\*, Chulju Ahn\*\*, Bokown Lee\*\*\*

Key Words : Gas Turbine(가스터빈), Cooling Turbine(냉각터빈), Conjugate Heat Transfer Analysis(복합 열전달 해석)

#### ABSTRACT

The evaluation of cooling performance in the hot sections of gas turbines plays a critical role in the gas turbine development. Specifically, accurate prediction of cooling performance in the high-pressure turbine, which involves complex interactions between internal cooling and film cooling mechanisms, poses a significant technical challenge. Several methodologies have been devised to predict the cooling performance in the high-pressure turbine, to address this technical challenge. Among these approaches, the conjugate heat transfer analysis method can predict the turbine blade surface temperatures by simulating both solid and fluid domains without any empirical formulations.

In this study, a conjugate heat transfer analysis on a 1.5-stage high-pressure turbine within a 1,000 shp class gas turbine has been conducted, with the objective of assessing the cooling performance of both external and internal cooling methods and their impacts on the main flow within the turbine flow path. The overall cooling effectiveness analysis demonstrated that blade surface temperatures remained within acceptable limits. However, the interaction between the cooling flow and the secondary flow within the turbine flow path led to notable total pressure loss regions.

#### 1. 서 론

가스터빈의 연소기 및 고압터빈 등의 구성품들로 구성된 고온부 설계 및 성능평가 기술은 가스터빈 개발 기술의 핵심기술로 분류되어 기술의 유출입이 극도로 제한된 기술이다. 이에 국내에서는 2000년대 초반부터 산학연을 중심으로 가스터빈 고온부 설계 및 성능평가 기술과 관련된 원천 기술 개발을 진행하여, 최근에는 국내에서 개발 중인 발전용/항공용 가스터빈 개발에 해당 기술을 활용하고 있다. 특히 가스터빈 내부 고온부 구성품 중 냉각터빈에 대해서는 별도의 열전달 모델링이 필요 없이 모든 냉각요소가 포함된 수치해석 영역을 구성하여 유체영역, 고체영역에서의 유체의 거동, 열전달을 동시에 해석하는 복합 열전달 해석

(Conjugate Heat Transfer Analysis) 기법이 냉각터빈 성능평가를 위한 주요 기법으로 정착하였으며, 국내에서도 발

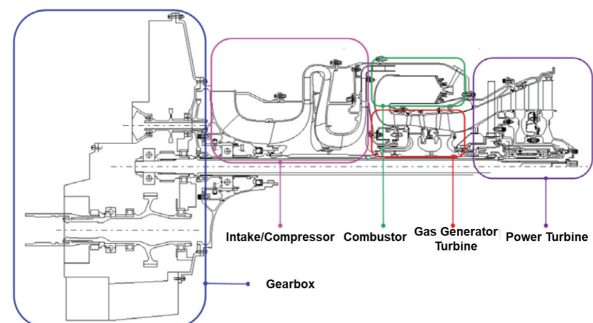


Fig. 1 Layout of 1000shp class turbo-shaft engine<sup>(6)</sup>

\* 한국항공우주연구원 항공추진연구부(Korea Aerospace Research Institute)

\*\* 한화에어로스페이스(Hanwha Aerospace)

\*\*\* 국방신속획득기술연구원(Defense Rapid Acquisition Technology Research Institute)

† 교신저자, E-mail : [electra@kari.re.kr](mailto:electra@kari.re.kr)

2022 한국유체기계학회 동계학술대회 발표 논문, 2022년 11월 30일~12월 2일, 제주 신화월드

The KFSM Journal of Fluid Machinery: Vol. 26, No. 4, August 2023, pp.21~28(Received 17 May, 2023; revised 18 Jul, 2023; accepted for publication 18 Jul, 2023)

한국유체기계학회 논문집: 제26권, 제4호, pp.21~28, 2023(논문접수일자: 2023.05.17, 논문수정일자: 2023.07.18, 심사완료일자: 2023.07.18)

전용/항공용 가스터빈 엔진 국산화 개발에 따른 관련 연구 사례들이 꾸준히 발표되고 있다.<sup>(1-5)</sup>

본 연구에서는 Fig. 1과 같이 국내에서 개발 중인 1,000 마력급 터보샤프트 엔진의 가스발생기 터빈 중 1단 노즐, 1단 로터 및 2단 노즐이 포함된 1.5단 냉각터빈에 대한 복합 열전달 해석을 진행하였다. 해당 수치해석을 통해 냉각터빈의 냉각유체의 거동에 따른 각 터빈 단의 냉각성능 및 내부 유동장에 미치는 영향 등을 평가하였으며, 본 논문에서는 해당 내용 중 설계점에서의 냉각효율 및 냉각유체 거동에 따른 손실계수 분포 등의 내용을 소개하고자 한다.

## 2. 1.5단 고압터빈 복합 열전달 해석 전처리

연구대상 엔진의 가스발생기 고압터빈은 총 2단으로 구성되어 있으며 1단 노즐 및 1단 로터에는 막냉각 및 내부냉각이 적용되어 있고, 2단 노즐에는 내부냉각만 적용되어 있다. 날개 코드 길이 기준 설계 조건에서 각 단의 Reynolds 수는  $10^6$  수준이다. 1.5단으로 구성된 냉각터빈 해석영역에 대해, 본 연구에서는 고체영역 및 유체영역에 대해 각각 모델링을 진행하여 격자를 구성하였다. 수치해석에 필요한 격자수를 줄이고 소요되는 계산자원을 최소화하기 위해서 각 열에는 1개의 유로 및 날개가 포함되어 있다.

