

2차유로 및 열차폐 코팅을 고려한 고압터빈의 열유동 복합해석

강영석*[†] · 이동호* · 차봉준*

Conjugate Heat Transfer Analysis of High Pressure Turbine with Secondary Flow Path and Thermal Barrier Coating

Young-Seok Kang*[†], Dong Ho Rhee*, Bong Jun Cha*

Key Words : Conjugate Heat Analysis (열유동 복합해석), Cooled Turbine(냉각터빈), High-Pressure Turbine(고압터빈), Secondary Flow Path(2차유로), Thermal Barrier Coating(열차폐코팅)

ABSTRACT

Conjugate heat analysis on a high pressure turbine stage including secondary flow paths has been carried out. The secondary flow paths were designed to be located in front of the nozzle and between the nozzle and rotor domains. Thermal boundary conditions such as empirical based temperature or heat transfer coefficient were specified at nozzle and rotor solid domains. To create heat transfer interface between the nozzle solid domain and the rotor fluid domain, frozen rotor with automatic pitch control was used assuming that there is little temperature variation along the circumferential direction at the nozzle solid and rotor fluid domain interface. The simulation results showed that secondary flow injected from the secondary flow path not only prevents main flow from penetrating into the secondary flow path, but also effectively cools down the nozzle and rotor surfaces. Also thermal barrier coating with different thickness was numerically implemented on the nozzle surface. The thermal barrier coating further reduces temperature gradient over the entire nozzle surface as well as the overall temperature level.

1. 서론

최근 컴퓨터 계산속도 및 저장장치의 급속한 발전에 힘입어, 다양한 물리현상이 통합된 전산해석이 가능해지고 있다. 가스터빈의 고압터빈은 높은 압력과 온도 조 및 로터에는 내부 및 외부 냉각이 필수적이다. 이에 냉각 요소설계에 대한 충분한 데이터가 구축되어 있지 않은 환경에서 터빈의 냉각 설계 및 이를 평가하기 위하여, 전산유동해석에 내부 냉각 및 외부 망냉각 그리고 열전달이 통합된 열유동에서 노출되기 때문에, 고압터빈의 노즐동 복합해석(Conjugate Heat Transfer Analysis)이 각광을 받고 있다. 비록 열전달 해석에 있어 아직까지 그 정확도 측면에서는 개선의 여지가 있긴 하지만, 터빈 냉각 요소의 냉각 성능을 빠르게 평가하기 위해서 열유동 복합해석은 매우 좋은 평가 방법 중 하나이다.

한국항공우주연구원에서는 입구온도 1400°C급 고압터빈의 공력설계, 냉각설계 및 시험평가 기술을 개발 중에 있으

며, 현재 개발 중인 고압터빈에 대해 실온시험 이전 열유동 복합해석을 통해 노즐 및 로터의 표면 온도를 예측하여 냉각 성능을 평가하고자 하였다. 실온을 구현하기 위해 설치되는 연소기와 노즐 사이에 설계된 2차유로, 노즐과 로터 사이에 설계된 2차유로로 분사되는 2차유동의 거동과 이들이 노즐과 로터의 표면온도에 미치는 영향을 평가하였다. 그리고 실온시험 시 열차폐코팅(Thermal Barrier Coating)이 적용될 노즐 표면에 열차폐코팅을 수치적으로 모사하여, 이에 의한 온도의 하강 정도 역시 평가하였다. 이러한 일련의 열유동 복합해석을 위하여 수치해석의 경계조건 부여방법, 유체-고체 경계면 처리 방법에 대한 연구가 선행되었다.

2. 수치해석 방법

2.1 수치해석 전처리

본 연구에서는 강영석 등⁽¹⁾에 의해 설계된 고압터빈의 노

* 한국항공우주연구원 엔진부품연구팀(Korea Aerospace Research Institute, Engine Components Research Team)

