

## 로터의 축방향 변위에 따른 림 씰 성능 평가

이현규\*<sup>†</sup> · 이재민\* · 조건환\*

### Assessment of Rim Seal Performance under Rotor Axial Displacement

Hyungyu Lee\*<sup>†</sup>, Jaemin Lee\*, GeonHwan Cho\*

Key Words : Secondary air system(이차유로), Rim seal(림 씰), Computational fluid dynamics(전산유체역학)

#### ABSTRACT

Computational fluid dynamics (CFD) simulations were performed to assess rim seal performance under rotor axial displacement. A single radial clearance rim seal geometry was employed, and the predictive capability of the CFD methodology was evaluated against experimental data obtained from a 1.5-stage turbine rim seal test. The Reynolds-averaged Navier–Stokes (RANS) approach exhibited a slight overprediction of sealing effectiveness relative to the measurements; nevertheless, the level of agreement was considered sufficient to validate the methodology, and the use of more computationally demanding transient simulations was deemed unnecessary. The analysis confirmed a strong association between the swirl component of the main flow and hot gas ingestion. Rotor axial displacement was shown to modify both overlap length and axial clearance. In the upstream cavity, the reduction of overlap length in combination with increased axial clearance resulted in decreased sealing effectiveness, whereas the downstream cavity exhibited improved effectiveness under the same conditions. These results demonstrate that rim seal performance is sensitive to variations in overlap and axial clearance even when radial clearance is held constant. Furthermore, a pronounced decline in sealing effectiveness was observed when overlap length was reduced beyond a critical threshold, indicating the necessity of establishing design criteria with respect to seal overlap.

#### 1. 서 론

가스터빈은 항공용 엔진뿐만 아니라 산업용, 발전용, 선박 엔진 등 다양한 분야에 사용된다. 항공용 엔진도 최근 추력과 효율 향상을 위해서 터빈 입구 온도를 높이고 있으며, 산업용, 발전용의 경우에도 환경 규제 및 효율 향상을 위해서 터빈 입구 온도를 높이고 있는 추세이다. 터빈 입구 온도 증가에 대하여 가스터빈 주유로부는 소재 및 코팅 기술 개발로 대응하고 있으나, 이차유로부의 경우에는 기존 소재를 그대로 사용하고 있기 때문에 주유로의 고온 가스가 유입될 경우 가스터빈 엔진의 심각한 구조 건전성 문제를 발생시킨다. 이러한 고온 가스 유입을 방지하기 위해 Fig. 1과 같이 림씰(Rim Seal)이 적용된다<sup>(1)</sup>. 림 씰은 터빈의 스테이터와 로터의 허브(Hub) 사이에 위치하여 주유로의 고온 가스가 디스크 캐비티 내부로 유입되는 것을 방지하는 역할을 한다.

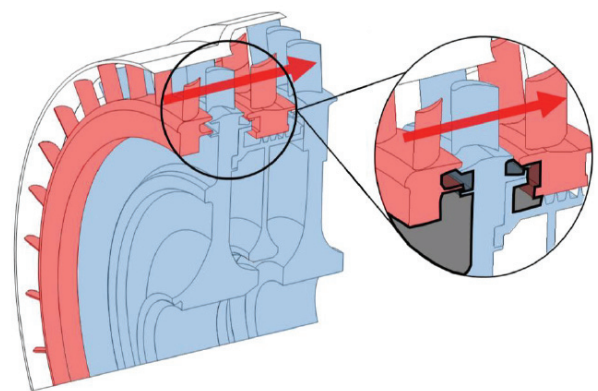


Fig. 1 A typical gas turbine stage and rim-seals  
(reproduced from Ref. (1) licensed under CC BY 4.0)

\* 한화에어로스페이스 항공엔진사업부 CTO 한국연구소(CTO KR R&D Institute, Aero Engines Business Group, Hanwha Aerospace)

† 교신저자, E-mail : hyun.gyu@hanwha.com

주유로의 고온 가스 유입을 방지하기 위하여 림씰을 통하여 이차유로 공기를 공급해 주는데, 과도한 이차유로 유량 사용은 가스터빈의 효율 저하를 발생시키며, 너무 적은 이차유로 유량 공급 시에는 고온 가스 유입으로 인한 구조 및 수명 문제를 발생시킨다. 엔진의 성능과 구조 수명을 모두 최적화시키기 위해서는 최소한의 이차유로 유량으로 고온 가스 유입을 방지하는 림 씰 설계가 필수이고, 이에 따라 림 씰을 통한 주유로 가스의 유입 메커니즘 규명과 림 씰 형상 설계를 통한 씰 효율 향상 연구가 활발히 수행되고 있다.

