

F급 가스터빈 연소기 이차유로에서 냉각유체 분사 조건에 따른 씰링 및 막냉각 성능 평가

김태우* · 김대현** · 박준수*†

Evaluation of Sealing and Film-Cooling Performance According to Coolant Injection Conditions in the Secondary Flow Path of an F-Class Gas Turbine Combustor

Tae Woo Kim*, Dae Hyun Kim**, Jun Su Park*†

Key Words : Gas turbine(가스터빈), Sealing effectiveness(씰링 효과), Purge flow(퍼지 유동), Leakage flow(누설유동), Film cooling(막냉각), Cooling Effect(냉각 효과)

ABSTRACT

Leakage flow at the SEV combustor liner and first-stage vane hub interface can degrade sealing, disrupt purge flows, and increase thermal loads on hot-gas-path components. This study numerically investigated the effects of coolant injection angle and blowing ratio (M) on leakage suppression and film-cooling performance in the secondary flow path of an F-class gas turbine using ANSYS CFX. The computational domain encompassed the main-flow passage, secondary flow path, seal-sheet structure, and a simplified vane leading-edge model. Sealing characteristics was analyzed via cross-sectional flow structures and temperature distributions, while cooling performance was evaluated using adiabatic film-cooling effectiveness on the liner endwall and vane hub. Under horizontal injection, coolant impinged on the vane hub, lost momentum, and allowed hot mainstream gas to recirculate into the secondary passage. Conversely, changing the injection angle to 30° effectively suppressed hot-gas ingestion, reducing the internal temperature by $300\text{--}400^\circ\text{C}$. Furthermore, increasing the blowing ratio from 0.5 to 2.0 at a 30° angle strengthened fluidic sealing, lowering temperatures by roughly $300\text{--}500^\circ\text{C}$. While the liner endwall achieved maximum cooling effectiveness at $M = 1.0$, the vane hub showed continuous improvement up to $M = 2.0$. Ultimately, combined optimization of injection angle and blowing ratio is essential for ensuring the thermal integrity of liner-vane interface components.

1. 서 론

환경 규제의 강화로 인한 전 세계적 탄소중립 선언은 현재 다양한 친환경 에너지 발전 시스템에 대한 관심과 수요로 이어졌다. 특히 기존의 오래된 발전 시스템의 경우 많은 탄소를 배출하며, 탄소배출을 저감하기 위한 개발 및 연구가 지속되어왔다^(1,2). 이에 따라 기존 석탄화력발전보다 온실가스 발생 및 대기오염물질 배출이 적은 발전용 가스터빈에 대한

관심이 자연스럽게 증가하게 되었다⁽³⁻⁵⁾.

이러한 시장의 요구에 부응하여 가스터빈이 무탄소 발전의 핵심 거점으로 자리 잡기 위해서는 시스템의 에너지 전환 효율을 극대화하는 고효율화 기술 확보가 선행되어야 한다. 일반적으로 가스터빈 성능 향상을 위한 열효율 제고는 개발 초기 단계부터 핵심 연구 과제로 다루어져 왔으며, 주로 압축비 및 TIT(Turbine Inlet Temperature)를 높이는 방향으로 발전해 왔다. 그 결과 현재는 일반적으로 30~40%, 복합

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부(Department of Aerospace Mechanical Engineering, Korea Aerospace University)

** 한화에어로스페이스(Hanwha Aerospace)

† 교신저자, E-mail : junsupark@kau.ac.kr

발전의 경우 60% 이상의 열효율을 기대할 수 있게 되었다.

하지만 연소 온도가 높아질수록 고온 부품의 열적 손상을 방지하기 위해 더 많은 냉각유체가 요구되며, 이는 필연적으로 시스템 내부의 압력 손실과 유량 누설 가능성을 높이는 결과를 초래한다. 따라서, 이러한 방식은 높은 개발비용과 기술적 난이도라는 한계가 있으며, 효율 손실의 최소화 및 신뢰성 확보를 위한 새로운 접근이 요구된다. 그중 누설 유동을 제어하는 씰링 기술은 과거부터 대표적인 방안으로 지속적으로 연구 및 개발이 진행되고 있다.

가스터빈은 고속 회전체와 고정 구조물이 정밀하게 결합된 복잡한 발전 시스템으로, 각 부품의 기계적 체결부 및 회전-고정 파트 사이의 간극을 통한 누설 유동이 필연적으로 발생한다. 팁 누설(Tip leakage)뿐만 아니라, 연소기와 터빈 등 각 세그먼트가 물리적으로 결합되는 인터페이스의 갭(Gap)을 통한 누설은 엔진 전체 성능을 좌우하는 핵심 요인이다⁽⁶⁻⁸⁾. Cofer의 연구에 따르면 누설 유동은 전체 추력 손실의 약 33%를 차지하며, 특히 주유동(Main flow)의 일부가 부품 간 결합 틈새를 통해 이차유로(Secondary flow path)로 유입되는 현상은 에너지 효율 저하로 이어진다⁽⁹⁾.

특히, 이차유로로 유입되는 누설유동은 고온의 연소가스에 노출되도록 설계되지 않은 결합부 부근에 직접적인 열적 부하를 가하여 구조적 건전성에 치명적인 결함을 초래한다. 이러한 누설이 연소기 라이너와 1단 베인 바닥면 사이의 기계적 접합부 내부로 침투할 경우, 기존에 계획된 냉각유체의 흐름을 교란하고 냉각 효율을 급격히 저하시켜 부품의 열적 손상을 심각하게 가속화한다. 대표적으로 라이너는 고온에서 장시간 운용될 경우 크립(Creep) 변형이 누적되며, Radhakrishnan⁽¹⁰⁾은 열 차폐 코팅(TBC) 두께 변화가 라이너 온도 분포와 크립 수명에 미치는 영향을 해석적으로 분석하고 실제 파손 부위와의 일치성을 제시한 바 있다. 또한 누설 유동으로 인해 국부적으로 냉각이 부족해지면 고온 산화가 가속되며, Cirigliano⁽¹¹⁾는 산화층 성장 및 온도 편차가 마이크로 가스터빈 라이너의 열기계피로(TMf) 수명을 크게 단축시킨다는 점을 보고하였다. 냉각 비균일성으로 인한 열피로 및 국부 파손 사례도 다수 존재하며, Kim⁽¹²⁾과 Fengjun⁽¹³⁾은 라이너 균열 패턴과 비대칭 온도 분포가 고온 손상의 주요 원인임을 실증적으로 제시하였다. GE 기술 문서에서도 고온 산화, 열피로, 균열 등의 손상이 냉각 성능 저하 및 주유동 유입과 강하게 연관된다고 강조하고 있다⁽¹⁴⁾.

이처럼 기존 연구들은 누설 유동에 의한 냉각 성능 저하와 고온 가스의 직접적인 노출이 연소기 라이너 손상의 핵심 요인임을 공통적으로 지적하고 있으며, 이를 효과적으로 억제할 수 있는 고도화된 씰링 기술 확보의 필요성을 시사한다. 일반적으로 가스터빈 인터페이스의 누설을 제어하기 위해서는 물리적인 차단막(Seal)을 설치하는 방식과 더불어, 내부의 냉각유체를 외부로 분사하여 압력 차를 이용해 주유동의

침투를 막는 퍼지 유동(Purge flow) 방식이 병행되어 사용된다. 특히, 고온·고압의 가혹한 환경에 노출되는 부품 접합부에서는 냉각유체가 형성하는 유체적 장벽이 1차적인 차단을 수행하고, 하부에 설치된 금속 씰(Seal sheet)이 2차적인 물리적 장벽을 형성하는 복합 씰링 구조가 누설 저감의 신뢰성을 향상시키는 핵심 기술로 평가받는다.