Fig. 2는 수치해석 영역 및 일부 격자계와 각 해석영역 간에 사용된 인터페이스 기법을 보여준다. 격자계는 Ansys Mesh를 이용하여 구성되었으며, 총 3억 2천만개 이상의 요소가 사용되었다. 수치해석에는 상용 CFD 코드인 Ansys CFX가 활용되었다. 정지영역과 회전영역 간의 유체-유체 인터페이스에는 Mixing Plane 기법이 적용되었으며, Fig. 1에서와 같이 정지영역과 회전영역 간의 고체-유체 인터페이스에는 Frozen Rotor 기법이 적용되어 해당 인터페이스

를 통해 열전달이 이루어지도록 하였다. 또한 유체영역 및 고체영역이 1:1로 매칭되는 부분에서는 해당 인터페이스를 통해 열전달이 발생하도록 인터페이스 조건을 부여하였다.

본 해석에서 유체영역의 작동유체로 준 완전기체로 가정 한 연소가스가 사용되었다. 이에 작동유체의 정압비열, 점성 및 열전도도의 물성치는 온도의 함수로 주어졌다. 고체 영역에는 실제 해당 구성품 제작에 사용되는 니켈합금의 물성치가 사용되었다.

유체영역에는 주 유동 입구, 냉각유체 입구 및 퍼지 (Purge)유체가 공급되는 2차유로 입구를 포함하여 총 10 개의 위치에 입구 경계조건이 주어졌다. 주 유동 입구에는 설계점의 전온도 분포 및 전압력 값이 경계조건으로 주어졌으며, 냉각유체의 경우 냉각설계를 통해 결정된 질량유량 및 전온도 값을 경계조건으로 주었다. 2단 노즐 하류에 위치한 주 유동 출구에는 평균 정압력이 출구 경계조건으로 주어졌다. 난류모델로는 SST 난류모델이 사용되었다.

해석 중에는 각 유체영역의 입·출구 경계조건에서의 질량 유량 (혹은 전압력) 값의 수렴도 및 유체영역에서의 Imbalance 량을 모니터링하면서 수치해석의 수렴 여부를 판단하였다.

## 3. 수치해석 결과

### 3.1 각 단 터빈의 냉각효율 분포

앞서 언급한 것처럼 1단 노즐 및 1단 로터에는 막냉각 기법이 적용되어 막냉각 홀에서 분사되는 냉각유체가 날개 표면에 보호막을 형성하여, 높은 온도의 주 유동으로부터 날개표면을 보호한다. 본 연구에서는 앞선 1.5단 터빈 해석영역에서 고체영역을 제외한 날개표면에 단열조건을 적용한 수치해석도 추가로 수행하여 각 단에서의 막냉각 효율과 복

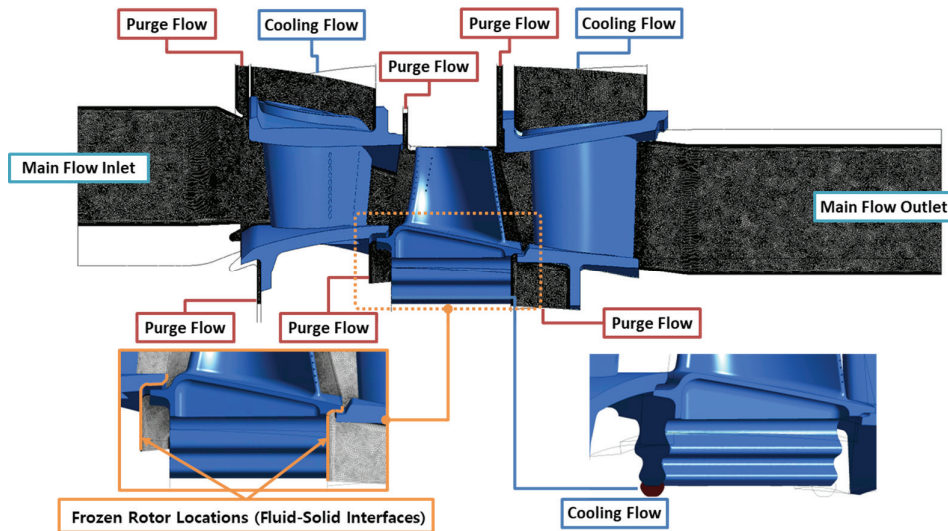


Fig. 2 Computational domain of the 1.5-stage high pressure turbine and boundary and interface locations

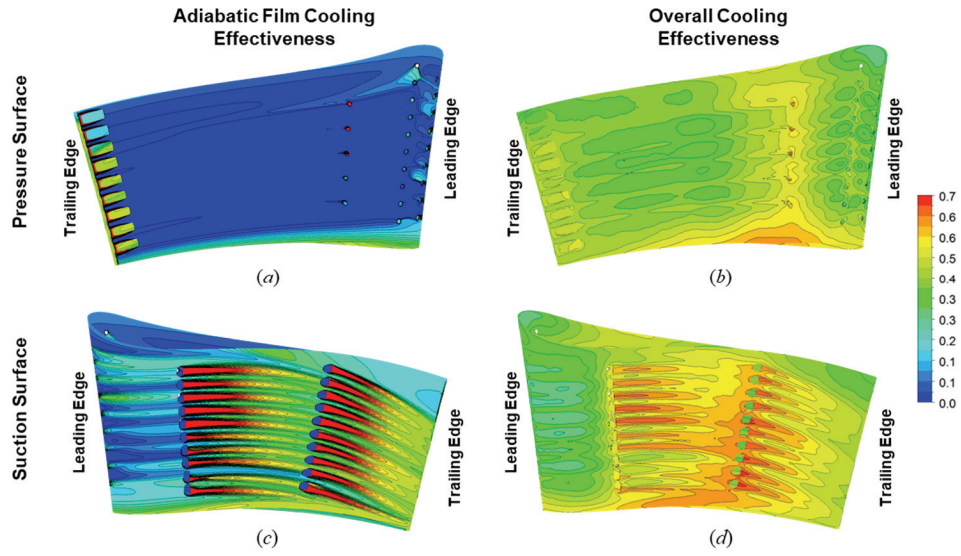


Fig. 3 Comparisons of adiabatic film cooling effectiveness and overall cooling effectiveness of the 1<sup>st</sup> nozzle row

합냉각 효율을 비교하여 각 단의 냉각성능을 평가하였다.