림 씰을 통한 고온 가스 유입 원인에 대한 연구는 다음과 같이 다양한 이론을 거치며 수립되어 왔다<sup>(2)</sup>; 원주방향 압력 분포, 디스크 회전에 의한 펌핑, 공기의 회전속도 차이 및 전단에 의한 불안정성, 주유로와 캐비티 사이의 난류 확산, 코리올리 힘에 의한 관성파, 음향 효과와 캐비티 모드. 그 중 베인/블레이드에 의한 주유로의 불균일한 압력 분포(EI, Externally-Induced)와 디스크 회전에 의한 펌핑(RI, Rotationally-Induced)이 고온 가스 유입의 주된 원인으로 지목되어 왔다<sup>(3-5)</sup>. 그러나 Downstream Cavity에서 주유로 가스 유입을 방지하는 퍼지(Purge) 공기에 회전 방향 스윙 속도를 주었을 때 씰 양단의 압력차가 증가했음에도 씰 효율이 감소하는 결과가 발표되며 기존 이론을 대체할 수 있는 연구가 수행되고 있다<sup>(6)</sup>. 최근 Large-scale unsteady structure 기반의 고온 가스 유입 이론이 자리를 잡고 있는데 해당 이론에 의하면 주유로의 고온 가스와 림 씰 및 디스크 내부 공기의 스윙 속도 성분 차이가 고온 가스의 유입을 야기하는 주요 원인으로 작용한다.

림 씰의 효율을 향상시키기 위한 연구로 다양한 형태의 형상이 연구되어 왔다<sup>(7-9)</sup>. 가장 기본적인 Axial clearance 림 씰 부터, Double lip 림 씰, Double radial 림 씰 등에 대해 고온 가스 유입을 방지하는 최소 퍼지 유량을 파악하기 위한 연구가 수행되었다. 동일한 간극에서 축 방향 간극에 비해 반경 방향 간극의 씰 효율이 우수했고, Double lip 또는 Double radial 림 씰과 같이 캐비티 안쪽에 간극이 위치할 때 더 높은 림 씰 성능을 보였다.

고온 가스 유입을 정확히 예측하기 위한 수치해석 기법 연구도 수행되고 있다. 예측 정확도 향상을 위해서는 비정상 해석이 필요하다는 연구가 수행되었지만, 해석의 경제성을 고려하여 정상해석을 통한 림 씰 성능 예측에 대한 연구도 수행되고 있다<sup>(10-12)</sup>.

실제 엔진 운용 조건에서 열팽창과 회전 등에 의한 로터와 스테이터의 변위가 발생하기 때문에 변위에 따른 림 씰 성능에 대한 연구가 필요하지만 이론에 대한 연구 또는 형상에 대한 연구에 비해 상대적으로 미흡하다. 본 연구에서는 CFD 해석을 통해 림 씰의 축방향 변위에 따른 씰 효율 변화를 확인함으로써 림 씰 설계 방향성을 제시하고, 스윙비와 주유로 공기의 유입 연관성을 규명했다.

## 2. 림 씰 시험 및 성능 평가

### 2.1 수치해석 기법 검증 리그 정보

본 연구에서는 림 씰에 대해 실험 연구를 수행한 Bath 대학의 1.5단 터빈 시험 리그 형상을 사용하여 CFD 해석을 수행했다(Fig. 2). 시험 리그는 베인-블레이드-베인으로 구성되며 림 씰 형상, 회전 레이놀즈 수, 퍼지 유량 등에 따른 상류 캐비티 및 하류 캐비티로의 주유로 공기 유입을 측정한다. 퍼지 공기는 1%의 CO<sub>2</sub>를 주입하고, 캐비티 내에서 CO<sub>2</sub> 성분 분석을 함으로써 주유로 가스의 유입량을 계산한다. 본 연구에서는 CFD를 통해 Bath에서 수행한 시험을 모사하여 CFD기법을 검증하고, 로터 축방향 변위에 따른 림 씰 성능을 평가했다. 본 연구에서 CFD 검증을 위해 사용한 시험 설비의 주요 제원은 Table 1에 나타났다. 본 연구에서  $s_{c,rad}$  수치는 림 씰의 최소 간극으로서 고정된 값이고, 로터의 축방향 변위에 따라  $s_{overlap}$ 과  $s_{c,ax}$ 의 값은 변하게 된다. 이를 통해 최소 간극이 일정한 상태에서 로터의 축방향 변위가 림 씰 성능에 미치는 영향을 분석했다.  $s_{c,rad}$ ,  $s_{overlap}$ ,  $s_{c,ax}$ 은 Fig. 2의 블레이드 전방에 표시했다.

축방향 변위에 따른 림 씰의 성능 변화를 확인하기 위해 Single radial clearance 림 씰 형상을 사용했다. Single radial clearance 림 씰은 주유로 고온 가스의 유입을 방지하는 목(Throat)이 반경 방향으로 하나의 간극( $s_{c,rad}$ )이 존재하는 형상이다. 축 방향으로 하나의 간극이 있는 Single axial clearance 림 씰에 비해 성능이 우수하고 로터의 축방향 변위의 영향을 덜 받는 장점이 있다. 림 씰의 하부는 로터를 기준으로 상류는 상류 캐비티, 하류는 하류 캐비티로 정의했다. 두 캐비티는 회전 디스크 영역으로서 퍼지 공기가 높은 밀도와 디스크 펌핑 효과로 로터의 벽면을 따라 반경 방향으로 올라가고 스테이터의 벽면을 따라 내려오는 경향을 보인다.