이러한 퍼지유동 기반 씰링 개념은 가스터빈 내부 로터-스테이터 인터페이스에서 적용되는 림 씰(Rim seal)과 유사한 물리적 원리를 가진다. 실제로 Xingyun Jia⁽¹⁵⁾는 림 씰 간극을 통해 유입된 주유동이 디스크 냉각 성능을 크게 저하시켜 손상(ablation)을 유발함을 분석하였고, Scobie 등⁽¹⁶⁾은 angle-wing 구조를 적용한 새로운 림 씰 형상이 누설 억제에 효과적임을 실험과 CFD로 검증하였다. Seok Min Choi⁽¹⁷⁾는 엔진 모사 장비에서 압력 및 CO₂ 농도를 측정하여 씰 성능을 정량화하고, Zeyu Wu 등⁽¹⁸⁾은 cavity 내 농도·압력·스윙비 기반으로 다양한 림 씰 형상을 비교한 결과 공동 구조가 누설 유동 제어에 크게 기여함을 제시하였다.

그러나 기존 림 씰 연구는 대부분 로터-스테이터 계열의 간극 누설 문제에 집중되어 있으며, 연소기 라이너-1단 베인 바닥면 사이에서 발생하는 주유동 유입과 같은 연소기 내부 구조물의 누설 제어를 직접적으로 다룬 연구는 매우 부족하다. 또한 기존 라이너 연구 역시 주로 고온 손상 분석에 초점을 두고 있어, 퍼지유량과 하부 씰 구조가 결합된 복합 씰링 방식이 실제 누설 유입을 어떻게 억제하고 라이너 온도 분포에 어떠한 영향을 미치는지에 대한 정량적 분석은 충분히 이루어지지 않았다.

따라서 본 연구는 SEV 라이너와 1단 베인 바닥면 사이의 인터페이스에서 발생하는 주유동 누설을 억제하고, 동시에 라이너 및 베인 표면의 냉각 성능을 향상시키기 위한 설계 인자를 분석하는 것을 목적으로 한다. 이를 위해 냉각유체의 분사각과 분사비를 주요 변수로 설정하여 CFD 해석을 수행하고, 이차유로 내부 유동 구조, 라이너 및 베인 바닥면 벽면의 온도 분포, 그리고 실제 손상 형상과의 대응 관계를 종합적으로 검토하였다. 나아가 분사 조건 변화가 누설 유동 억제와 막냉각 성능 개선에 미치는 영향을 분석함으로써, 고온 부품의 열적 건전성 향상에 유효한 설계 방향을 제시하고자 하였다.

2. 연구 방법

본 연구에서 분석하고자 하는 대상은 전 세계적으로 널리 운용되고 있는 F-class 대형 가스터빈이다. F-class 가스터빈은 높은 터빈 입구 온도(TIT)를 유지하여 고효율을 달성하는 것이 특징이며, 이에 따라 연소기 및 고온 부품의 열적 건전성 확보가 매우 중요한 기종이다.

Fig. 1에서 보이는 바와 같이 해당 가스터빈에는 대기오염

물질 배출을 최소화하면서도 고출력을 유지하기 위해 SEV (Sequential EnVironmental) 버너(Burner) 방식의 재열 연소 시스템이 적용되어 있다. SEV 버너 라이너는 연소 프로세스의 마지막 단계로서 고온의 연소가스를 터빈부로 전달하는 역할을 수행하며, 터빈 1단 베인(1st stage vane)의 바닥면과 기계적으로 직접 연결되는 구조적 인터페이스를 가진다.

특히, 연소기 라이너의 끝단(End-wall)과 터빈 1단 베인 바닥면 사이에는 열팽창 및 조립 공차를 고려한 미세 간극이 존재한다. 이 간극은 주유동인 고온의 연소가스가 부품 내부의 이차유로로 유입될 수 있는 주요 경로가 되므로, 본 연구에서는 이 인터페이스 및 하부 Seal에 의한 누설유동 특성을 중점적으로 분석하였다.

SEV 연소기 내부의 유동 특성과 라이너 온도 분포를 파악하기 위해 CFD 프로그램인 Ansys CFX 2020 R2를 사용하여 해석을 수행하였다. 또한 해석 결과가 실제 운용 중 손상이 발생한 라이너의 특성과 일치하는지를 비교함으로써 결과의 신뢰성을 검증하였다. 전체 연구 절차는 모델링, 격자 생성, 경계조건 설정, 수치해석 수행, 결과 분석의 순서로 진행되었다.

2.1 해석 모델

SEV 라이너는 SEV 버너와 터빈 베인 사이를 연결하여 고온 연소가스의 유동 발달을 돕고, 이를 안정적으로 터빈부로 공급하는 부품이다. 본 연구를 위한 수치해석 모델링에는 Ansys SpaceClaim을 사용하였으며, 실제 가동 중인 라이너의 설계 형상을 활용하여 유동 영역을 생성하였다.

Fig. 2는 본 연구에서 적용한 SEV 라이너의 형상을 나타낸다. 그림에 나타낸 것과 같이, 라이너 끝단에 적용된 막냉각각홀은 30° 경사각을 갖는 형상으로, 총 52개의 막냉각각홀이 라이너에 배치되어 있으며, 내부 이차유로에서 공급되는 냉각유체가 주유동 연소가스 영역으로 분사되도록 설계하였다. 또한 35°로 설계된 seal sheet는 냉각홀 하부에 위치한 금속 쉘 구조로서, 주유동이 라이너 하부 이차유로로 침투하는 것을 물리적으로 차단하는 역할을 수행한다.

Fig. 3은 본 연구에 적용한 유동 영역의 계산 도메인을 나타낸다. SEV 버너의 출구는 라이너 입구 경계로 설정하였으며, 연소가스는 버너 출구를 통해 라이너 내부로 유입되도록 구성하였다. 해석 영역은 라이너를 따라 터빈으로 공급되는 주유동 영역과, 라이너 끝단부에서의 누설 및 냉각 특성을 함께 고려하기 위한 이차유로 영역을 포함하도록 모델링하였다. 한편, 라이너 출구부 하류에는 실제 엔진에서 베인이 위치하고 있으므로, 본 연구에서는 단순히 출구를 하나의 유동 경계면으로 설정하지 않고 베인에 의한 유동 차단 효과를 모사하고자 하였다. 이를 위해 베인 leading edge 직경과 동

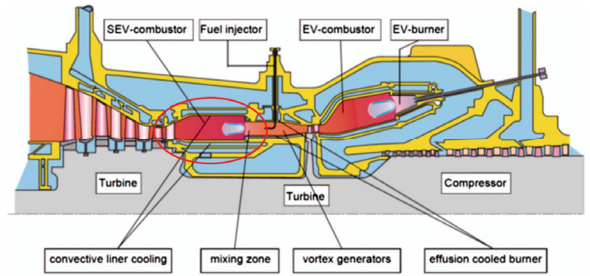


Fig. 1 GT24/26 Gas turbine Architecture [25]

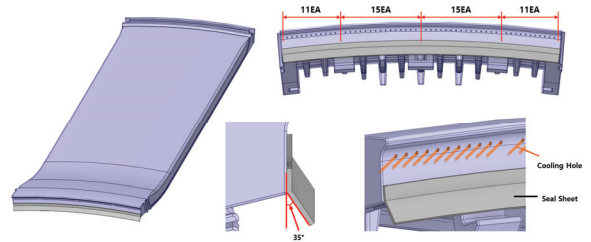


Fig. 2 Geometry of SEV Liner

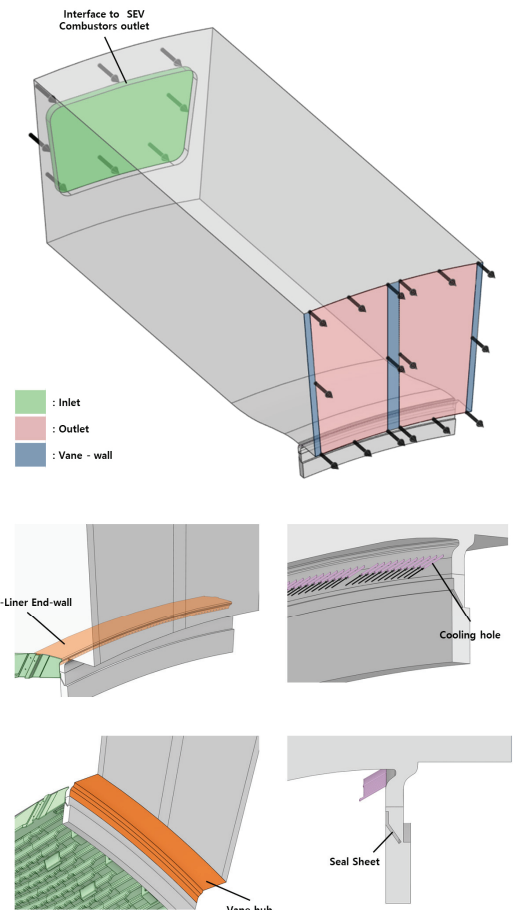


Fig. 3 Flow domain of the SEV liner, Cooling flow path in sev liner and secondary flow path