† 교신저자, E-mail : electra@kari.re.kr

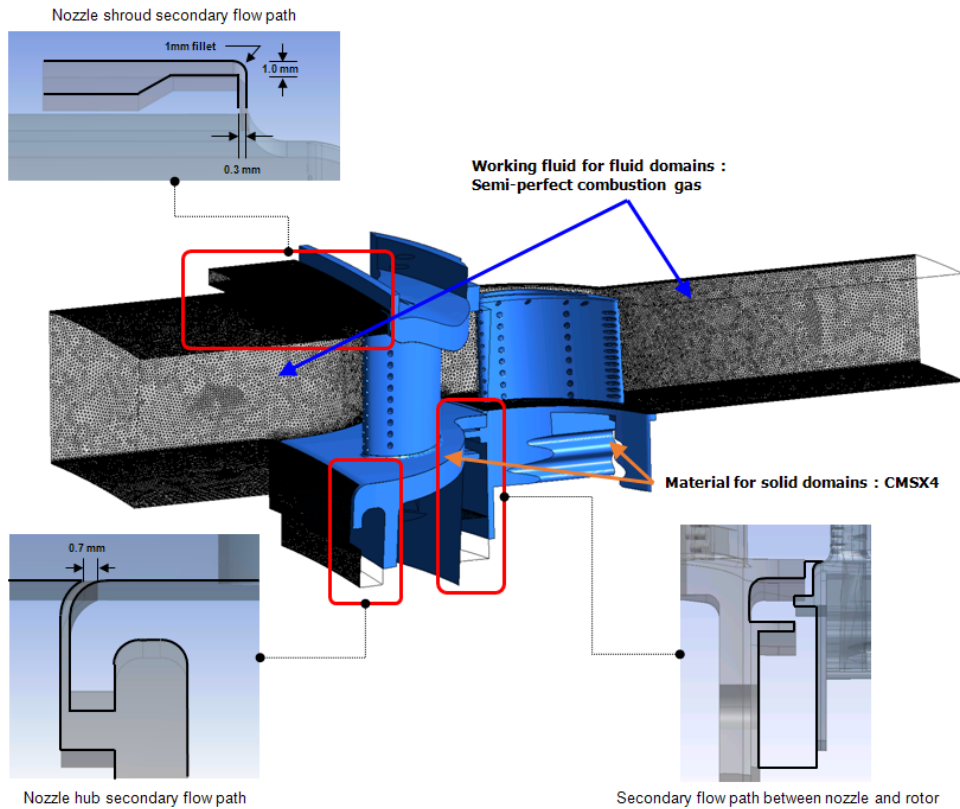


Fig. 1 Computational domain and secondary flow paths in high pressure turbine stage

즐-로터영역에 대하여 해석을 수행하였다. 열유동 복합해석에서는 주 유동과 2차유동이 흐르는 영역을 유체도메인으로 정의하여 유동해석을 수행하고, 노즐과 로터형상에 대해서는 고체도메인으로 구성하여 해당 영역에서는 열전달 해석을 수행하게 된다. 각 계산도메인에 대해 ANSYS Design Modeler를 이용하여 3차원 형상을 설계하고, 이를 ANSYS Mesh에서 격자계를 구성한다. 구성된 격자계를 ICFM-CFD를 이용하여 경계층에서의 격자의 조밀도를 높였다. Fig. 1은 본 해석에 사용된 격자계를 보여주고 있으며, 총 노드 수는 9,236,185 개, 요소 수는 37,493,574개에 이른다.

수치해석은 ANSYS CFX를 이용하여 수행하였다. 자세한 수치해석 전처리 과정, 경계조건의 종류 및 수치는 김진욱 등⁽²⁾의 선행연구에 자세히 기술되어 있으며, 본 논문에서는 주요 사항만 소개하도록 한다. 수치해석 시 작동유체는 준이상기체로 가정하여, 정압비열, 점성, 열전도계수 등은 온도의 함수로 정의하였다. 그리고 압축기 최후단에서 일부 공기를 추가하여 냉각공기 및 2차유동에 공급하기 때문에 사이클 해석을 통한 압축기 출구 조건의 전압력 및 전온도를 냉각공기 및 2차유동의 경계조건으로 사용하였다. 고체도메인은 CMSX-4 소재로 정의하였고, CMSX-4의 열전도계수가 온도의 함수로 주어진다. 유체-고체 접촉면에서는 열전달이 발생할 수 있도록 처리하였으며, 고체도메인의 접촉면이 유

체도메인의 접촉면과 일치하도록 고체도메인의 형상을 수정하였다. 한편 고압터빈 노즐 고체도메인 중 유체도메인과 접촉하지 않고 외부와 열교환이 되는 허브 및 쉬라우드 플랫폼에서의 열 경계조건은 매우 중요하다. 선행연구^(3,4) 사례에 따르면 열유동 복합해석 시 고체도메인의 해당부분의 열 경계조건으로 주로 열전달계수 혹은 정온도로 경계조건이 주어진다. 한편 유사한 입구온도 조건을 상용 엔진에서 노즐 플랫폼의 열전달 계수는 노즐 날개의 전연 영역보다 후연 영역으로 갈수록 높은 값을 가지는 것으로 알려져 있다.⁽⁵⁾ 이에 본 연구에서는 이들 선행연구 결과로부터 평균 열전달계수 및 외기온도의 열경계조건을 정의하여 Fig. 2에서 노즐의 허브 및 쉬라우드 플랫폼, 로터 허브 플랫폼에 고체도메인 경계조건을 부여하였다. 본 연구에서는 해당 위치에 열전달계수($h = 400 W/m^2 K$) 및 외기온도($T_{\infty} = 600 deg C$)를 주어 외부로의 열전달을 수치적으로 모사하고자 하였다.

2.2 2차유로 형상 및 경계조건

터빈 노즐 입구는 연소기 출구와 연결되는 부분이기 때문에 높은 온도와 압력의 연소가스에 노출된다. 이에 연소기 후단과 노즐 입구에서는 열팽창 현상이 발생하기 때문에 이러한 열팽창 현상으로 인한 간섭을 없애고자 연소기와 노즐