Fig. 3에서는 1단 노즐의 압력면, 흡입면에서의 막냉각 효율 및 복합냉각 효율을 보여준다. 막냉각효율 및 복합냉각 효율의 정의는 각각 아래와 같다.

$$\eta = \frac{T_{ref} - T_{ad,w}}{T_{ref} - T_c} \quad (1)$$

$$\phi = \frac{T_{ref} - T_{cht,w}}{T_{ref} - T_c} \quad (2)$$

Fig. 2 (a)와 Fig. 2 (c)에서 1단 노즐 전연에서 분사된 막냉각 유체가 압력면 흡입면으로 나뉘어 하류로 흐르는 것을 확인할 수 있다. 날개 전연 및 압력면에는 원통형 막냉각 홀이 적용되어 있으며 압력면을 따라 흐르는 냉각유체의 영향은 제한적이라고 판단된다. 날개 흡입면에는 2열의 팬 형상 막냉각 홀이 적용되어 있다. 해당 냉각홀에서 분사된 냉각유체는 날개 면을 이탈하지 않고 흡입면을 따라 보호막을 형성하여 하류까지 충분히 날개표면을 보호하는 것을 확인할 수 있다. 또한 1단 노즐 입구 허브에 적용된 2차유로에서

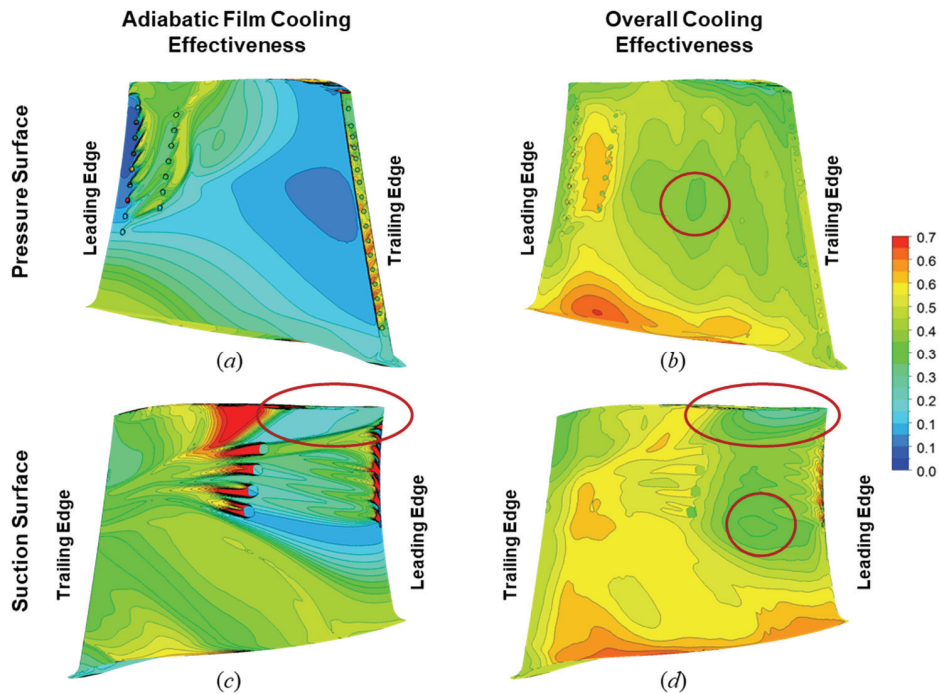


Fig. 4 Comparisons of adiabatic film cooling effectiveness and overall cooling effectiveness of the 1<sup>st</sup> rotor row



분사되는 퍼지유체로 인한 냉각유체의 궤적을 허브면에서 확인할 수 있다. 내부냉각 효과가 날개표면 온도분포에 나타나는 복합 열전달 해석결과에서도 막냉각 홀 주변에 높은 냉각효율 영역이 형성되었고, 막냉각 유체에 궤적을 압력면, 흡입면에서 여전히 확인할 수 있으며, 내부냉각으로 인한 열전도 효과로 인해 날개 표면의 복합 냉각효율 분포가 전체적으로 균일해진 것을 확인할 수 있으며, 막냉각 기법만 적용되었을 때에 비해 약 0.25 이상 냉각효율이 상승한 것을 확인할 수 있다.

1단 로터에는 전연에 2열, 압력면에 1열의 원통형 냉각홀이 허브 기준 약 40% 이상 날개 높이 이상 위치에 배치되어 있다. Fig. 4 (a)와 같이 해당 냉각홀에서의 분사된 냉각유체는 날개 팁 방향으로 향하는 것을 볼 수 있다. 이에 냉각유체의 영향은 날개 입구로부터 축방향 코드 대비 약 25% 범위 내에 제한되어 있음을 확인할 수 있다. 1단 로터 흡입면에도 40% 이상의 스패ن 위치에 2열의 팬 형상 막냉각 홀이 적용되어 있다. Fig. 4 (c)와 같이 흡입면에서는 허브 및 쉬라우드에서 발생하는 2차유동이 날개면을 따라 그 궤적을 형성하는 것을 막냉각 효율 분포로 간접적으로 확인할 수 있으며, 해당 2차유동은 약 75% 스패스로 수렴한다. 흡입면에서 분사된 냉각유체도 2차유동의 경로를 따라 날개표면을 이탈하지 않고 하류까지 보호막을 형성하며 날개표면을 보호하는 것을 알 수 있다. 50% 축방향 코드 위치 팁 부근에서 높은 막냉각 효율 영역이 발생하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 5에서와 같이 1단 로터 팁에는 Squealer Rim이 적용되어 있고 내부 냉각유로에서 일부 냉각유체가 팁으로 분사되도록 설계되어 있다. 이에 Fig. 6 (a)에서와 같이 압력면에서 분사되어 팁방향으로 향한 냉각유체 일부가 익단간극을 통과하여 팁에서 분사된 냉각유체와 함께 흡입면으로 유입된다. 이 과정에서 Fig. 6 (b)와 같이 흡입면 팁부근에서 높은 막냉각효율 영역을 형성하게 된다. 흡입면으로 유입된 냉각유체는 날개 전연에서 분사된 냉각유체와 함께 하류에서 큰 와류 영역을 형성한다. 이와 반대로 날개 전연 팁부근은 막냉각 및 내부냉각의 영향이 제한적이기 때문에 낮은 냉각효율이 분포함을 알 수 있다.