일한 10 mm 크기의 원통형 벽 구조를 출구부에 배치하였으며, 이를 통해 베인 존재에 따른 blockage effect가 유동장에 미치는 영향을 반영하였다.

2.2 경계조건 및 격자

본 연구에서는 상용 전산유체해석 프로그램인 ANSYS CFX 2020 R2를 사용하여 정상상태 해석을 수행하였다. 난류모델은 비교적 안정적인 수렴성과 공학적 활용성이 높은 $k-\epsilon$ 모델을 적용하였다. 본 연구의 목적은 라이너 및 베인 바닥면 부근의 유동 특성과 파손 가능 부위에서의 열집중 경향을 파악하는 데 있으므로, 모든 벽면은 adiabatic wall 조건으로 설정하였다. 이때 라이너 벽면에서의 열집중 및 파손 가능성은 아래와 같이 정의되는 단열 막냉각 효율을 통해 정성적으로 평가하였다.

$$\eta = \frac{T_{main} - T_{wall}}{T_{main} - T_{cool}} \quad (1)$$

또한 계산 비용을 절감하기 위해 전체 라이너 형상이 아닌 라이너에 따라 자른 15° 기준 단일 라이너 파트에 대한 내부 유동장만을 모델링하였으며, 실제 환형 구조와 유사한 주기적 유동 환경을 모사하기 위하여 양측 경계면에 rotational periodicity 조건을 부여하였다. 해석에 사용된 작동유체는 고온·고압 조건을 고려하여 ideal air로 가정하였고, 주유동 경계조건은 F Class 가스터빈 SEV 버너의 운전조건을 바탕으로 입력하였으며, 상세 경계조건은 Table 1에 정리하였다.

본 연구에서는 SEV 라이너 끝단 인터페이스의 누설 억제 및 냉각 성능을 평가하기 위해 두 가지 주요 해석 변수를 설정하였다. 첫 번째 변수는 냉각유체의 분사각이다. 분사각은 0°와 30°의 두 조건으로 설정하여, 분사 방향 변화가 이차유로 내부 유동 구조와 주유동 누설 억제 성능에 미치는 영향을 비교하였다.

두 번째 변수는 냉각유체의 분사비이다. 분사비는 식 (2)와 같이 정의하였다. $M = 0.5, 1.0, 1.5, 2.0$ 조건에 대응하는 냉각유체 유속은 각각 24.3 m/s, 58.6 m/s, 72.8 m/s, 97.1 m/s로 산정하였다. 각 조건에 대해 해석을 수행하여 분사각 및 분사비 변화가 이차유로 내부 온도 변화, 그리고 라이너 및 베인 바닥면의 막냉각 성능에 미치는 영향을 분석하였다.

$$Blowing\ Ratio(M) = (\rho_{cool} \bar{V}_{cool}) / (\rho_{hot} \bar{V}_{hot}) \quad (2)$$

각 유동 도메인에 대해 해석을 위한 격자를 생성하였다. 벽면 인근의 경계층 유동을 정밀하게 해석하기 위하여 inflation layer를 적용하였으며, 전체 격자는 정렬 격자와 비정렬 격자를 혼합하여 구성하였다. 실험 영역의 유동 특성 뿐 아니라 SEV 라이너 및 베인 바닥면 벽면에서의 계산 정확도를 높이기 위해 해당 영역에는 상대적으로 세밀한 격자

Table 1 Boundary conditions

Boundary conditions	Value	
Inlet Main flow	Static pressure[bar]	7
	Temperature[°C]	1740
Outlet Main flow	Mass flow[kg/s]	18.65
Wall	Adiabatic	
Inlet Cooling air	Velocity[m/s]	24.28
		58.56
		72.84
		97.11
	Temperature[°C]	400
Coolant Injection angle	0°, 30°	

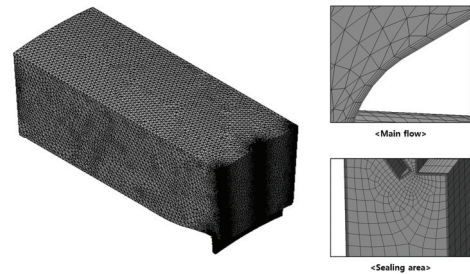


Fig. 4 Mesh of flow domain in the SEV liner

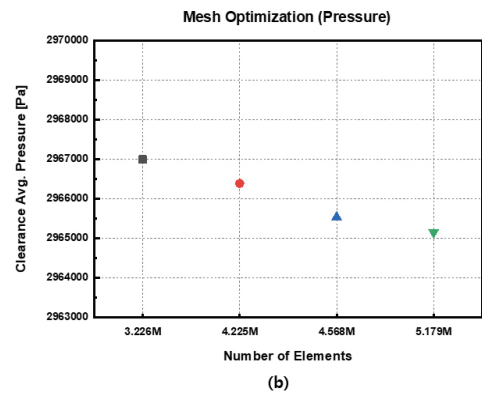
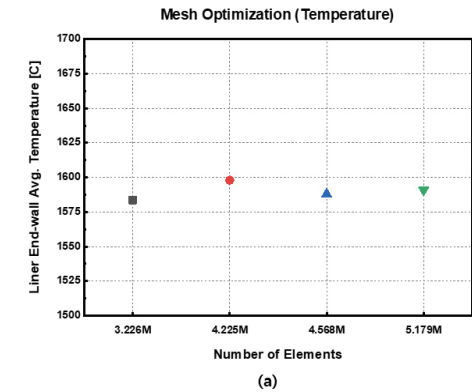


Fig. 5 Mesh independence test results: (a) averaged temperature of the liner end-wall, (b) averaged pressure at the interface between SEV liner and Vane hub

를 생성하였으며, 주유동 영역에는 계산 효율성을 고려하여 상대적으로 큰 격자를 배치하였다. Fig. 4는 생성한 전체 도메인의 격자 및 주유동, Seal sheet를 포함한 이차유로의 periodic 단면의 격자 형상을 나타낸다. 또한 경계조건 설정의 명확성을 위해 각 영역별로 Name Selection 기능을 활용하여 입구, 출구 및 벽면을 각각 지정하였다.

해석의 경제성 확보 및 격자의 최적화를 위한 격자 테스트를 진행하였다. 격자는 323만 개부터 518만 개로 변경해가면서 진행하였으며, 모든 해석은 동일한 경계조건을 사용하여 계산을 진행하였다. 측정 기준값은 라이너의 끝단 벽면 영역의 평균 온도와 라이너와 베인 사이의 간극 평균 압력으로 비교하였다. 격자 테스트 결과는 Fig. 5에서 보이는 바와 같이 끝단 벽면에서의 평균온도는 전체적으로 일정한 값에 수렴한 모습을 보이나, 간극 내 평균 압력값은 457만 개 이후로 수렴성을 보이는 것으로 나타난다. 따라서 이후 모든 해석에 사용되는 격자는 총 노드는 약 151만 개, 격자 수는 약 457만 개로 구성되었다.