Table 1 Test rig operating conditions & dimensions

Operating parameters	Disk speed (rpm)	
	3,000	4,000
Rotational Reynolds number, $Re_\phi$	$7.2 \times 10^5$	$1.0 \times 10^6$
Axial Reynolds number, $Re_w$	$2.1 \times 10^5$	$3.4 \times 10^5$
Flow coefficient, $C_F$	0.29 – 0.41	
Vane exit Mach number, $M$	0.23 – 0.37	
Geometric parameters		Dimension (mm)
$h$ (span)	25	
$b$ (stator side cavity shroud radius)	190	
$S$ (cavity gap)	20	
$s_{c,ax}$	2	
$s_{c,rad}$	1.28	
$s_{overlap}$	1.86	

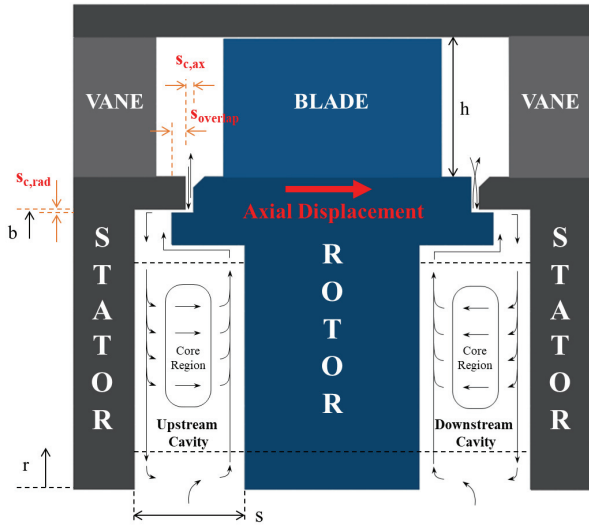


Fig. 2 Flow structure expected in the upstream and downstream cavities based on Patinios et al.<sup>(13)</sup>

다<sup>(14)</sup>. 스테이터와 로터 사이의 중심 영역(Core region)에서는 원주 방향으로 나선의 형태로 회전하는 와류가 형성된다.

## 2.2 주요 성능 평가 무차원수

식 (1)은 회전 레이놀즈수를 의미한다. Bath 시험 설비의 회전 및 축방향 레이놀즈수는 실제 엔진의 레이놀즈수 수준인  $1.0 \times 10^7$  보다 낮은  $1.0 \times 10^5 \sim 1.0 \times 10^6$  범위에서 시험이 가능하다.

$$Re_\phi = \frac{\rho \Omega b^2}{\mu} \quad (1)$$

Sangan<sup>(2)</sup>과 Joshua<sup>(15)</sup> 등에 의하면 고온 가스의 유입은 회전 레이놀즈수에 영향이 없고 Sealing flow parameter(식 (2))와 Turbulent flow parameter(식 (3))의 영향을 받기 때문에 위 회전 레이놀즈수 범위에서도 퍼지 유량 수준에 따라 실제 엔진의 고온 가스 유입 현상을 예측할 수 있다.

$$\phi_0 = \frac{C_{w,0}}{2\pi G_c Re_\phi} \quad (2)$$

$$\lambda_T = \frac{C_{w,0}}{Re_\phi^{0.8}} \quad (3)$$

Sealing flow parameter는 고온 가스 유입을 방지하는 목적으로 공급하는 이차유로의 유량인 퍼지 공기와 림 씬 형상에 대한 무차원수이다. Sealing flow parameter가 점차 증가함에 따라 림 씬의 성능이 좋아지며, 림 씬의 효율 곡선을 정의하는 주요 변수이다. Wheel-space의 경계층을 정의

하는 Turbulent flow parameter는 무차원 유량과 회전 레이놀즈수로 정의된다. 무차원 유량  $C_{w,0}$ 와 씬 반경 대비 간극인  $G_c$ 의 정의는 다음과 같다. 이 때, 식 (4)의  $\dot{m}$ 은 퍼지 유량을 의미하고, 식 (5)의  $s_c$ 는 Patinios 등<sup>(1)</sup>의 정의를 따라  $s_{c,ax}$ 를 사용했다.

$$C_{w,0} = \frac{\dot{m}}{\mu b} \quad (4)$$

$$G_c = \frac{s_{c,ax}}{b} \quad (5)$$

Flow coefficient는 식 (6)으로 정의되며 주유로 유동을 정의하는 주요 파라미터이다.

$$C_F = \frac{W}{\Omega b} \quad (6)$$

주유로의 축방향 속도인 W와 로터 선속도의 비율로 정의되기 때문에 림 씬 상부에서의 유동각을 내포하는 파라미터이다. 본 연구에서는  $C_F = 0.29$ 를 만족하는 축방향 속도 W를 주유로 입구 경계조건으로 사용했다. 또한 회전 레이놀즈수와 함께 운전 조건을 정의하는 파라미터로서 주유로 입구의 유속을 변경시키며 다양한 운전 조건에 대한 고온 가스 유입을 평가한다.