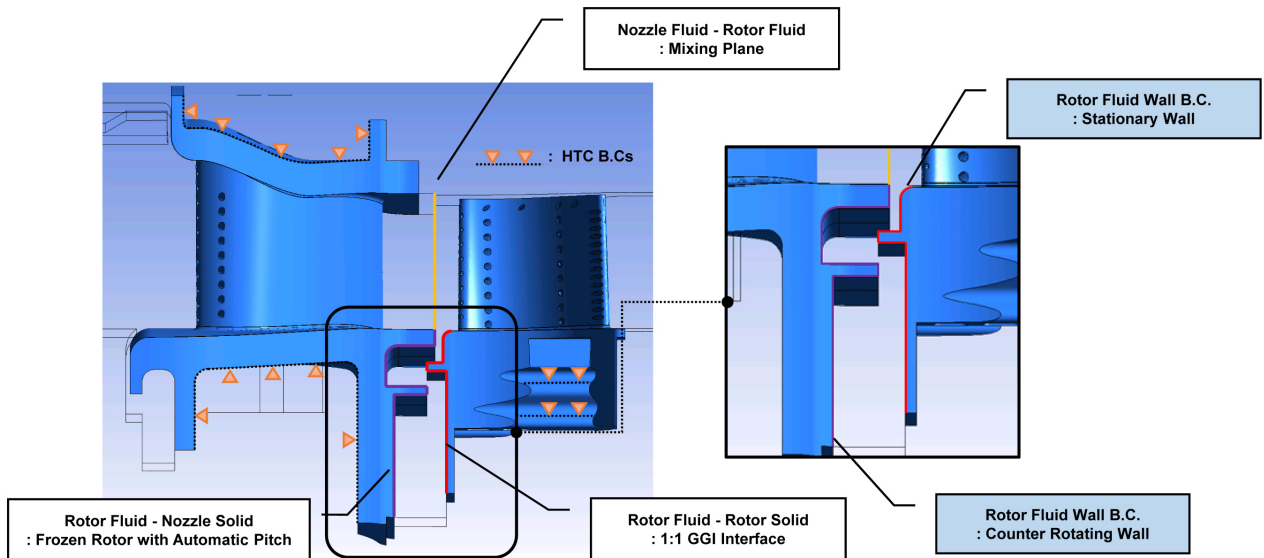


Fig. 2 Interface treatment between nozzle and rotor domains

사이에 약간의 간극을 두는 것이 일반적이다. 해당 간극으로 연소가스가 유입을 방지하고자 해당 간극을 내부 2차유로로 연결하여, 2차유로로부터 약간의 냉각공기를 분사하여 연소가스가 유입이 되는 것을 방지하도록 한다. 이에 본 연구에서는 모멘텀 플릭스 이론^(6,7)을 근거로, 노즐 전연의 허브 및 쉬라우드에서 연소기와의 간극 폭을 결정하고 2차유로의 형상을 정의하였다.

한편 본 연구에서는 노즐-로터 사이의 2차유로 해석도 함께 수행한다. 노즐-로터 사이의 2차유로 형상은 노즐 및 로터의 제작형상에 따라 결정된다. 열유동 복합해석의 경우 유체도메인-고체도메인에 대한 경계면이 발생하게 되고, 이에 본 연구에서는 노즐과 로터의 경우 각각 고체도메인과 유체도메인이 경계면이 1:1로 접촉할 수 있도록 되어있다. 하지만 노즐과 로터 영역을 한 번에 열유동 복합해석 시 노즐 고체도메인-로터 유체도메인의 접촉이 발생하게 된다. 이에 해당 접촉면에 대한 처리를 위해 노즐 고체도메인-로터 유체도메인 간의 열전달이 회전방향으로 크게 변화가 없다고 가정하여, Frozen Rotor 방식으로 처리하되 Automatic pitch option을 사용하였다.

Fig. 2는 노즐-로터간의 2차유로 형상 및 경계면 처리방법을 정리한 그림이다. 노즐 주 유동 영역과 로터 주 유동 영역의 경계면은 Stage 방법을 이용하여 유동정보를 전달한다. 노즐 고체도메인과 로터 2차유로 유체도메인의 경계면의 경우 Frozen Rotor 기법으로 처리하되 Automatic pitch option을 사용하여 고체도메인과 유체도메인이 접촉하지 않는 영역에서도 열전달이 발생하도록 한다. 또한 2차유로 유체도메인에서 노즐 고체도메인과 접촉하는 면은 Counter rotating wall 로 처리하여야 한다. 반면 로터 2차유로 도메인과 로터 고체도메인의 경계면은 1:1로 접촉되기 때문에

GGI 옵션을 통해 열전달이 발생하도록 처리한다.

2.3 열차폐코팅 처리기법

본 연구에서는 수치해석으로 열차폐코팅을 구현하여 이를 터빈 노즐 표면에 적용 시 열차폐 효과를 살펴보고자 하였다. 일반적으로 가스터빈 엔진에 많이 사용하는 코팅 소재 중 하나인 이트륨-지르코늄 혼합물 20 mol% YSZ의 물성치를 수치해석에 적용하였다.⁽⁸⁾ 열차폐코팅을 수치해석으로 구현하기 위해 열차폐코팅이 적용되는 부분에 주어진 두께만큼 가상의 열전달 저항체를 통과하도록 하는 방법으로 열차폐코팅 효과를 모사하고자 하였다. 실제 열차폐코팅 적용 시에는 코팅 두께 만큼 유로 차폐 등의 영향이 존재하나, 본 연구에서는 이를 고려하지 않았다. 열차폐코팅의 두께는 일반적으로 300 μm를 넘지 않기 때문에 본 연구에서는 100~300 μm까지 100 μm 단위로 증가시키며 해석하였다.

3. 수치해석 결과

3.1 노즐 전연 2차유동에 따른 노즐 표면 온도 분포

Fig. 3은 노즐 전연의 2차유로를 통해 2차유동이 유입되지 않을 때와 주 유동 대비 0.5%, 1.0%의 질량유량을 각각 흐를 때 노즐 표면의 온도 분포를 보여주고 있다. 2차유동의 유입과 상관없이, 노즐 전연 미드스팬 영역에서 유동이 정체되며 최대 온도가 형성된다. 한편 노즐 전연 허브 부분에서 2차유동 유입 여부 그리고 2차유동의 유량에 따라 온도의 분포가 가장 크게 영향을 받는 것을 확인할 수 있다. 쉬라우드 표면에서도 이에 따른 온도분포 차이가 발생하지만 허브에 미치는 영향에 비해서는 그 영향이 작다고 할 수 있다.