3. 연구 결과

3.1 냉각유체 분사각도에 따른 씰링성능 분석

실제 가스터빈에 적용되는 라이너 형상은 일반적으로 냉각유체가 주유동 방향과 평행하게 분사되도록 설계된다. 이를 고려하여 실제 형상을 기반으로 유동 도메인을 구축하고, 이에 대한 수치해석을 수행함으로써 실제 가스터빈 내부에 설치되는 라이너에 작용하는 열적 특성을 분석하였다.

Fig. 6과 Fig. 7은 각각 연소기 라이너와 1단 베인 사이 이차유로 내부 단면에서 냉각유체 분사비 1.0일 때 온도 분포와 유선을 나타낸다. 단면 온도 분포를 분석한 결과, 이차유로 내부에는 약 1400 °C 이상의 고온 영역이 형성되는 것으로 확인되었다. 고압으로 분사된 냉각유체는 맞은편 베인 바닥면 벽면에 수직으로 충돌한 뒤 운동에너지를 상실하고 하부로 말려 들어가는 유동 특성을 보인다. 이 과정에서 고온의 주유동이 냉각유체와 혼합된 상태로 이차유로 내부로 유입되며, 그 결과 내부 온도가 상승하는 것으로 나타났다. 또한 유선 분포에서 확인되듯이, 내부로 유입된 고온 혼합기체는 하부의 seal sheet를 통과하는 과정에서 이차유로 내부에 순환영역을 형성한다. 이러한 순환 유동은 고온 혼합기체의 외부 배출을 저해하고 체류시간을 증가시켜, 결과적으로 이차유로 내부의 전반적인 온도 상승에 기여하는 것으로 판단된다.

이와 같은 이차유로 내부 온도 상승은 인접 부품의 냉각 성능을 저하시켜 결과적으로 열부하를 증가시키는 요인으로 작용한다.

Fig. 8과 Fig. 10은 각각 라이너 끝단과 베인 바닥면의 온

도 분포를 나타내며, Fig. 9와 Fig. 11은 각각 실제 손상이 발생한 라이너와 베인의 열화 패턴을 나타낸다. Fig. 8과 Fig. 10에서 나타난 벽면 온도는 adiabatic wall로 설정한 조건에서 유동 혼합 및 고온가스 노출 경향을 나타내는 단열 벽온도이다. 따라서 고온 주유동 유입에 의해 상대적으로 높은 부하가 발생할 수 있는 영역을 정성적으로 판단하는 지표로 분석하였다.

Fig. 8에 나타난 라이너 끝단 온도 분포에서는 높은 온도 영역이 형성되며, 특히 주유동에 의해 유도된 와류의 영향으로 중앙부에 열이 집중되는 경향이 나타난다. 또한 Fig. 9에 제시된 실제 파손 라이너와 비교할 때, 수치해석에서 예측된 고온 집중 위치와 실제 손상 발생 위치가 전반적으로 유사한 경향을 보인다. 이는 주유동 누설에 따른 이차유로 내부 고온화가 라이너 국부 손상의 주요 원인 중 하나일 가능성을 시사한다. 이러한 열적 거동은 이차유로에 인접한 1단 베인 바닥면 벽면에서도 유사하게 나타난다. Fig. 10에서 확인할 수 있듯이, 베인 바닥면의 온도 분포 역시 라이너와 유사한 경향을 보이며, 주유동의 와류 영향으로 중앙부에 열이 집중되는 경향이 나타난다. 한편 수평 분사된 냉각유체의 일부는 주유동을 따라 터빈 영역으로 유입되며, 이 과정에서 베인 표면에 막냉각을 형성한다. 이는 라이너에서 purge flow 형태로 분사된 냉각유체가 단순히 라이너 냉각에만 기여하는

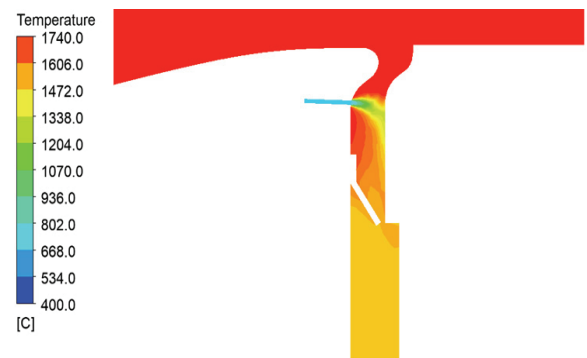


Fig. 6 Cross-sectional temperature distribution in the sealing region under horizontal cooling injection

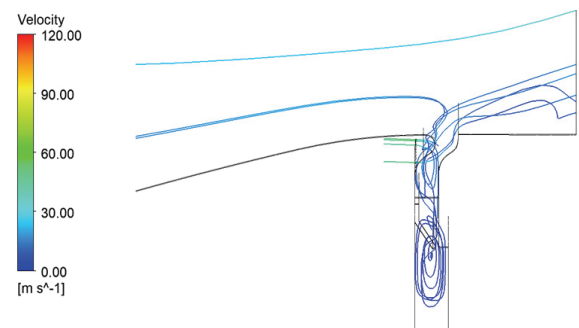


Fig. 7 Cross-sectional streamlines in the sealing region under horizontal cooling injection

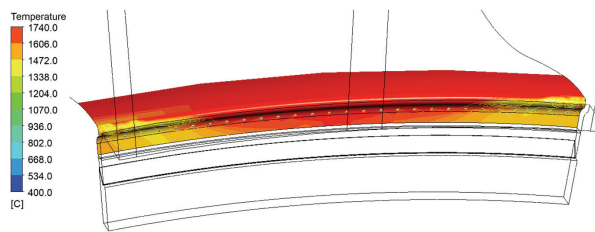
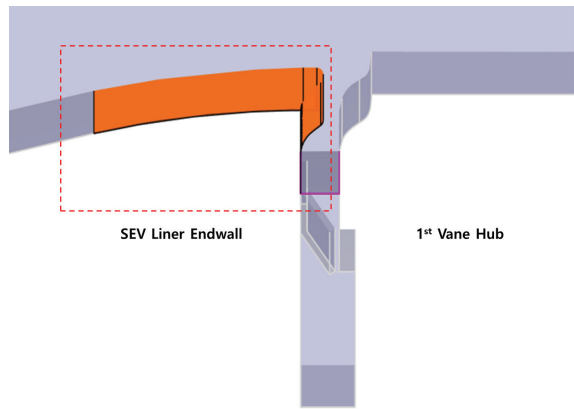


Fig. 8 Temperature distribution at the liner end with horizontal coolant injection

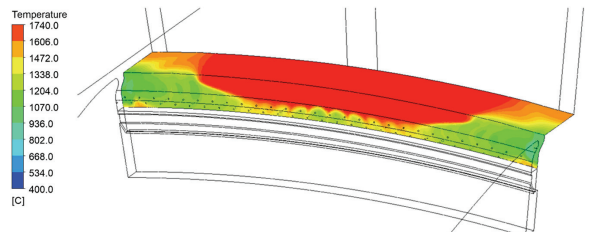
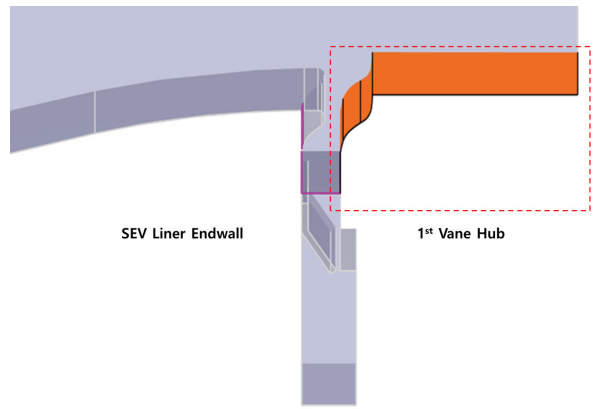