Fig. 4 (b)와 Fig. 4 (d)의 1단 로터의 복합냉각 효율 분포에서는 1단 노즐에서와 마찬가지로 내부냉각으로 인한 열전달 효과로 인해 전체적인 냉각효율 값이 균일해진다. 압력면 축방향 20% 코드 위치 날개 정중앙에서 상대적으로 낮은 복합냉각 효율이 나타나는데 이는 막냉각 효율 분포에서는 나타나지 않던 현상이다. 이러한 현상은 여러 가지 요인이 복합적으로 작용하여 나타나는 현상이지만, 일부는 내부냉각의 영향으로부터 기인함을 예상할 수 있다. Fig. 7에서와 같이 1단 로터에는 2개의 내부냉각 유로가 형성되어 있으며 날개 후연에서 시작되는 내부냉각 유로는 2번에 걸쳐 180도씩 유동방향이 바뀌는 냉각유로를 형성하게 된다. 이

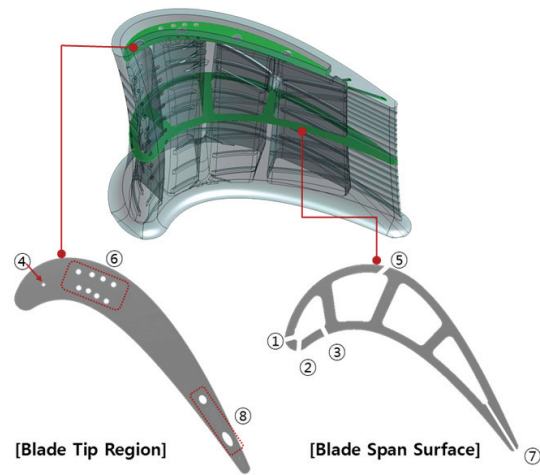


Fig. 5 Film cooling hole locations on the 1<sup>st</sup> rotor

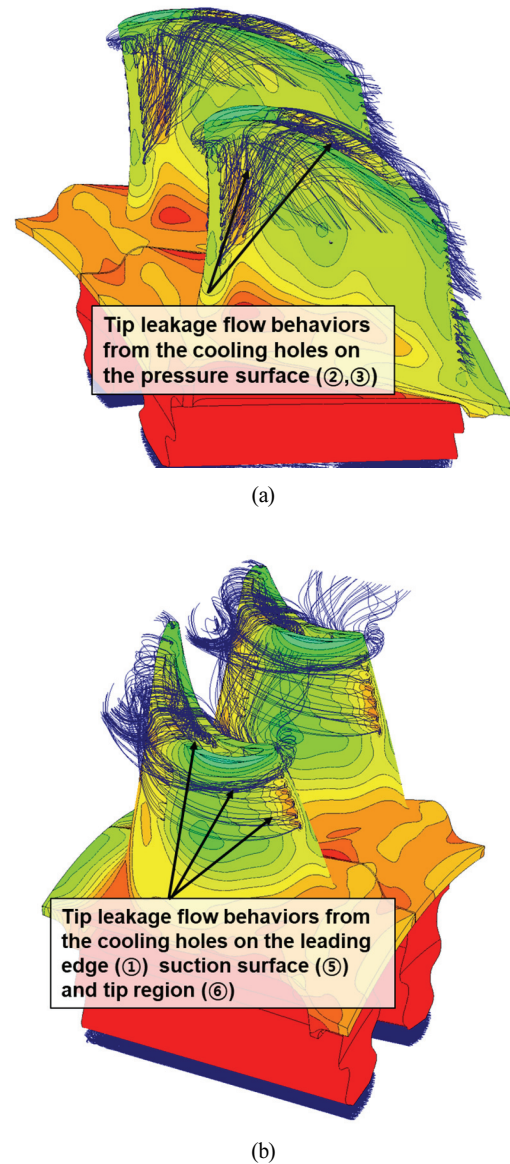


Fig. 6 Film cooling flow behaviors over the (a) pressure and (b) suction surface of the 1<sup>st</sup> rotor

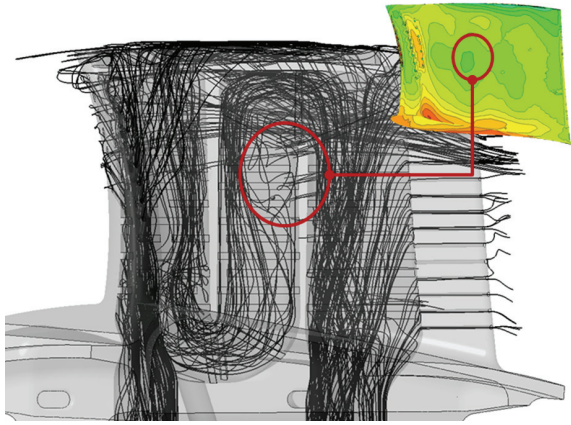


Fig. 7 Internal cooling flow behaviors and corresponding overall cooling effectiveness region

에 일부 영역에서 냉각유체가 한쪽으로 쏠리게 되고 이에 따라 일부 영역에서 내부 냉각요소를 통한 열전달이 제한되어 해당 효과가 날개 표면까지 도달하여 날개 표면에서의 냉각효율이 주변보다 낮게 예측된 것으로 보인다.