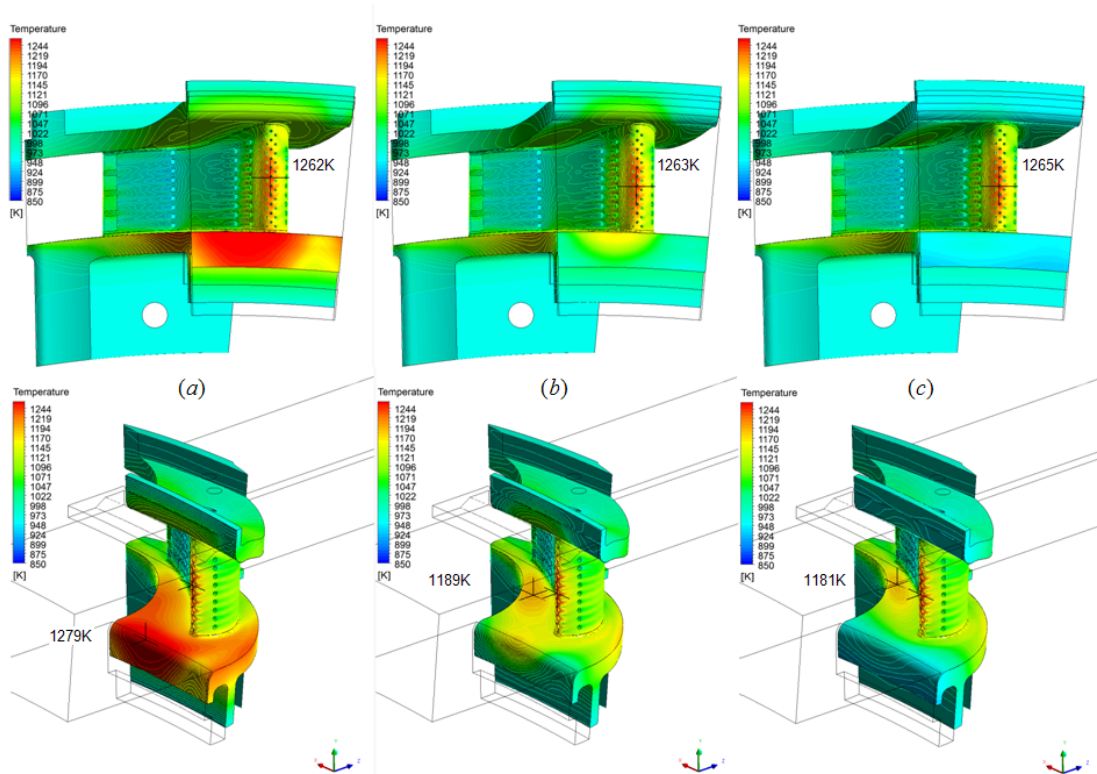


Fig. 3 Nozzle surface temperature distributions (a) without secondary flow injection (b) with 0.5% secondary flow injection and (c) with 1.0% secondary flow injection in front of the nozzle leading edge

날개 전연 허브에서 2차유동이 유입되지 않은 경우 2차유동으로 주 유동이 혼입되 재순환되면서 표면 온도가 크게 상승한 것을 확인할 수 있다. 반면 주 유동의 0.5%만큼 2차유동이 분사되는 경우, 2차유동이 유입되지 않은 경우 대비 크게 온도가 하강한 것을 확인할 수 있다. 이는 2차유동이 비단 주유동이 2차유동으로 흡입되는 것을 억제할 뿐만 아니라 허브면의 냉각에도 기여를 하고 있음을 의미하는 것이다. 분사된 2차유동의 양이 1.0%로 증가하였을 경우 노즐 전연 허브에서 2차유동으로 유입되던 주유동의 양이 거의 사라져 허브면의 온도가 더욱 하강한 것을 확인할 수 있다. 쉬라우드면에서의 온도 역시 크게 하강한 것을 확인할 수 있다. 하지만 2차유동이 주 유동 영역(약 20~80% 스패 영역)의 날개 표면의 온도 분포에 미치는 영향은 작다.

한편 Fig. 3(b)와 (c)에서와 같이 노즐 허브면 1/2 코드 위치에서 온도가 높은 부분이 형성되는 것을 확인할 수 있다. 2차유동의 유입량에 관계없이 형성되며, 2차유동의 유입량 증가에 따라 최대 온도의 차이는 크지 않지만, 전체적인 고온 영역이 감소하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 4에서와 같이 허브 전연에서 접근하는 주 유동의 경계층이 노즐 전연에서 갈라지면서 말발굽과류로 발달하고, 해당 유동이 허브면과 접촉하면서 온도가 상승하게 된다. 해당 영역으로부터 환형으로 열전달이 발생하면서 그림과 같이 온도가 높은 영역이 형성되게 된다. 하지만 어느 경우에 대해서도 온도가

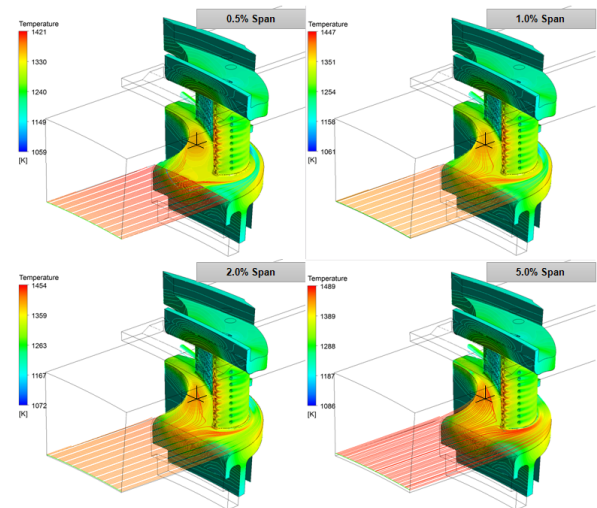


Fig. 4 Hot spot generation on nozzle hub surface

CMSX-4 소재의 산화온도보다는 낮게 형성된다.