Fig. 10 Temperature distribution at the first-stage vane hub with horizontal coolant injection

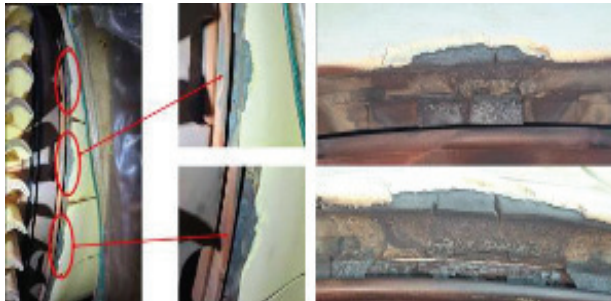


Fig. 9 Geometry of the actually damaged liner

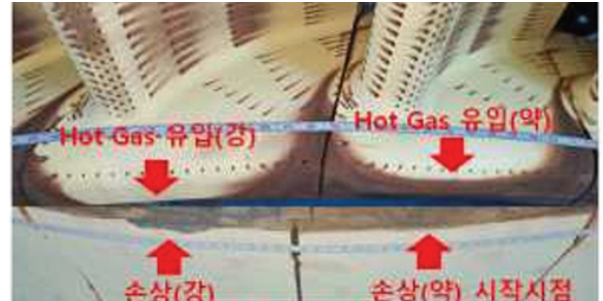


Fig. 11 Thermal degradation pattern observed at the actual first-stage vane hub

것이 아니라, 인접한 베인의 열적 특성에도 직접적인 영향을 미치고 있음을 의미한다. Fig. 11에 제시된 실제 1단 베인의 TBC 열화 양상 또한 해석에서 예측된 고온 영역과 전반적으로 유사한 경향을 보이며, 특히 전면부 부근을 중심으로 열이 집중된 양상이 관찰된다. 따라서 수평 분사 조건에서의 주유동 누설은 라이너와 베인 모두의 국부 열부하를 증가시키는 주요 인자로 판단된다.

이러한 주유동 유입을 효과적으로 제어하기 위해 본 연구에서는 연소기 라이너와 1단 베인 바닥면 사이 이차유로 내로 분사되는 냉각유체의 분사각을 30°로 변경하여 해석을 수행하였다. Fig. 12의 단면 온도 분포를 보면, 분사각을 30°로 조절된 경우 이차유로 내부의 대표 온도 수준은 기존 수평 분사 조건에서 관찰되던 약 1400 °C 이상의 고온 영역에서 약 1000~1100 °C 수준으로 낮아진 것으로 판단된다. 즉,

이차유로 내부의 특징 온도는 대략 300~400 °C 정도 감소하였으며, 이는 분사각 조절만으로도 주유동 누설과 내부 고온화를 유의미하게 완화할 수 있음을 의미한다.

이러한 변화는 Fig. 13의 유선 분포와도 잘 대응된다. 기존 수평 분사 조건에서는 냉각유체가 베인 바닥면 벽면에 충돌한 뒤 운동량을 상실하고 하부로 말려 들어가면서, 고온의 주유동과 혼합된 유체가 인터페이스 하부 및 이차유로 내부로 유입되는 경향이 강하게 나타났다. 반면 분사각 30° 조건에서는 냉각유체가 주유동 방향으로 보다 직접적으로 분사되며, 베인 벽면 충돌에 따른 재순환 및 흡입 유동이 현저히 감소한다. 그 결과 인터페이스 하부로 유입되는 고온 주유동의 누설이 억제되고, 이차유로 내부 온도 또한 효과적으로 낮아진 것으로 해석된다.



Fig. 12 Cross-sectional temperature distribution in the sealing region with injection angle at 30°

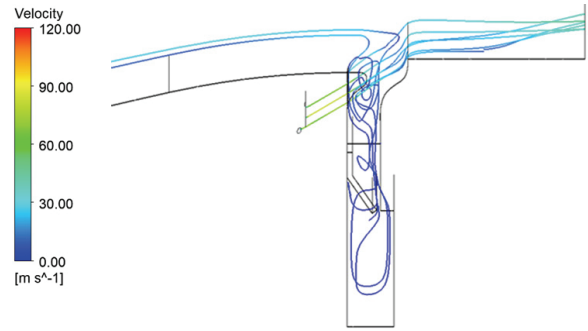


Fig. 13 Cross-sectional streamlines in the sealing region with injection angle at 30°

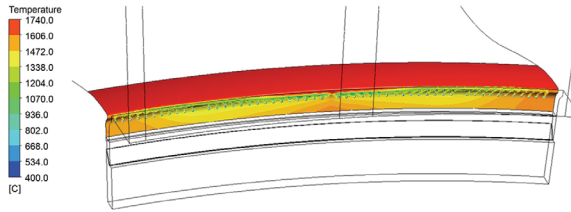


Fig. 14 Temperature distribution at the liner endwall with injection angle at 30°

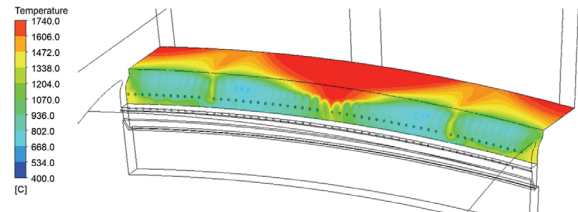


Fig. 15 Temperature distribution at the first-stage vane hub with injection angle at 30°

이러한 효과는 라이너와 1단 베인 바닥면의 온도 분포를 나타낸 Fig. 14 및 Fig. 15에서 더욱 분명하게 확인된다. 기존 수평분사 조건의 라이너의 온도 분포를 나타내는 Fig. 8을 확인했을 때, 전반적으로 1740°C에 근접한 고온 영역이 넓게 형성되어있는 것을 볼 수 있으며, 베인 바닥면의 온도 분포를 나타내는 Fig. 10을 확인했을 때, 수평 분사되는 냉각유체의 직접적인 영향으로 1200°C까지 낮아지는 영역이 존재하나, 여전히 1740°C에 근접하는 높은 온도 영역이 넓게 분포하는 것을 확인할 수 있다. 그러나, 분사각을 30°로 조절한 경우, 라이너 바닥면은 냉각홀을 중심으로 바닥면 인근 온도가 대체로 약 1100~1500°C 범위로 낮아져, 국부적으로 약 300~500°C 수준의 온도 저감이 이루어진 것으로 판단된다. 그리고 베인 바닥면의 온도를 확인하였을 때도 마찬가지로 분사된 냉각유체가 표면을 따라 연속적인 막을 형성함에 따라 저온 영역의 범위가 넓어진 것을 확인할 수 있으며, 800°C까지 온도가 낮아진 것을 확인할 수 있다. 즉, 분사각 변경은 단순히 이차유로 내부로의 고온 주유동 누설을 억제하는 데 그치지 않고, 라이너와 베인 표면에서의 막냉각 성능을 동시에 향상시켜 국부 열부하를 효과적으로 저감하는 설계 인자로 작용함을 확인할 수 있다.

한편 이러한 막냉각 성능 향상이 라이너와 베인 바닥면 전반에서 동일한 수준으로 유지되는 것은 아닌 것으로 판단된다. 특히 1단 베인 전연부 부근에서는 주유동과 베인 leading-edge blockage에 의한 유동 갈라짐 및 국부 교란이 발생하며, 이로 인해 베인 및 연소기 중앙부 일부 영역에서는 상대적으로 막냉각 성능이 저하될 가능성이 있다. 즉, purge

flow의 분사 조건을 개선하더라도 베인 전연부 주변의 유동 구조에 따라 국부적인 냉각 성능 차이가 발생할 수 있음을 의미한다. 따라서 라이너와 베인의 연결부에서 purge flow에 의한 냉각과 주유동 누설을 동시에 고려한 부품 설계 시에는, 분사각이나 분사비뿐만 아니라 베인 블레이드의 상대적 위치와 배치 또한 중요한 설계 인자로 함께 고려되어야 한다. 결과적으로 막냉각홀의 분사각 조절은 이차유로 내부 유동 구조와 표면 온도 분포를 효과적으로 개선하는 유효한 방법이지만, 실제 고온부품의 열적 건전성을 확보하기 위해서는 베인 위치에 따라 형성되는 국부 와류 구조까지 함께 고려한 통합적인 설계 접근이 필요하다.