주유로 공기의 유입을 측정하기 위해 CO<sub>2</sub> 등의 추적 가스를 활용하는 농도 기반의 씬 효율(Concentration-based measurement of sealing effectiveness)을 정의한다. 식 (7)과 같이 씬 효율은 주유로 공기의 유입이 없으면 1, 유입이 발생함에 따라 1 이하로 점차 감소한다. 특정 림 씬 형상에서 퍼지 유량을 바꿔가며 씬 효율과 주유로 공기의 유입이 없는 최소 퍼지 유량을 평가한다.

$$\varepsilon_c = \frac{c - c_a}{c_0 - c_a} \quad (7)$$

$c$ ,  $c_a$ ,  $c_0$ 는 각각 측정 위치, 주유로, 퍼지 위치에서의 추적 가스 농도를 의미한다. 본 연구에서는 Bath 시험 결과를 토대로 CFD 기법을 검증하기 위해 시험과 동일하게 1%의 CO<sub>2</sub>가 포함된 공기를 퍼지 공기로 사용했다.

주유로와 림 씬에서의 스월비를 비교하여 주유로 공기 유입의 물리적인 원인을 분석했다. 스월비는 아래 식 (8)과 같이 공기의 스월 속도 성분과 로터 회전속도의 비율로 정의된다. 공기의 스월 속도 성분인  $V_\phi$ 는 특정 반경 위치에서 축방향 속도와 반경방향 속도를 제외한 회전방향의 속도 성분을 의미한다. 본 연구에서는 Large-scale unsteady structure 기반의 고온 가스 유입 이론을 토대로 스월비 차이에 의한

주유로 공기의 유입 · 유출을 분석했다.

$$\beta = \frac{V_{\phi}}{\Omega r} \quad (8)$$

### 3. 수치해석 정의 및 검증

#### 3.1 수치해석 모델

터빈 로터의 축방향 변위에 따른 림 씰 성능을 평가하기 위해 정상해석을 수행하고 CFD 결과를 Bath에서 수행한 시험 결과와 비교 · 검증했다. 정상 상태 수치해석은 Navier-Stokes 방정식을 레이놀즈 평균화하여 사용하는 RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 방정식을 사용한다. RANS 방정식은 난류의 3차원 변동 속도 성분으로 인한 추가적인 응력을 고려하여 Navier-Stokes 방정식에 레이놀즈 응력(Reynolds stress) 항이 추가된 형태이다. N-S 및 RANS 방정식은 비압축성 유동을 계산하지만, 본 연구에서는 압축성 유동을 모사하기 위해 방정식 내 밀도를 압력과 온도에 따른 변수로 사용했다.

베인-블레이드와 림 씰, 캐비티의 유동해석을 위해  $k-\omega$  based SST(Shear Stress Transport) 난류모델을 적용했다. SST 모델은 Two-equation eddy viscosity 난류모델로서 유체의 난류유동을 모사하기 위해 사용되며  $k-\omega$  난류모델과  $k-\epsilon$  난류모델을 혼합함수로 결합한 난류모델이다. SST 난류모델을 구성하는 난류 운동 에너지(Turbulent kinetic energy,  $k$ )와 비소산율(Specific dissipation rate,  $\omega$ )에 대한 지배방정식은 각각 다음 식 (9a), (9b)로 정의된다.

$$\frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\nu + \sigma_k \nu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (9a)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = & \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\nu + \sigma_\omega \nu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ & + 2(1-F)\sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \end{aligned} \quad (9b)$$

혼합함수  $F$ 는 경계층 내부에서 1의 값으로  $k-\omega$  난류모델을 정의하고, 자유 흐름 영역에서 0으로  $k-\epsilon$  난류모델을 정의한다. 이로 인해 벽면 근처와 자유 흐름 영역에서 정확한 유동 해석이 가능하기 때문에 본 연구에서 해석하는 주유로, 림 씰 및 캐비티를 포함하는 복잡한 유동 예측에 적합하다.

#### 3.2 림 씰 수치해석 정의

수치해석 영역은 Bath 시험 리그와 동일하게 두 단의 베인과 한 단의 블레이드를 포함하는 1.5단으로 구성했다(Fig. 3).