3.2 노즐-로터 사이의 2차유동에 따른 노즐 표면 온도 분포

앞서 설명한 노즐-로터 사이의 2차유동 형상을 Fig. 5에서와 같이 두 가지 형상으로 정의하여 해석을 수행하였다. 기본적으로 Fig. 5(a) 형상을 기본형상으로 하여 덧살 등의

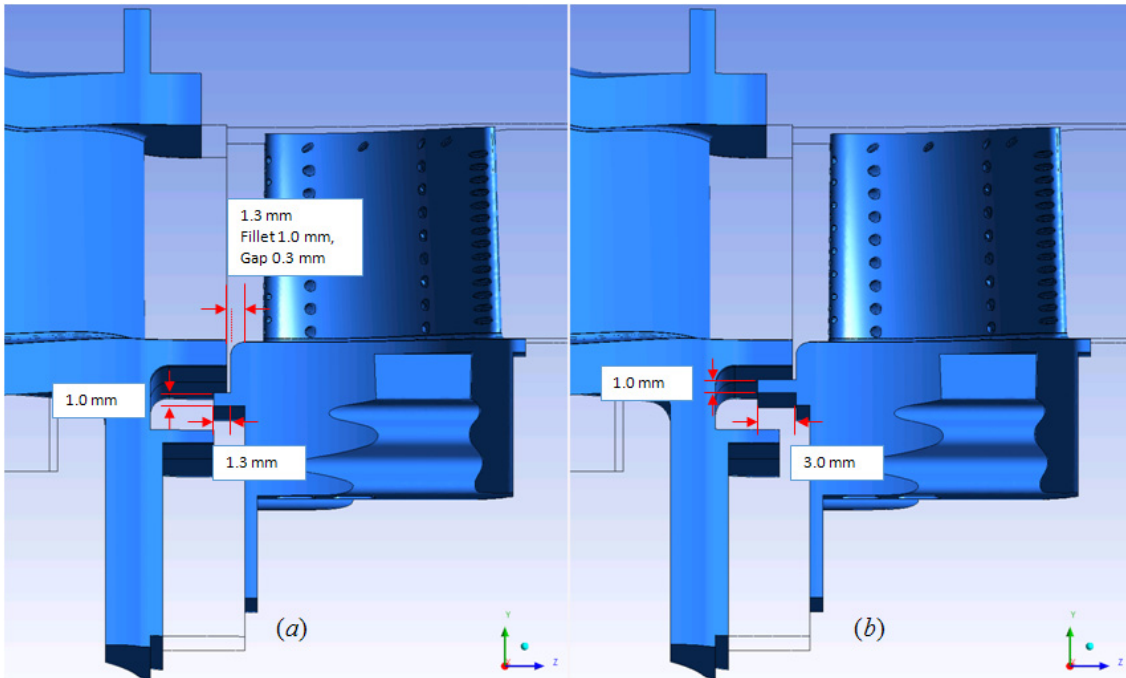


Fig. 5 (a) Initial and (b) modified rotor solid domains and corresponding secondary flow paths

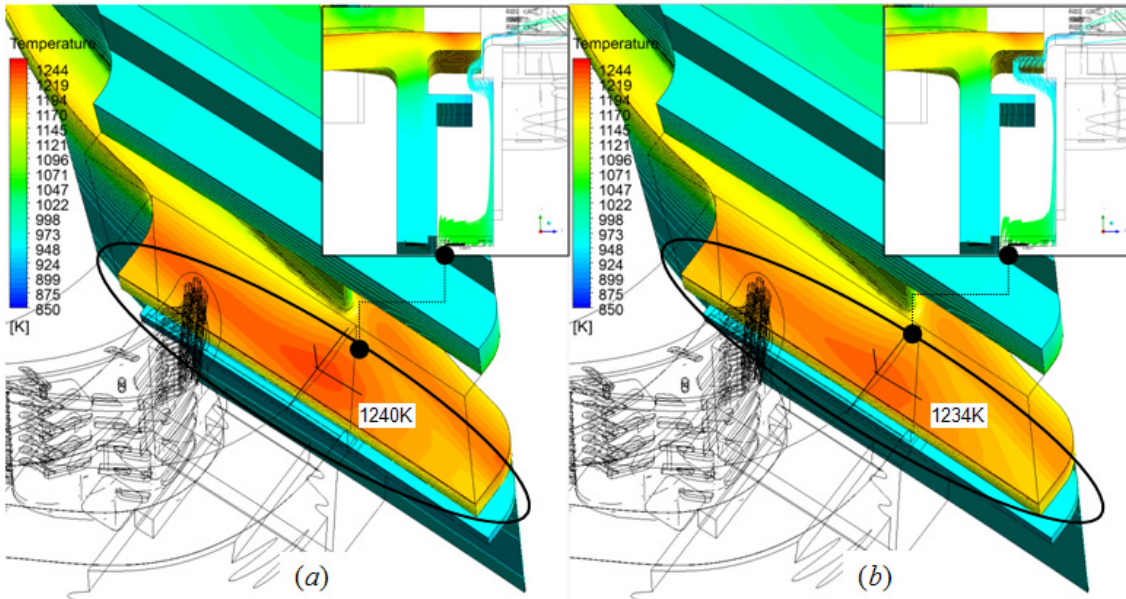


Fig. 6 Nozzle hub surface temperature distributions near trailing edge according to the secondary flow path shape