3.2 냉각유체 유량에 따른 냉각 및 씰링성능 비교

냉각유체 유량 변화에 따른 냉각 및 씰링 성능을 비교하기 위해, 분사각 30° 조건에서 냉각유체의 분사비를 0.5에서 2.0까지 변화시키며 해석을 수행하였다. Fig. 16과 Fig. 17에 나타난 바와 같이, 분사비 변화에 따라 이차유로 내 누설 유동의 유선 구조와 내부 온도 분포가 뚜렷하게 달라지는 것을 확인할 수 있다. 분사비가 가장 낮은 M=0.5의 경우에는 냉각유체의 운동량이 충분하지 않아 고온의 주유동이 이차유로 내부로 가장 많이 유입되며, 이에 따라 seal sheet 하부와 이차유로 내부에 약 1,330~1,470 °C 수준의 고온 영역이 넓게 형성된다. 반면 분사비가 증가할수록 냉각유체가 인터페이스 부근에서 보다 강한 유체적 장벽을 형성하게 되고, 그 결과 주유동 누설에 의해 유도되는 내부 유동이 점차 억

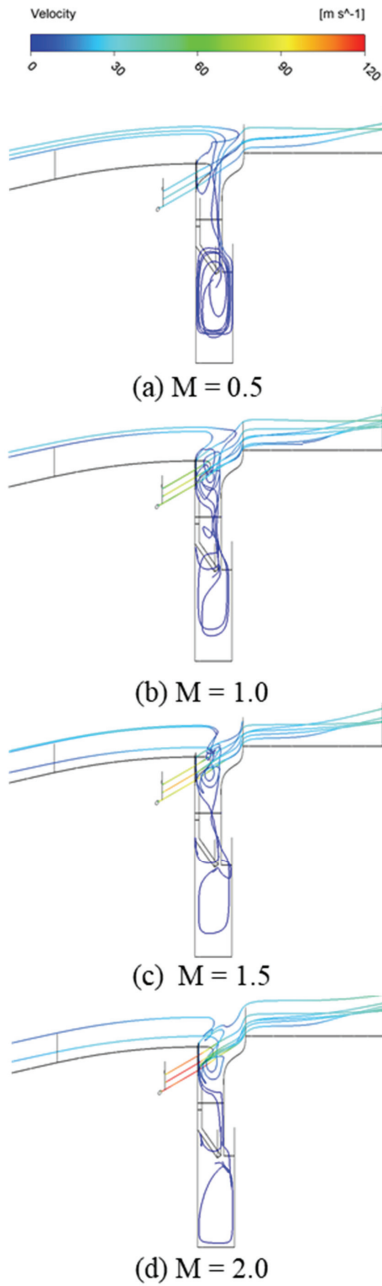


Fig. 16 Cross-sectional streamlines in the sealing region for each blowing ratio

제된다. 특히 $M=1.0$ 조건에서는 이차유로 내부의 대표 온도가 대체로 $1,000 \sim 1,200$ °C 수준으로 낮아지며, $M=1.5$ 와 $M=2.0$ 조건에서는 내부 온도가 주로 $900 \sim 1,100$ °C 범위에 분포하는 것으로 나타났다. 즉, $M=0.5$ 대비 $M=1.5$ 이상 조건에서는 이차유로 내부의 특징 온도가 약 $300 \sim 500$ °C 정도 감소한 것으로 해석할 수 있다.

특히 유선 분포를 보면, 분사비가 낮을수록 seal sheet 하부에 형성되는 재순환 유동의 크기와 강도가 상대적으로 크게 나타난다. 이러한 재순환 영역은 이차유로 내부로 유입된 고온 유체가 외부로 원활히 배출되지 못하고 체류하도록 만들어, 결과적으로 내부 온도 상승을 더욱 가속하는 요인으로

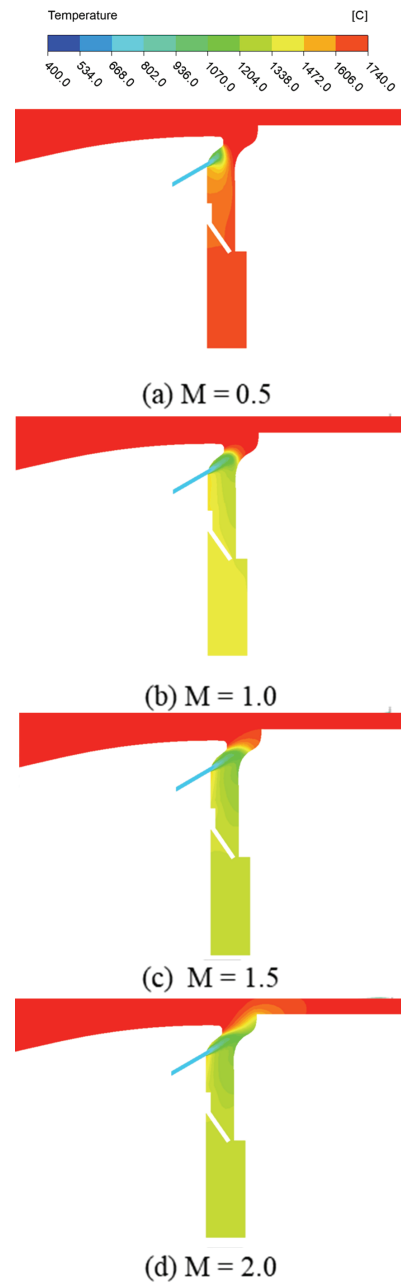


Fig. 17 Cross-sectional temperature distribution in the sealing region for each blowing ratio

작용한다. 실제로 Fig. 17의 온도 분포에서도 $M=0.5$ 조건에서는 고온 영역이 seal sheet 하부 전반에 걸쳐 크게 발달하는 반면, $M=1.0$ 에서는 해당 영역이 약 $1,070 \sim 1,200$ °C 수준으로 감소하고, $M=1.5$ 이상에서는 주로 $936 \sim 1,070$ °C 수준까지 낮아지는 경향을 보인다. 다만 $M=1.5$ 에서 $M=2.0$ 으로 증가할 때에는 온도 저감 폭이 $M=0.5$ 에서 $M=1.0$ 으로 증가할 때에 비해 상대적으로 크지 않은 것으로 보아, 일정 수준 이상의 분사비에서는 추가 유량 증가에 따른 씰링 및 냉각 성능 향상이 점차 완만해지는 것으로 판단된다. 따라서 분사각 30° 조건에서는 최소 $M=1.0$ 이상, 보다 안정적인 누설 억제와 온도 저감을 위해서는 $M=1.5$ 수준 이상의 분사비