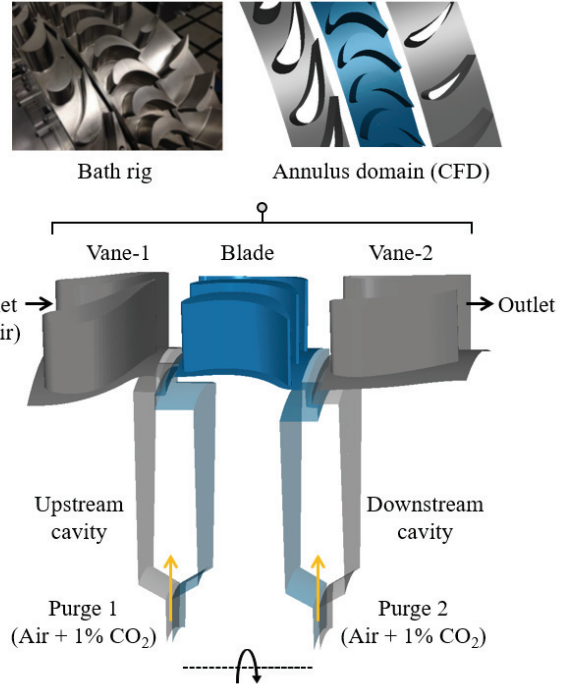


Fig. 3 Computational domain of 1.5 turbine stage with single radial clearance rim seals

베인1, 블레이드, 베인2의 전체 개수는 각각 32개, 48개, 32개지만 CFD 해석의 효율을 위해 각각 2개, 3개, 2개만 해석에 사용했다. CFD 영역은 입구, 베인1, 캐비티1, 블레이드, 캐비티2, 베인2, 출구로 총 일곱 개의 도메인으로 이루어져 있다. 두 개의 캐비티와 블레이드는 회전 도메인으로 정의하여 회전에 의한 원심력을 고려했고, 입구와 출구는 주유로 스펠 대비 5배 이상의 거리를 두어 입구 유동을 발달시키고 출구 유동을 안정시켰다.

유동 경계조건은 주유로 입구와 출구, 두 캐비티 하단에서 공급되는 입구 경계조건으로 구성된다. Bath의 시험 환경과 동일한 모사를 위해 추적 가스로서 1%의 CO<sub>2</sub>가 포함된 공기를 퍼지에 사용했고 주유로는 일반 공기를 사용했다. 주유로 입구에  $C_f = 0.29$ 를 만족하도록 속도와 전온도 경계조건을 사용하고 주유로 출구에 정압력 경계조건을 사용했다. 퍼지 유량에 따른 림 씰의 효율을 평가하기 위해 퍼지 입구 경계조건은 유량과 전온도를 사용했다. 캐비티는 회전 도메인이기 때문에 스테이터 벽면은 회전 반대속도를 적용해 정지된 벽면 효과를 구현했다. 회전 도메인의 회전속도는 3,000rpm으로 시험과 동일한 해석을 수행했다. 비회전과 회전 도메인 사이의 인터페이스는 Frozen rotor 기법을 적용해서 베인과 블레이드 하류를 원주 방향에 대해 평균화하지 않았다. 본 연구에서 적용한 운전 조건과 경계 조건을 Table 2에 나타냈다.

본 연구에서는 격자의 균일도와 해석의 정확도, 효율성을 고려하여 TurboGrid와 ICEM을 활용해 Hexahedral 형태의 정렬 격자를 구성했다(Fig. 4). 캐비티 회전면에 의한 회전

Table 2 Operating conditions & boundary conditions

Parameters	
Rotational Reynolds number, $Re_\phi$	$7.2 \times 10^5$
Axial Reynolds number, $Re_w$	$2.1 \times 10^5$
Flow coefficient, $C_F$	0.29
Boundary conditions	
Inlet (air ideal gas)	Velocity
	Total temperature
Outlet	Static pressure
Purge 1 & 2 (air ideal gas + 1% CO <sub>2</sub> )	Mass flow rate
	Total temperature
Disk speed	RPM (3,000)

Table 3 Mesh sensitivity test results

	Elements	Sealing Effectiveness
Coarse	5.8 M	0.8344
Medium	10.1 M	0.7996
Fine	15.3 M	0.8010

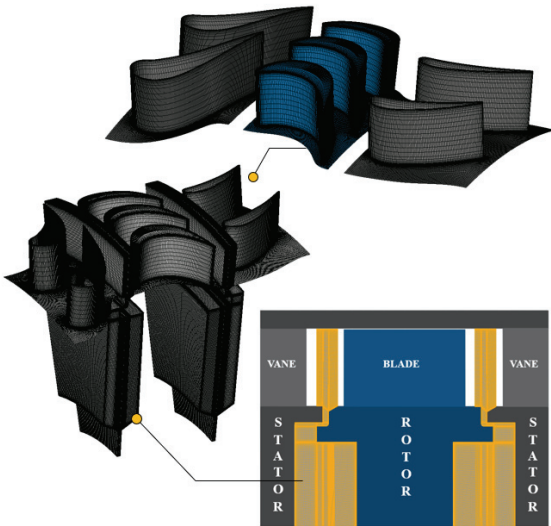


Fig. 4 Computational grid

력과 림 씬 간극에서의 속도 성분을 정확히 예측하기 위해 격자의 평균  $y+$ 는 5 이하를 만족시켰다. 격자 의존성 평가는 격자수에 따른 상류 캐비티의 림 씬 효율을 비교함으로써 격자 의존성을 평가했다. 림 씬 효율은 수치해석 기법 검증에 사용된 시험 결과와 동일한 위치에서 퍼지 공기의 농도로 평가했다. Table 3과 같이 격자 의존성 평가 결과 전체 Nodes 약 10.6백 만 개, Elements 약 10.1백 만 개를 최종 선택하고 CFD 해석에 사용했다.