위치와 길이가 변경된 Fig. 5(b) 형상에 대해서도 동시에 해석을 수행하였다. 노즐 후연 허브에서의 온도를 노즐-로터 사이의 2차유로를 통해 공급되는 2차유동이 낮출 수 있도록 하기 위하여, 로터의 뒷살 길이를 구조적으로 허용하는 한 연장시키고 또한 그 위치를 반경방향으로 이동시켜 2차유로가 노즐 후연 허브면과 접촉하는 거리를 연장시켜 냉각 성능을 향상시키고자 하였다.

두 형상에 대해 노즐-로터 간의 2차유로에서 0.5%의 2차

유동이 흐르도록 질량유량 경계조건을 주고 해석을 수행하였다. 해석 결과 2차유로 내에서의 유선의 분포는 Fig. 6의 상자 안의 그림과 같다. 그림에서 2차유동이 반경방향으로 이동할수록 전체적으로 로터면으로 치우쳐 로터 주유로 내부로 유입되는 것을 확인할 수 있다. 이에 뒷살의 크기 및 위치가 조정된 형상에서 노즐 후연 허브면과 열전달 영역이 크게 형성되는 것을 알 수 있다. 2차유로의 형상에 따라 2차유동이 주유동에 흡입되어 형성하는 유선의 분포는 크게 달라

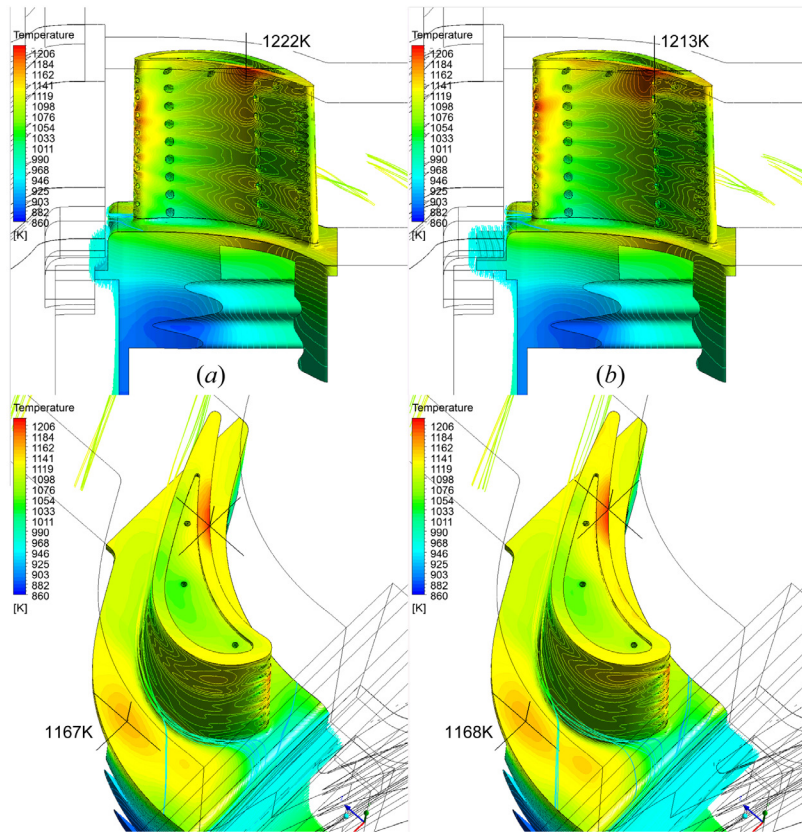


Fig. 7 Rotor surface temperature distributions according to the secondary flow path shape

지지 않는데, 주 유동에 비해 2차유동의 모멘텀이 낮기 때문으로 생각된다. 이에 Fig. 6에서와 같이 기본형상에 비해 2차유로가 조정된 형상에서 2차유동 접촉면에서 노즐 고체도메인의 온도는 약 30K 정도 낮아지게 된다. 특히 노즐 후류 부분의 고온 영역이 감소하는 것을 확인할 수 있으며, 최대 온도는 유사하나 약간 하강한다. 최대 온도의 감소량이 큰 편은 아니지만, 전체적으로 노즐 후연에서의 전체적인 온도 및 온도 구배를 낮추었다는 측면에서 볼 때에 노즐-로터 간의 2차유로 형상은 노즐 후연 냉각에 상당한 영향을 미칠 수 있다고 할 수 있다.

3.3 노즐-로터 사이의 2차유동에 따른 로터 표면 온도 분포

Fig. 7은 열유동 복합해석 결과로부터 얻어낸 로터 표면의 온도 분포이다. 노즐에서와 마찬가지로 로터 전연의 약 70% 스패ن 부분에서 유동이 정체되며 높은 온도 영역이 형성된 것을 확인할 수 있다. 또한 로터 압력면 팁 부근에서도 높은 온도 영역이 형성된다. 해당 부분은 로터 압력면에 배치된 막냉각 홀로부터 분사된 냉각 유체가 해당 영역을 벗어나 유선을 형성하기 때문으로 판단된다. 해당 고온 부분은 로터 림 부근까지 확장되어 있다. 림으로 둘러싸인 캐비티 영역에

서는 일단 누설 유량 및 더스트 홀에서 분사된 냉각공기로 인해 충분히 냉각이 되는 반면, 압력면 2/3 부근의 림 영역에서는 매우 고온의 영역이 형성되고, 주변과 약 100도 정도 차이가 발생한다.