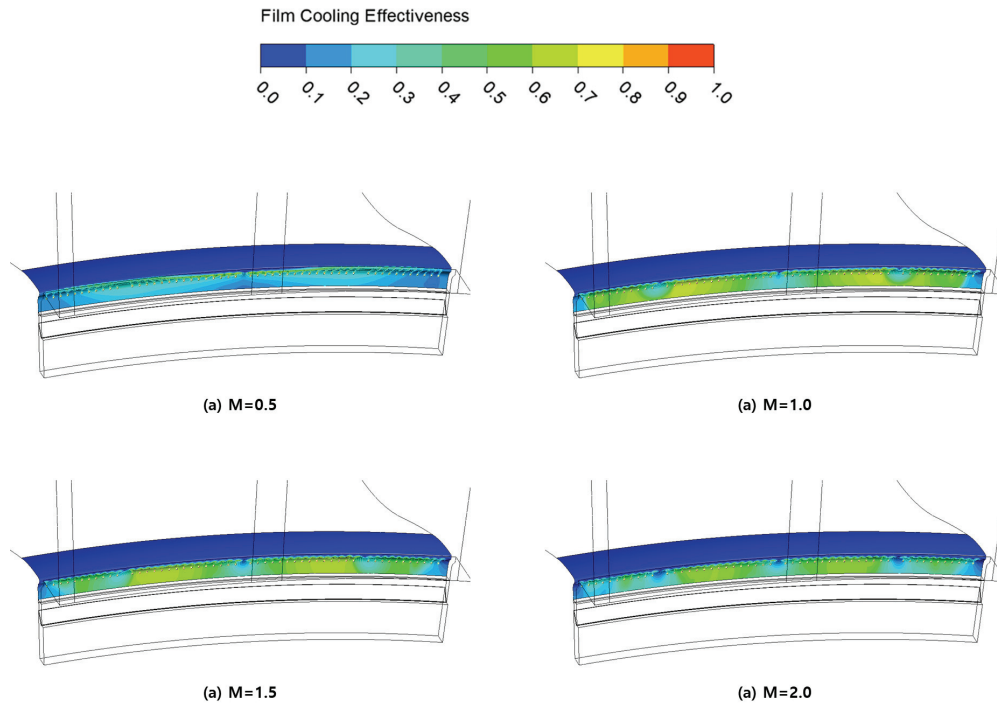


Fig. 18 Film-cooling performance on the liner-end wall for each blowing ratio

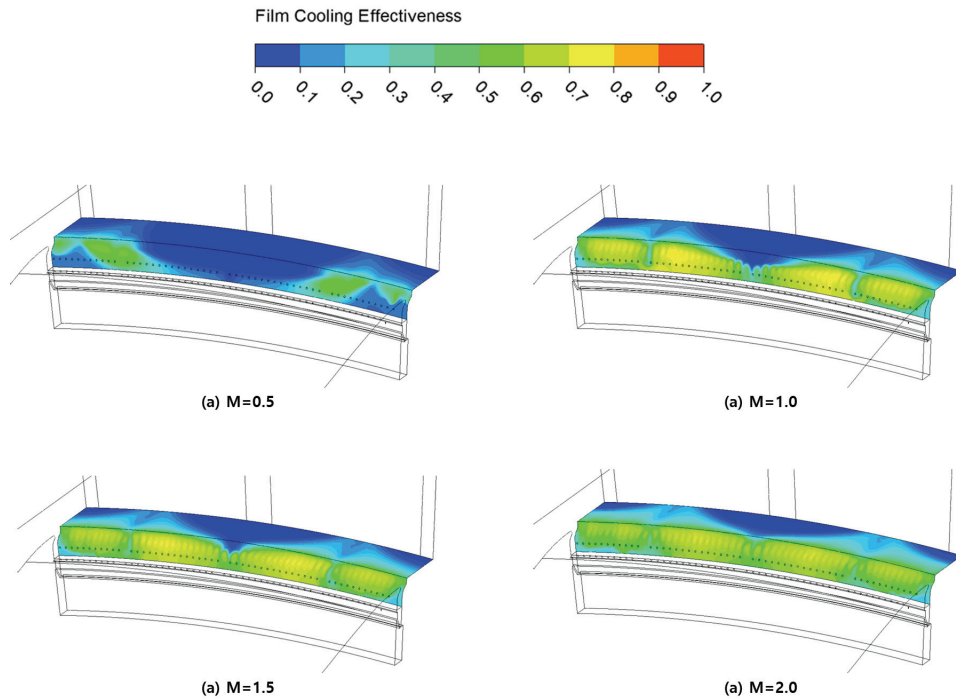


Fig. 19 Film-cooling performance on the first-stage vane hub wall for each blowing ratio

가 유효한 설계 조건이 될 수 있음을 확인할 수 있다.

앞서 이차유로 내부의 온도 분포와 유선 구조를 통해 썰링 성능을 평가하였다면, 라이너 및 1단 베인 바닥면 벽면에서의 실제 냉각 성능은 막냉각 효율을 통해 추가로 평가할 수 있다. Fig. 18과 Fig. 19는 분사각 30° 조건에서 분사비 변화에 따른 라이너 끝단 및 1단 베인 바닥면의 막냉각 효율 분포를 나타낸다. 먼저 라이너 끝단 벽면(Fig. 18)을 보면, 분사

비가 가장 낮은 $M=0.5$ 에서는 대부분의 영역에서 막냉각 효율이 대체로 0.2~0.4 수준에 머물며, 일부 제한된 구간에서만 0.5 내외의 값을 보인다. 반면 $M=1.0$ 에서는 막냉각 효율을 따라 0.4~0.6 수준의 영역이 확대되며, $M=1.5$ 에서는 주요 냉각 구간에서 0.5~0.7 수준까지 증가하는 것으로 나타난다. $M=2.0$ 에서는 전반적인 냉각 성능은 유지되지만, 라이너의 경우 $M=1.5$ 대비 효율 증가 폭은 상대적으로 크지 않아,

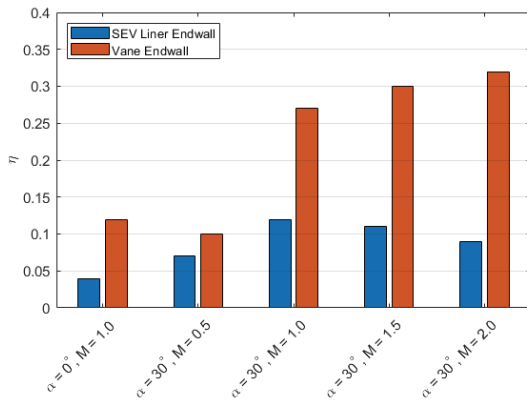


Fig. 20 Averaged film cooling effectiveness on SEV and vane endwall

표면 냉각 측면에서는 $M=1.5$ 부근에서 이미 상당한 수준의 성능이 확보된 것으로 판단된다.

이러한 경향은 평균 막냉각 효율 비교에서도 동일하게 나타난다(Fig. 20). 분사각 30° 조건에서 라이너 끝단의 평균 막냉각 효율은 $M=0.5$ 일 때 약 0.07, $M=1.0$ 에서 약 0.12로 증가하여 가장 높은 값을 보였으며, 이후 $M=1.5$ 와 $M=2.0$ 에서는 각각 약 0.11 및 0.09로 소폭 감소하는 경향을 나타낸다. 즉, 라이너 표면에서는 분사비 증가에 따라 초기 냉각 성능이 향상되지만, 일정 수준 이상의 분사비에서는 추가 유량이 반드시 막냉각 효율 증가로 이어지지 않는 것으로 볼 수 있다.

한편 1단 베인 바닥면(Fig. 19)에서는 분사비 증가에 따른 효과가 더욱 분명하게 나타난다. $M=0.5$ 조건에서는 베인 전연부와 중앙부 일대에 막냉각 효율이 0.2~0.4 수준인 영역이 넓게 분포하며, 베인 전연부 전방에서는 매우 낮은 냉각 성능을 보인다. 그러나 $M=1.0$ 으로 증가하면 베인 바닥면을 따라 0.4~0.6 수준의 막냉각 효율이 비교적 연속적으로 형성되고, $M=1.5$ 와 $M=2.0$ 에서는 넓은 영역에서 0.5~0.7, 일부 구간에서는 0.7 이상의 높은 효율이 유지되는 것으로 나타난다.