한편, 2단 노즐에는 별도의 막냉각이 적용되어 있지 않기 때문에 출구에서의 냉각유체가 배출되는 슬롯영역 및 2차유로에서 분사되는 퍼지유체로 인한 흡입면 허브에서의 냉각유체 궤적 이외에는 막냉각 효율이 0으로 나타난다. 수치해석 결과에서 2단 노즐 입구에서의 전온도는 내부냉각만으로도 충분한 냉각효과를 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

Fig. 8은 2단 노즐에서의 막냉각 효율 및 복합냉각 효율을 보여준다. 2단 노즐 압력면에서는 복합냉각효율은 축방향 코드 대비 20% 위치에서 1/3 날개 높이 위치에 높은 냉각효율 영역을 형성하고 있는 것을 확인할 수 있다. 해당 현상 역시 일부는 내부냉각 매커니즘을 통해 그 원인을 일부 설명할 수 있다. 2단 노즐은 주 냉각유체가 날개 상부에서 유입되며, 유입된 냉각유체는 인서트(Insert)를 통해 날개 전연에 적용된 충돌냉각 홀을 통과한 충돌제트가 날개 내측 표면을 냉각시키고 압력면/흡입면 내부에 위치한 냉각유체 채널을 따라 하류로 따라 흐르고 하류에서는 핀핀(Pin-fin) 등을 통과하면서 냉각유체의 열전달 현상을 촉진하며 하류에 위치한 슬롯으로 빠져나가게 된다. Fig. 9 (a)와 Fig. 9 (b)에서와 같이 인서트로 유입되는 냉각유체가 날개 아래쪽으로, 흡입면 보다는 충돌냉각 홀에 가까운 압력면으로 편향됨을 냉각유체 유선을 통해 확인할 수 있다. 이에 압력면 전연 하단부에서는 주변에 비해 상대적으로 냉각효율이 높은 것을 볼 수 있으며 반대로 흡입면에서는 내부냉각의 영향이 제한됨에 따라 냉각효율의 값이 주변에 비해 상대적으로 낮은 값을 보임을 확인할 수 있었다.

이상에 걸쳐 1.5단 고압터빈의 설계점에서 냉각효율을 예측하여 보았다. 복합 열전달 해석 기법을 활용하여 각 단별로 특징적인 냉각효율 분포가 나타나는 것을 확인할 수 있었으며, 특히 냉각유체의 거동을 분석하여 각 단의 냉각효율 분포 매커니즘을 분석할 수 있었다.

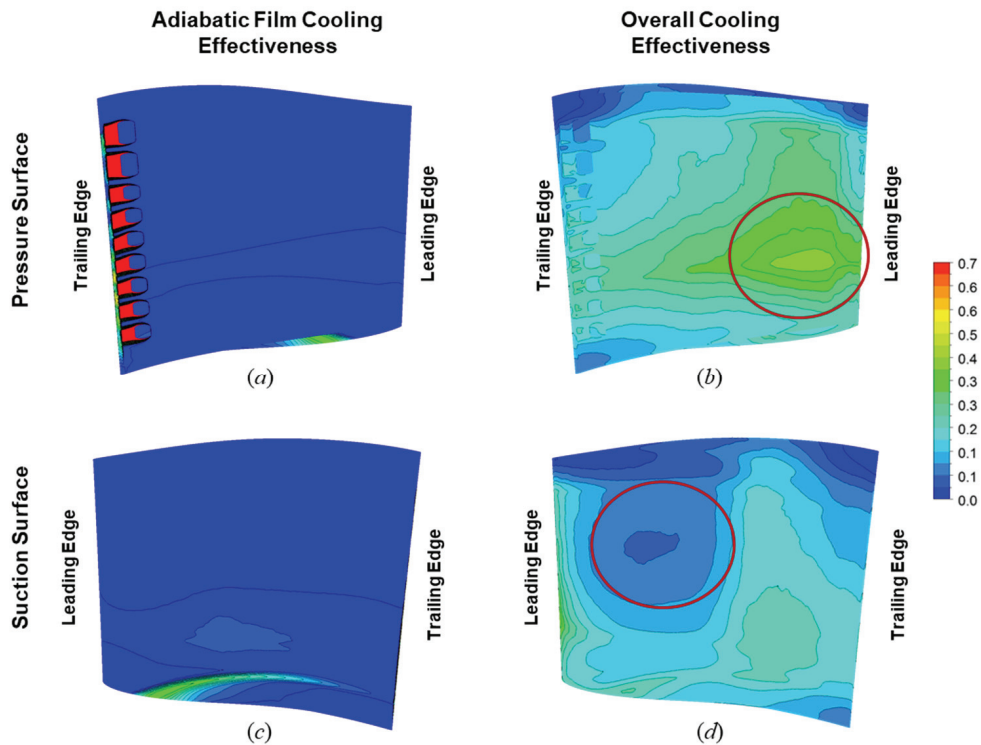


Fig. 8 Comparisons of adiabatic film cooling effectiveness and overall cooling effectiveness of the 2<sup>nd</sup> nozzle row

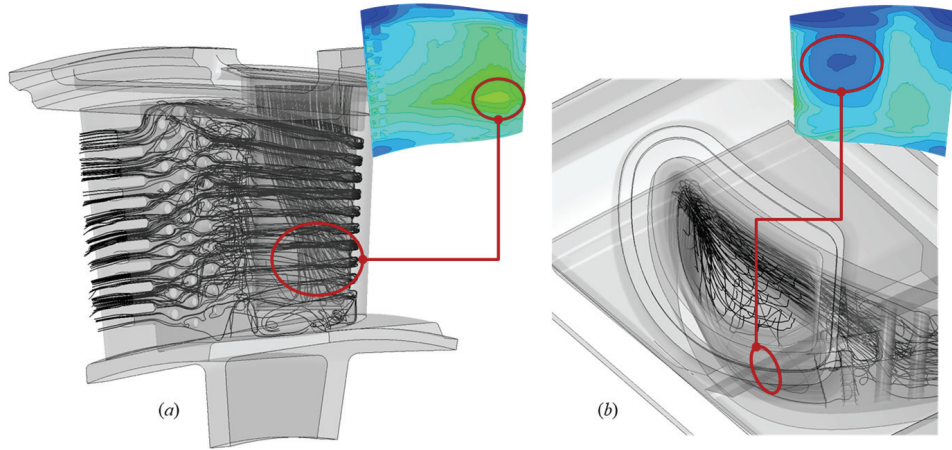


Fig. 9 Internal cooling flow behaviors and corresponding overall cooling effectiveness region in the 2<sup>nd</sup> nozzle row