### 3.3 수치해석 기법 검증

Patinios 등<sup>(1)</sup>이 수행한 시험 결과를 토대로 본 연구에서 수행한 수치해석 기법을 검증했다. 퍼지 유량에 따른 림 씬 효율을 평가하기 위해 Patinios 등<sup>(1)</sup>이 CO<sub>2</sub> 농도를 측정할 동일 반경 위치( $r/b=0.96$ )에서 CFD 결과를 확인했다.

주유로 공기 유입의 원인을 분석하기 위해 Fig. 5와 같이 상류 캐비티 림 씬 부분에서의 스윙비와 반경 방향 속도(Fig. 5

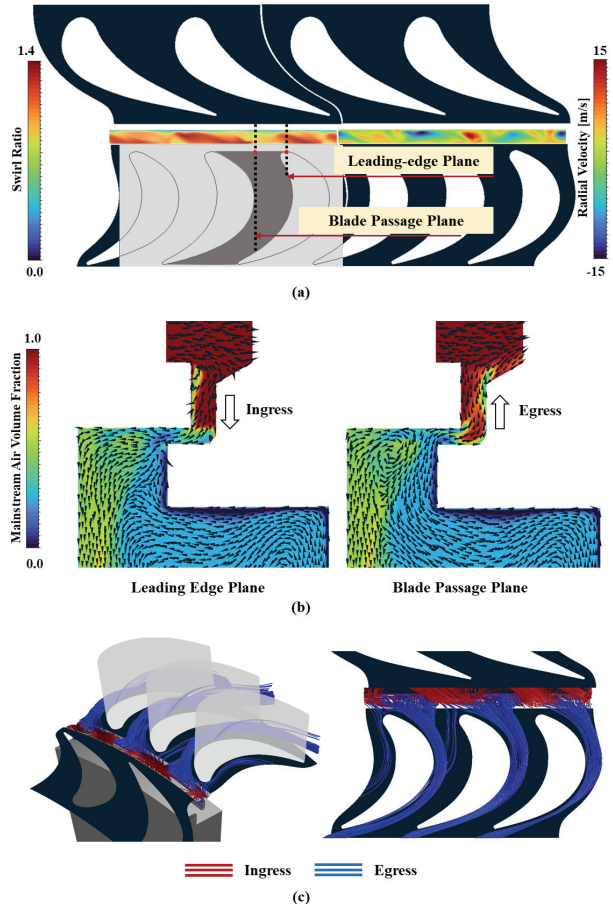


Fig. 5 CFD results with contours, vectors and streamlines; (a) swirl ratio(left) & radial velocity(right) at rim seal, (b) mainstream air volume fraction with vectors, and (c) ingress & egress streamlines

(a), 두 평면에서의 주유로 공기 농도(Fig. 5(b)) 및 유입·유출 유선 분포(Fig. 5(c))를 확인했다.

베인을 통과한 고온 고압의 가스가 블레이드에 일을 전달함으로써 터빈이 회전하게 되며, 이러한 일의 흐름을 위해 베인 출구와 블레이드 입구 사이에서는 1 이상의 높은 스윙비가 분포한다. 림 씬 상단의 스윙비 분포는 이러한 블레이드 입구의 높은 스윙비 영향을 받는다. 주유로에 노출된 림 씬 상단의 스윙비(Fig. 5(a) 좌)는 블레이드의 앞전 면(Leading edge plane, 이후 LP) 상류에서 최대값을 보였고, 블레이드 사이의 유로(Passage plane, 이후 PP)에서 낮은 분포를 보였다. 베인과 블레이드의 상대적인 위치에 따라 그 값은 차이가 있었으나 블레이드의 LP와 PP에서 나타나는 차

이의 경향은 유사했다. 반경 방향의 유속 분포(Fig. 5(a) 우)는 블레이드 LP에서 유입이, PP에서 유출이 발생함으로써 베인 출구에서의 스월 속도 성분과 림 씌를 통한 유입·유출 경향이 대응되었다.

블레이드의 LP와 PP에서 주유로 공기의 농도와 벡터 분포를 Fig. 5(b)에 나타냈다. 높은 스월 분포를 보였던 LP에서는 림 씌의 로터 벽면에서 주유로 공기의 농도가 높았고, 벡터는 캐비티로 유입되는 방향으로 나타났다. 주유로 공기의 농도는 림 씌의 축방향 간극을 통과한 후 반경방향 간극에서는 낮은 분포를 보였다. 블레이드 PP에서의 벡터는 유출되는 방향임에도 축방향 간극에서 주유로 공기의 농도가 높았다. 이와 같은 유동 분석을 통해 블레이드 LP에서 내려온 주유로 공기가 림 씌 내부에서 스월 후 블레이드 PP에서 유출되는 구조이며, 일부는 희석되어 캐비티로 유입되는 형태임을 확인했다. 캐비티로 유입된 공기는 디스크 펌핑 효과에 지배되어 스테이터 면을 통해 반경 아래 방향으로 이동하였다.