한편 로터 허브 1/2 코드 위치에서도 노즐 허브에서와 마찬가지로 방사형 고온 영역이 형성된다. 이 역시 노즐 허브 전연에서 발생한 말발굽 와류가 해당 영역에서 허브면과 접촉하여 해당 영역이 형성된 것으로 보인다.

로터 표면에서 가장 높은 온도를 보이는 로터 전연 및 로터 팁 영역의 온도가 소재의 크리프 온도보다는 낮게 형성되어, 온도로 인한 소재의 파손은 크게 없을 것으로 판단되나, 온도 구배에 따른 열응력 및 이에 따른 구조적 수명 해석을 통해 구조적 안정성 평가도 병행되어야 할 것이다.

3.4 열차폐코팅에 따른 노즐 표면 온도 분포

앞서 해석결과를 살펴보면 노즐 및 로터 표면의 온도 절대값은 소재의 산화온도보다는 낮으나, 노즐 표면의 온도, 특히 허브면에서의 온도 수준 및 온도 구배가 매우 크게 나타났다. 이에 본 연구에서는 노즐 표면에 수치적으로 열차폐코팅을 모사하였을 때에 노즐 표면의 온도 분포를 살펴보고자 하였다. 열차폐코팅 적용은 노즐의 허브면 및 쉬라우드면,

2차유로 및 열차폐 코팅을 고려한 고압터빈의 열유동 복합해석

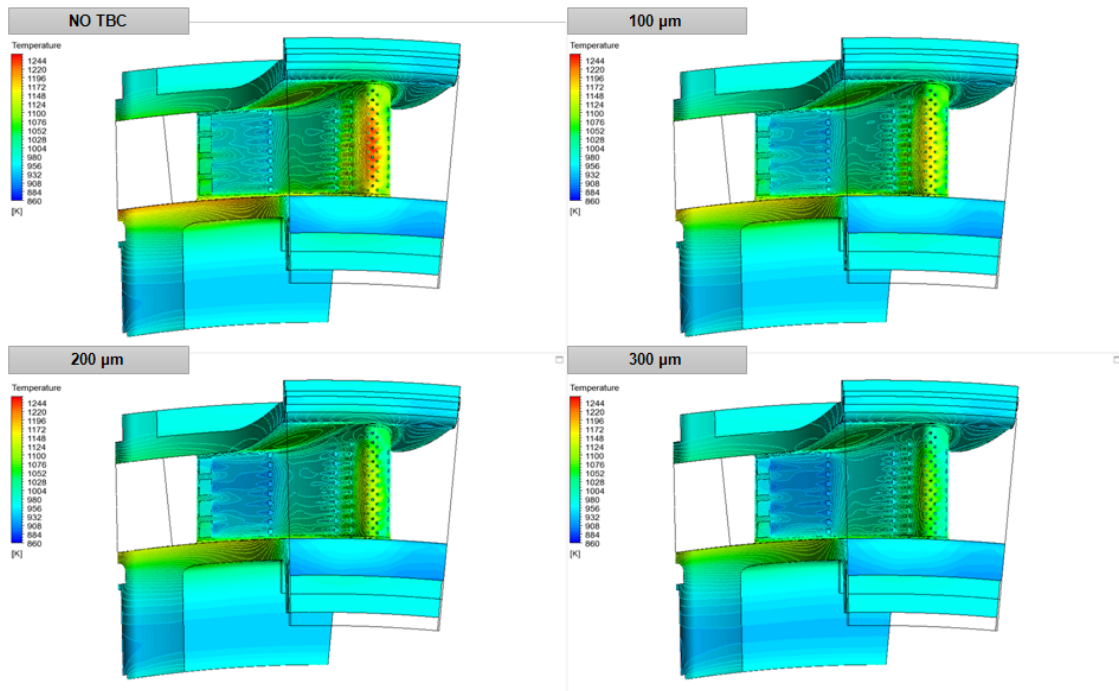


Fig. 8 Nozzle surface temperature distribution near stagnation line according to TBC thickness