### 3.2 냉각유체와 터빈 단 내부 전압손실 분포

터빈 유동장 내의 2차유동의 종류 및 그 거동은 여러 선행 연구들에 의해 개념이 제안되었고 여러 수치해석 및 실험 등을 통해 검증된 바 있다. 다만 대부분의 관련 연구에서는 냉각유체 거동이 고려되지 않았으며, 특히 고압터빈에서 막냉각 등과 같은 외부냉각 기법이 고려되었을 경우, 막냉각 유체 거동에 따른 손실 분포를 확인하기 위해서는 수치해석 등의 기법을 통해 분석하는 것이 오히려 편리하다.

본 연구에서 각 단 손실계수의 정의는 식 (3)과 같으며, 각 단의 상대 전압력 감소량을 각 단 출구에서의 동압으로 무차원화 하였다.

$$L_c = \frac{\bar{p}_{0,inlet} - P_0}{\bar{p}_{0,inlet} - \bar{p}_{s,outlet}} \quad (3)$$

해당 식에서  $\bar{p}_{0,inlet}$  은 각 단 입구에서의 질량유량 평균 상대 전압력,  $\bar{p}_{s,outlet}$  은 각 단 출구에서의 질량유량 평균 정압력을 나타낸다. Fig. 10 (a)는 1단 노즐 출구에서의 손실계수 분포를 보여준다. 1단 노즐에서는 압력면, 흡입면에서 막냉각 유체가 분사되고 또한 날개 후연 슬롯에서 내부냉각에 사용된 냉각유체가 주 유동으로 분사된다. 냉각이 적용되지 않은 경우에도 날개 후연에서 후류로 인한 손실이 발생하는데, 냉각유체까지 해당 유동에 혼합되어 소산하는 과정에서 추가 손실이 발생하게 된다. 이에 Fig. 10 (a)의 A 영역과 같이 허브에서 쉬라우드까지 손실영역을 형성하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 10 (b)에서는 냉각유체의 궤적을 손실계수 분포와 함께 표시하였다. 앞서 언급한 것과 같이 주 유동 영역으로 혼합된 냉각유체가 높은 손실영역과 중첩하는 것을 확인할 수 있다. 냉각유체가 Fig. 10 (a)의 A 손실영역과 B 손실영역 형성에 주 원인 중 하나로 파악되며, 적색으로 표시된 퍼지유체의 유선 중 하단 2차유로에서 분사된 퍼지

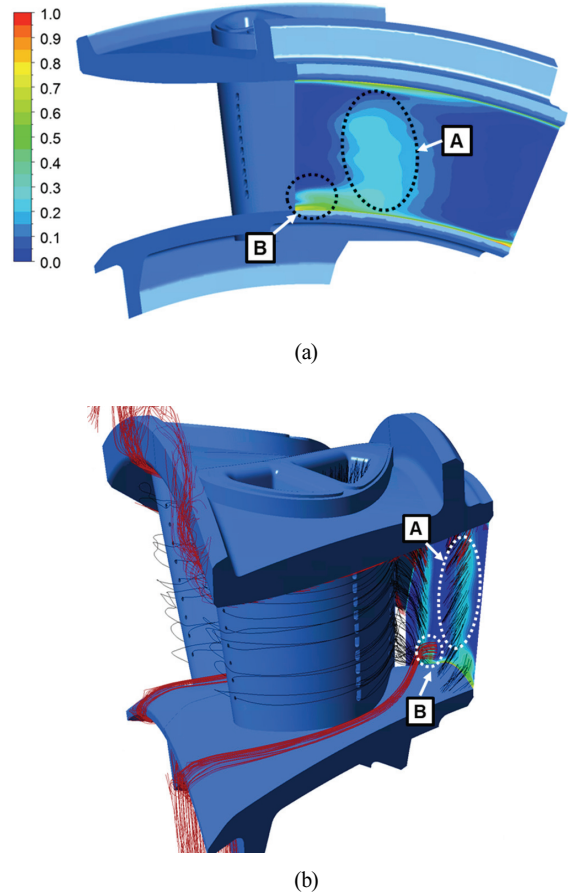


Fig. 10 Distributions of (a) loss coefficient at the 1<sup>st</sup> nozzle outlet and (b) streamlines injected from the cooling hole and secondary flow path

유체는 오히려 B 손실영역의 경계를 형성하는 것을 확인할 수 있다. 즉 허브 쪽에서 분사된 퍼지유체는 전압손실을 야기하기도 하지만 출구에서는 B 손실영역이 확장하는 것을 억제하는 효과를 나타내기도 하였다.