림 씌의 축방향 간극에서 유입·유출 유선(Fig. 5(c))은 위에서 분석한 유동 구조에 부합하는 결과를 보였다. 블레이드 하류의 림 씌 양상은 블레이드 상류에 비해 낮은 스월비 분포를 제외하고 주유로 공기의 유입·유출 특징은 동일했다.

Table 4에 표기한  $\Phi_0$ 를 CFD 해석의 경계조건으로 사용하여 시험 결과와 비교한 결과를 Fig. 6에 나타냈다. 수치해석의 결과로 시험에서 측정된 동일 위치에서 퍼지 공기의 농도를 확인하여 림 씌 효율을 평가했고, 림 씌 효율은 식 (7)에 정의한 수식을 사용했다. 림 씌 효율은 상류 캐비티와 하류

캐비티에서 시험 결과 대비 CFD 결과가 높은 경향을 보였다. RANS를 이용한 림 씌 해석 및 주유로 공기의 유입량 예측은 과하게 평가되는 경향이 있다<sup>(16)</sup>. 본 연구에서 수행한 수치해석의 평균 오차율은 상류 캐비티에서 약 4.6%, 하류 캐비티에서 약 5.8% 발생했고 예상대로 RANS의 효율이 높게 평가되는 경향을 보였다. 하지만 림 씌 해석에서 비교적 높은 정확도를 보인다고 알려진 URANS나 LES와 같은 비정상(Transient) 해석은 소요되는 자원 대비 해소되는 수치해석 오차율이 작다고 판단하여 본 연구에서는 RANS를 이용해 림 씌 해석을 수행했다.

#### 4. 로터 축변위에 따른 림 씌 성능 평가 결과

축방향 변위가 없는 경우를 대상으로 앞 절에서 수치해석 기법을 검증했고, 이어지는 절에서는 검증된 기법과 경계조건을 동일하게 사용하여 축방향 변위에 따른 림 씌 성능 변화를 평가했다. Table 5와 같이 로터 축방향 변위에 의해 상류 캐비티 림 씌는  $s_{overlap}$  이 감소하고  $s_{c,ax}$  이 증가하며, 하류 캐비티 림 씌는 이와 반대일 때 각 림 씌의 효율을 평가했다.

##### 4.1 스월비에 따른 상류 캐비티 림 씌 특성

로터의 축방향 이동에 따른 상류 캐비티 림 씌에서 스월비와 반경 방향의 속도 분포를 Fig. 7에 나타냈다. 축방향 변위가 없는 형상을 Baseline, 축방향 변위에 따라 D1과 D2로 정의하고 각 형상에서 퍼지 유량에 따른 변화를 나타냈다. Baseline 대비 D1, D2는 각각 0.6 mm, 1.2 mm의 축방향 변위가 있는 형상이다.

Baseline 형상에서 퍼지 유량이 증가함에 따라 림 씌에서의 스월비는 전체적으로 낮아지는 경향을 보였고, 블레이드 LP에서 높은 스월비가 분포했고 PP에서 낮은 스월비가 분포했다. PP의 낮은 스월비는 약 1.0으로 로터의 회전 속도와 유사한 스월 속도 성분을 보였다. 반경 방향 속도 분포는 스월비 분포와 유사한 경향을 보였다. 약 1.4의 높은 스월비가 나타나는 영역인 블레이드 LP 영역에서 음의 반경 속도가 분

Table 4 Purge flow boundary conditions

Sealing flow parameters		Upstream Cavity	Downstream Cavity
Case 1	$\Phi_0$	0.008	0.005
Case 2		0.012	0.007
Case 3		0.016	0.010
Case 4		0.024	0.013
Case 5		0.048	0.030

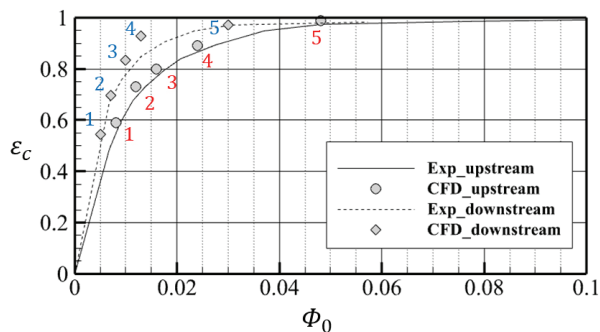


Fig. 6 Sealing effectiveness along the sealing flow parameters

Table 5 Rim seal geometric specifications

Geometric specifications		Upstream Cavity	Downstream Cavity
Baseline	$S_{overlap}$	1.86 mm	1.86 mm
	$S_{c,ax}$	2.00 mm	2.00 mm
D1	$S_{overlap}$	1.26 mm	2.46 mm
	$S_{c,ax}$	2.60 mm	1.40 mm
D2	$S_{overlap}$	0.66 mm	3.06 mm
	$S_{c,ax}$	3.20 mm	0.80 mm