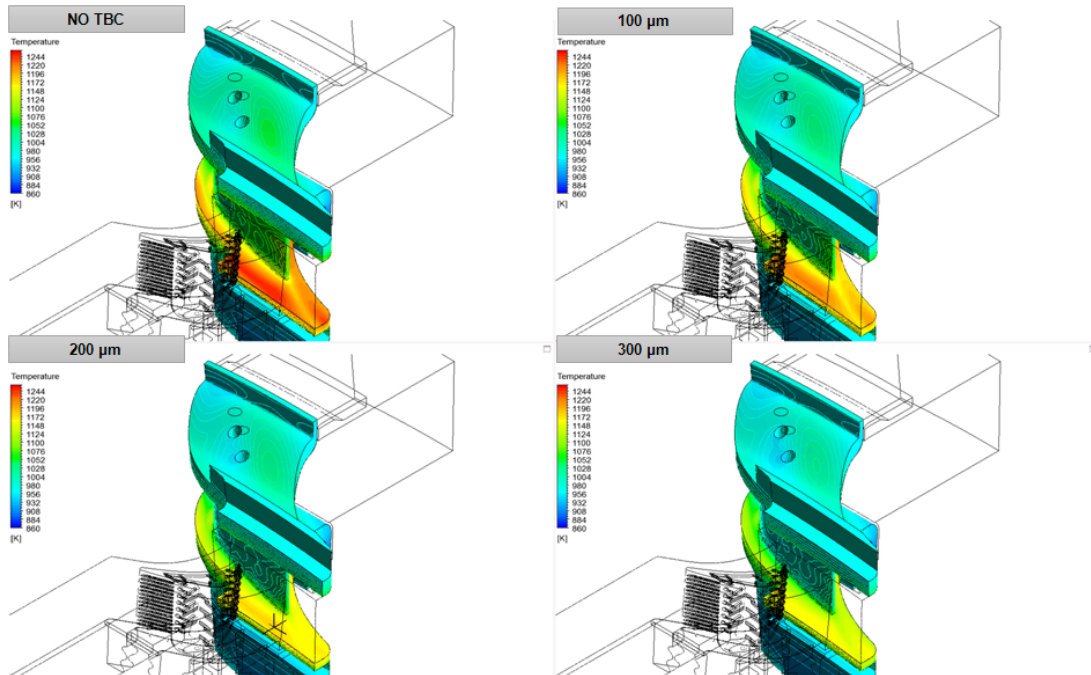


Fig. 9 Nozzle surface temperature distribution near trailing edge according to TBC thickness

그리고 날개면으로 한정하였다. 노즐 전연에서의 2차유동은 주 유동 대비 1%의 유동이 분사되는 조건 하에 열차폐코팅 적용 후 온도 분포를 Fig. 8에 나타내었다. 노즐 미드스팬 정체 구간 및 말발굽와류로 인해 발생하던 허브면 고온영역에서의 최대 온도 위치는 동일하지만, 열차폐코팅 적용 시 최대 온도 및 온도구배가 크게 낮아진 것을 확인할 수 있다.

특히 노즐 전연에서의 온도가 열차폐코팅의 두께가 100 μm 이 증가할 때 마다 약 50K씩 하강하는 것을 볼 수 있다.

한편 노즐 후연 허브에서의 최대 온도 및 온도 구배 역시 열차폐코팅 적용 시 매우 효과적으로 감소하는 것을 확인할 수 있었다. Fig. 9에서 노즐 후연에서의 허브 온도는 열차폐 코팅의 두께가 100 μm 증가할 때 마다 약 30K씩 감소를 한

다. 노즐 후연에서는 열전도로 인한 냉각효과 보다는 열차폐 코팅으로 인한 온도 감소 효과가 더 큰 것으로 예측되었다. 또한 로터 표면에 비해 전체적으로 노즐 표면의 온도장이 높게 형성이 되었는데, 수치해석 결과 열차폐코팅은 노즐 표면 온도 하강을 위한 효과적인 방법으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서는 냉각 설계 및 2차유로 등이 적용된 고압터빈에 대한 복합 열전달 해석을 수행하였다. 2차유동에 의한 주유동 혼입 억제 및 2차유로 주변 냉각 성능은 기대 이상의 효과를 보였으며, 향후 실온시험을 통해 최종적으로 검증할 예정이다. 수치해석 결과 노즐 및 로터의 경우 각각 산화 및 크리프 현상 등은 발생하지 않을 것으로 보인다. 추가적으로 열차폐코팅을 적용하였을 경우 노즐의 표면 온도가 더욱 효과적으로 하강하는 것을 확인하였다. 본 수치해석 결과를 종합하여 실온시험에서 적용할 2차유로의 유량 및 열차폐코팅의 두께를 결정할 예정이며, 최종적으로 실온시험결과와 비교 분석을 통해 본 고압터빈의 열유동 복합해석 기법을 최종적으로 검증할 예정이다.

후 기

본 연구는 항공우주부품기술개발사업인 “중소형 항공기용 터보팬 엔진의 고압터빈 냉각 설계기술 개발 및 시험평가 기술 구축”의 과제 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) Kang, Y. S., Rhee, D. H., Kim, C. T. and Cha, B. J., 2013, “Aerodynamic optimization of axial turbine tip cavity with approximation model”, ASME Paper No. TBTS2013-2079.
- (2) Kim, J. U., Bak, J. G., Kang, Y. S., and Cho, J. S., 2015, “Conjugate heat transfer analysis for high pressure cooled turbine vane in aircraft gas turbine”, Journal of Fluid Machinery, Vol 18, No. 2, pp. 60~66.
- (3) Kathiravan, S., De Prosperis, R., and Ciani, A., 2013, “Numerical investigation of flow and heat transfer in gas turbine separtine passage cooling and comparison with experimental data,” ASME GT2013-94666.
- (4) Ron-Ho Ni, William Humber, George Fan, John P. Clark, Richard J. Anthony, Capt. Jamie J. Johnson, “Comparison of predictions from conjugate heat transfer analysis of a film-cooled turbine vane to experimental data,” ASME GT2013-94716.
- (5) Robert D. Thulin, David C. Howe and Irwin D. Singer, 1982, “Energy efficient engine high-pressure turbine detailed design report,” NASA CR-165608.
- (6) Cardwell, N. D., Sundaram, N. and Thole, K. A., 2007, “The effects of varying the combustor-turbine gap”, Journal of Turbomachinery, Vol. 129, No. 4, pp. 756~764.
- (7) Lynch, S. P. and Thole, K. A., 2008, “The effects of varying the combustor-turbine gap,” ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 130, pp. 041019-1~041019-10.
- (8) Xiwen, S., Min, X., Fen, Z., Guixiao, J., Xihong, H., & Shengli, A. (2011). High-temperature thermal properties of yttria fully stabilized zirconia ceramics. Journal of Rare Earths, 29(2), 155-159.