Fig. 11 (a)는 1단 로터 출구에서의 손실계수 분포를 보여



준다. 1단 로터 출구에서의 손실계수 분포는 1단 노즐 출구 손실계수 분포보다 복잡한 형태로 나타난다. A 손실영역은 1단 로터 후연에서 후류와 내부냉각 후 분사되는 냉각유체의 상호작용으로 인한 것이며, 허브에서 팁 영역까지 길게 형성되었다. 익단누설유동 및 팁에서 분사된 냉각유체 그리고 압력면, 흡입면에서 분사된 냉각유체가 복잡한 상호작용

을 하면서 날개 흡입면 팁 부근에서 2개의 큰 와류를 형성하게 된다. 냉각유체가 손실영역에 미치는 영향을 구분하기 위하여 Fig. 11 (b) 에 식 (4)와 같이 정의되는 냉각유체에 의한 무차원화 온도분포를 나타내었다.

$$\theta = \frac{T_{ref} - T_{\infty}}{T_c - T_{\infty}} \quad (4)$$

여기서  $T_{ref}$ 는 1단 로터 입구에서 질량유량 평균된 상대 전온도 값을 주었다. 해당 값이 클수록 냉각유체의 영향으로 주 유동의 온도가 많이 낮아짐을 의미한다. Fig. 11 (a) 와 Fig. 11 (b)를 비교하면 손실영역 A는 날개 후연에서 분사된 냉각유체가 온도 및 손실에 모두 영향을 끼치는 것을 확인할 수 있다. 손실영역 B는 로터 하류에서 가장 큰 손실 영역인데 해당 부분에서 냉각유체에 의한 온도 하강이 거의 없음을 알 수 있다. Fig. 11 (c)의 유선분포 및 손실영역에서 볼 수 있듯이 해당 손실영역은 로터 압력면에서 흡입면으로 넘어가서 형성된 익단 누설유동으로 인한 와류 영역에 기인한 손실로 추정된다. 다른 와류 영역인 손실영역 C에서는 냉각유체의 영향으로 인해 해당 부분의 온도가 떨어지는 것을 알 수 있다. 해당 영역에서 일부는 막냉각 홀에서 분사된

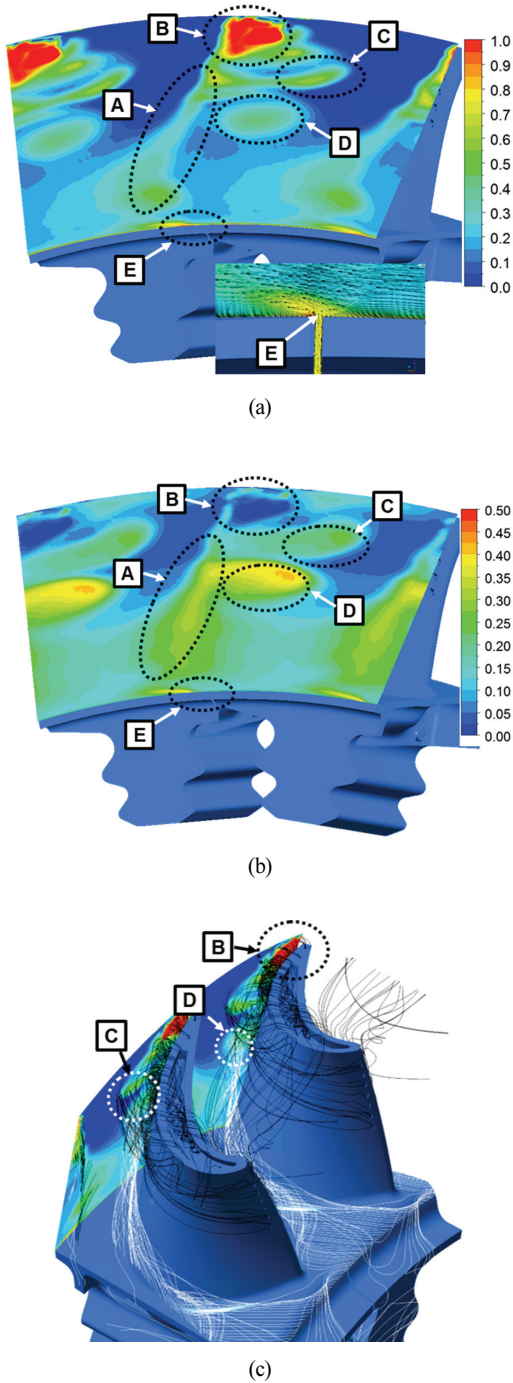


Fig. 11 Distributions of (a) loss coefficient, (b) non-dimensional temperature at the 1<sup>st</sup> rotor outlet and (c) streamlines injected from the cooling hole and secondary flow path

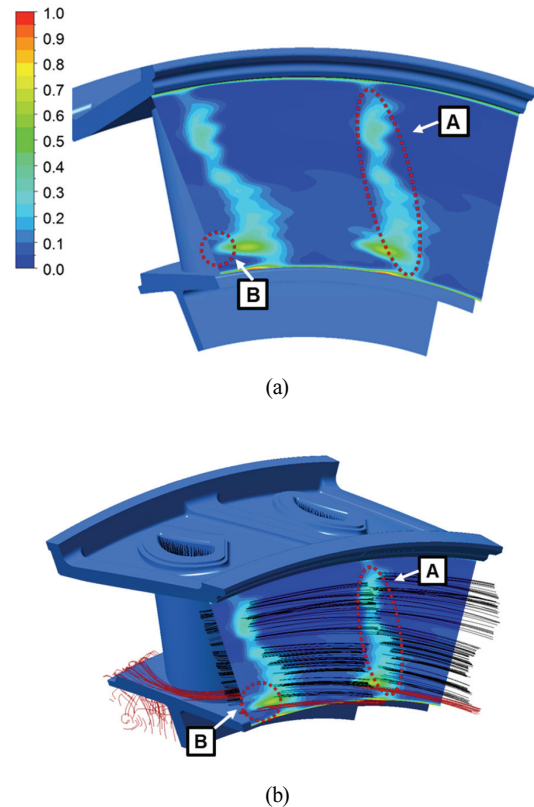


Fig. 12 Distributions of (a) loss coefficient at the 2<sup>nd</sup> nozzle outlet and (b) streamlines injected from the cooling hole and secondary flow path

냉각유체와 팁에서 분사된 냉각유체에 기인한 외류영역으로 보이며, 손실영역 B와는 분리하여 거동함을 알 수 있다. 손실영역 D는 로터 전연 허브 부근에서 분사된 퍼지유체가 로터 내부의 2차유동과의 상호작용으로 인한 손실영역으로 보이며, 출구에서는 50% 스패까지 그 영향이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 한 가지 특이한 점은 로터가 디스크에 조립되면 각 로터 사이에 미세한 간극이 존재한다. 본 수치해석에서도 해당 영역을 유체영역에 포함시켰으며 이에 손실영역 E에서와 같이 날개 사이에서 분사되는 퍼지유체로 인해 해당 부분의 온도도 하강하고 이에 따른 손실영역이 발생하는 것도 확인할 수 있다.