이는 분사비 증가에 따라 냉각유체의 운동량이 커지면서 베인 표면을 따라 보다 안정적이고 연속적인 막이 형성되기 때문으로 해석된다. 특히 분사비가 낮은 조건에서는 베인 전연부 leading-edge blockage에 의해 냉각막을 쉽게 교란하여 냉각유체를 측면 또는 상류 방향으로 분산시키는 경향이 강하지만, 분사비가 증가할수록 냉각유체가 이러한 와류 구조에 대해 더 큰 관성력을 가지게 되어 와류에 의한 박리 및 교란의 상대적 영향이 감소한다. 그 결과 베인 전연부 부근에서도 전체적으로 막냉각 효율이 증가하는 것으로 판단된다. 평균 막냉각 효율 역시 이러한 경향을 잘 보여준다. 분사각 30° 조건에서 베인 바닥면의 평균 막냉각 효율은 $M=0.5$ 일 때 약 0.10, $M=1.0$ 에서 약 0.27, $M=1.5$ 에서 약 0.30, $M=2.0$ 에서 약 0.32로 분사비 증가에 따라 지속적으로 향상

된다. 따라서 분사비 증가는 이차유로 내부 주유동 누설 억제체를 통한 씰링 성능 향상뿐만 아니라, 라이너와 베인 표면에서의 막냉각 안정성을 높여 국부 열부하를 완화하는 데에도 중요한 역할을 하는 것으로 볼 수 있다.

4. 결 론

본 연구는 SEV 버너 라이너와 1단 베인 사이 간극을 통해 이차유로 내부로 유입되는 주유동을 제어하기 위해 냉각유체의 분사각과 분사비를 변수로 적용하여 해석을 수행하였다. 수평 분사 조건에서는 냉각유체가 1단 베인 바닥면에 충돌한 뒤 seal sheet 하부로 재순환하면서 고온 주유동의 이차유로 유입이 증가하였고, 그 결과 약 1400°C 이상의 고온 영역이 형성되어 라이너와 베인 허브의 국부 열부하가 증가하였다. 반면 분사각을 30° 로 조절한 경우에는 베인 벽면 충돌과 재순환이 감소하면서 이차유로 내부 온도가 약 $1000\sim 1100^\circ\text{C}$ 수준으로 낮아져 수평 분사 대비 약 $300\sim 400^\circ\text{C}$ 의 온도 저감 효과가 확인되었다. 또한 분사각 30° 조건에서 분사비를 증가시키면 주유동 누설을 억제하는 유체적 장벽이 강화되어 추가적인 온도 저감이 이루어졌으며, 특히 $M=1.0$ 이상에서 효과가 뚜렷하고 $M=1.5$ 이상에서는 성능 향상이 완만해지는 경향을 보였다. 막냉각 효율 측면에서는 라이너 끝단은 $M=1.0$ 에서 가장 높은 평균 효율을 보인 반면, 1단 베인 허브는 분사비 증가에 따라 지속적으로 향상되었다. 따라서 purge flow 기반 인터페이스 설계에서는 분사각과 분사비의 최적화뿐 아니라, 베인 전연부 부근의 3차원 와류 구조와 베인 배치까지 함께 고려한 통합적 설계 접근이 필요함을 확인하였다.

후 기

이 출판물은 2026년도 한국항공대학교 교비지원 연구비에 의하여 지원된 연구의 결과임.

References

- (1) Jeon, A. R., 2011, "A Study on the Characteristics of CO₂ Emissions from Domestic Coal-Fired Power Plants," M.S. Thesis, Graduate School of Public Health, Seoul National University, Seoul, Korea.
- (2) U.S. Government Accountability Office, 2012, Air Emissions and Electricity Generation at U.S. Power Plants, GAO-12-545R, Washington, D.C.
- (3) Gonzalez-Salazar, M. A., Kirsten, T., and Prchlik, L., 2018, "Review of the Operational Flexibility and Emissions of Gas- and Coal-Fired Power Plants in a Future with Growing Renewables," Renewable and Sustainable Energy

- Reviews, Vol. 82, Part 1, pp. 1497~1513.
- (4) Kim, H., et al., 2022, "A Review of Carbon Neutral Gas Turbine Combustion Technology," *Journal of the Korean Society of Combustion*, Vol. 27, No. 2, pp. 14~38.
 - (5) Patel, S., 2019, "A Brief History of GE Gas Turbines," *POWER Magazine*, July 8.
 - (6) Denton, J. D., 1993, "The 1993 IGTI Scholar Lecture: Loss Mechanisms in Turbomachines," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 115, No. 4, pp. 621~656.
 - (7) Wei, Z., Qiao, W., Shi, P., Chen, P., and Zhao, L., 2014, "Tip-Leakage Flow Loss Reduction in a Two-Stage Turbine Using Axisymmetric-Casing Contouring," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 27, No. 5, pp. 1111~1121.
 - (8) Chanahan, N., 2024, "Tip Leakage Study of a Highly Loaded High Pressure Turbine Rotor," Master's Thesis, KTH Royal Institute of Technology, School of Industrial Engineering and Management, Energy Technology, Heat and Power Technology, Stockholm, Sweden.
 - (9) Cofer, J. I., Reinker, J. K., and Sumner, W. J., 1996, "Advances in Steam Path Technology," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 118, No. 2, pp. 337~352.
 - (10) Radhakrishnan, K. and Park, J. S., 2021, "Thermal Analysis and Creep Lifetime Prediction Based on the Effectiveness of Thermal Barrier Coating on a Gas Turbine Combustor Liner Using Coupled CFD and FEM Simulation," *Energies*, Vol. 14, No. 13, 3817.
 - (11) Cirigliano, D., Grimm, F., Kutne, P., and Aigner, M., 2022, "Oxidation-Induced Damage Modeling in Micro Gas-Turbine Combustion Chambers," *Procedia Structural Integrity*, Vol. 42, pp. 1728~1735.
 - (12) Kim, M. Y., Yang, S. H., Park, S. Y., Kim, S. H., Park, H. S., and Won, J. B., "Analysis of Damage Patterns for Gas Turbine Combustion Liner According to Model Change," *Proceedings of the KSME Spring/Autumn Annual Meeting*.
 - (13) Lv, F., Li, Q., and Fu, G., 2010, "Failure Analysis of an Aero-Engine Combustor Liner," *Engineering Failure Analysis*, Vol. 17, No. 5, pp. 1094~1101.
 - (14) Pallos, K. J., 2001, *Gas Turbine Repair Technology*, GER3957B, GE Energy Services Technology, Atlanta, GA.
 - (15) Jia, X. Y., Zhang, H., and Zheng, Q., 2019, "Numerical Investigation on the Effect of Hot Running Rim Seal Clearance on Hot Gas Ingestion into Rotor-Stator System," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 152, pp. 79~91.
 - (16) Scobie, J. A., Teuber, R., Li, Y. S., Sangan, C. M., Wilson, M., and Lock, G. D., 2016, "Design of an Improved Turbine Rim-Seal," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 138, No. 2, 022503.
 - (17) Choi, S. M., Choi, S., and Cho, H. H., 2020, "Effect of Various Coolant Mass Flow Rates on Sealing Effectiveness of Turbine Blade Rim Seal at First Stage Gas Turbine Experimental Facility," *Energies*, Vol. 13, No. 16, 4105.
 - (18) Wu, Z., Liu, D., Wang, S., Zhang, Z., Bai, Y., and Luo, X., 2024, "Sealing Efficiency Performance of Four Different Rim Seals in Turbine Cavity," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 37, No. 12, pp. 347~357.
 - (19) Lipperheide, M., Gassner, M., Weidner, F., Bernero, S., and Wirsum, M., 2018, "Long-Term Carbon Monoxide Emission Behavior of Heavy-Duty Gas Turbines: An Approach for Model-Based Monitoring and Diagnostics," *International Journal of Spray and Combustion Dynamics*, Vol. 11.
 - (20) Kim, Y. J., 2024, *Report on Cause Analysis and Countermeasures for High-Temperature Component Damage in Gas Turbine Unit No. 6 at Incheon Power Plant Headquarters*, Technical Report TR.01.G.2024.865, Technology Development Office, KOMIPO Research Center, Korea Midland Power Co., Ltd.