Fig. 12 (a)는 2단 노즐 출구에서의 손실계수를 보여준다. 1단 노즐과는 다르게 손실영역이 날개 후연이 위치한 부분에 집중되어 있다. 2단 노즐에는 별도의 막냉각 홀이 적용되어 있지 않기 때문에 냉각유체의 거동이 1단 노즐, 1단 로터에 비해 단순하며, Fig. 12 (a)의 손실영역 A는 Fig. 12 (b)에서와 같이 날개 후류와 날개 후연에서 분사되는 냉각유체의 상호작용으로 발생하는 것으로 판단된다. 손실영역 B는 2단 노즐 전연에서 분사되는 퍼지유동에 의한 손실로 보인다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 1,000 마력급 터보샤프트 엔진의 2단 고압터빈 중 냉각이 적용된 1.5단 터빈에 대한 복합 열전달 해석을 진행하였다. 본 연구를 통해 다음과 같은 내용을 확인할 수 있었다.

- 1) 1단 노즐과 1단 로터에서는 막냉각과 내부냉각 효과가 포함된 복합냉각 효율을 살펴보았다. 막냉각 유체는 냉각홀 하류에서의 효과적으로 날개표면을 보호하는 것을 확인할 수 있었다. 내부냉각 효과가 더해진 복합냉각 효율은 날개 영역 전체에 대해 보다 균일한 분포를 보이며, 이로 인해 날개 표면에서의 온도가 최대 운용 가능 온도보다 낮은 값을 나타냄을 확인하였다.
- 2) 1단 로터에서는 로터 팁에서 분사된 냉각유체가 익단 누설유동과 상호작용을 하며 하류로 흐르게 되며, 해당 부근에서는 내부냉각의 영향이 제한적이기 때문에 이들의 궤적에 따라 팁 부근에서의 냉각효율이 큰 영향을 받는 것을 확인하였다.
- 3) 내부냉각이 적용된 2단 노즐은 내부에 형성된 냉각요소에 따라 흐르는 냉각유체의 거동으로 날개 표면의 온도분포 날개표면에 직접적으로 반영되는 것을 확인할 수 있었다. 내부채널에서 냉각유체가 분포에 따라 영역별로 특징적인 냉각효율 분포가 형성되는 것을 확인하였다.

- 4) 복합 열전달 해석을 통해 냉각유체의 거동 및 냉각유체와 터빈 내부 유동장과의 상호작용에 의한 전압력 손실에 대한 분석을 진행하여 손실 분포 매키니즘을 확인하였다. 각 단 출구에서의 손실계수는 각 단에서 분사된 냉각유체의 거동과 밀접한 영향을 가지는 것을 확인하였다. 각 터빈 단 날개 후연에서 분사되는 냉각유체 및 날개의 후류의 상호작용으로 인한 손실영역이 가장 넓게 분포하는 것을 확인하였다. 특히 1단 로터에서는 익단간극을 통과한 냉각유체로 인한 손실, 퍼지유동 등에 의한 손실 등이 복합적으로 나타나는 복잡한 손실계수 분포를 확인할 수 있었다.

#### 후 기

본 연구는 방위산업기술지원센터 주관의 ‘복합형 회전익 용 터보샤프트엔진의 가스발생기 핵심기술 개발’ 과제(UC190008D)의 지원을 받아 연구를 수행하였습니다.

#### References

- (1) Jinuk Kim, Jeonggyu Bak, Young Seok Kang, Jinsoo Cho, 2015, “Conjugate Heat Transfer Analysis for High Pressure Cooled Turbine Vane in Aircraft Gas Turbine,” The KSFJ Journal of Fluid Machinery, Vol. 18, No. 2, pp. 60–66.
- (2) Young Seok Kang, Dong Ho Rhee, Bong Jun Cha, 2015, “Conjugate Heat Transfer Analysis of High Pressure Turbine with Secondary Flow Path and Thermal Barrier Coating,” The KSFJ Journal of Fluid Machinery, Vol. 18, No. 6, pp. 37–44.
- (3) Ho-Seong Sohn, Sehjin Park, Jeongju Kim, Hyoungmin Lee, Sangjae Kim, Hyung Hee Cho, 2018, “Conjugate Heat Transfer Analysis for Gas Turbine Blade,” Proceedings of the KSFJ Summer Meeting, pp. 403–404.
- (4) Sunwoo Hwang, Yunchang Jang, Changmin Son, Doyoung Seo, Dongho Rhee, Bongjun Cha, 2015, “A Study on Unsteady Conjugate Heat Transfer of a High Pressure Turbine Blade,” Proceedings of the KSPE Spring Meeting, pp. 421–423.
- (5) Kun Sung Park, Byung Ju Lee, Jae Heo, Jin Taek Chung, Wonsuk Lee, Daehyun Kim, Myunghwan Cho, 2020, “Conjugated Heat Transfer Analysis of a Single-Stage High-Pressure Turbine Applying Internal Cooling Channels and Real Gas,” Proceedings of the KSFJ Winter Meeting, pp. 42–43.
- (6) Kangmyung Ko, Su-Hyeong Cho, Chuljoo Ahn, Bokwon Lee, 2021, “Preliminary Design of Turboshift Engine for UAV,” Proceedings of the KSAS Spring Meeting, pp. 87–90.