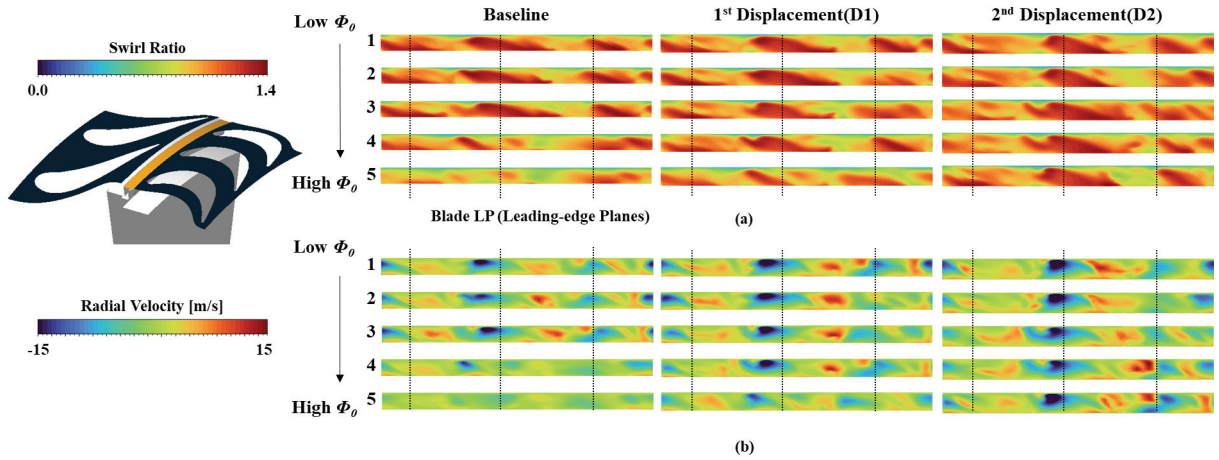


Fig. 7 (a) Swirl ratio & (b) radial velocity contours along the axial clearance surface

포하여 림 씌를 통한 유입이 발생했다. 반면, 약 1.0의 스월비가 분포했던 블레이드 PP 부분에서는 림 씌를 통한 유출이 발생했다.

Baseline과 D1 형상에서는 퍼지 유량이 증가함에 따라 스월비와 반경 속도 모두 최대·최소 값의 편차가 감소했다. Baseline 형상에서는 Case 3, 4, 5에서 각각 약 33% 편차 감소, D1 형상에서는 Case 4와 5 사이에서 약 30% 편차 감소가 확인되었지만, D2 형상에서는 퍼지 유량의 영향이 미미했다. 이에 따라 Case 5의 세 형상(Baseline, D1, D2)을 비교한 결과  $s_{overlap}$ 이 특정 길이 이상으로 유지되었을 때 (Baseline, D1) 주유로 공기의 유입 성분과 퍼지 공기의 유출 성분이 림 씌 내부에서 혼합되어 높은 림 씌 효율이 나타나는 것으로 판단된다. 따라서 림 씌 설계 시 주유로 환경 및 운전 조건 등을 고려하여 적절한  $s_{overlap}$  설계가 필요하다.

$s_{overlap}$  (=0.66 mm)이 작은 D2 형상에서는 퍼지 유량이 증가할수록 양의 반경 속도 분포 면적이 증가하는 경향은 확인했지만 나머지 형상에 비해 퍼지 유량에 따른 변화는 상대적으로 적었다. 이는 림 씌의 형상에 의한 주유로 공기 유입 억제에는 없으며, 오로지 퍼지 유량 증가에 따른 유출만 증가한 것으로 생각된다. 퍼지 유량이 증가함에 따라 캐비티 내부에서 평가하는 림 씌 효율은 주유로 공기와 퍼지 공기의 희석된 결과로서 그 수치는 증가했으나 림 씌 형상을 통한 주유로 공기의 유입 억제 효과는 없었다. 따라서 퍼지 유량에 따라 스월비 편차가 확인되는 Baseline과 D1 형상처럼  $s_{overlap}$ 이 특정 길이 이상으로 유지되었을 때 림 씌 형상에 의한 주유로 공기 억제가 가능함을 확인했다.

스월비와 반경 속도 분포는 베인과 블레이드의 상대적 위치에 따라 크기가 다르게 나타났다. 상류에 위치한 베인의 유로를 통과한 공기가 블레이드의 LP 영역과 만나는 위치 (Contour 중앙)에서 높은 스월비가 넓게 분포했고, 블레이드의 LP 영역이지만 베인 후연(Trailing edge)의 영향을 받는 영역(Contour 좌, 우)에선 높은 스월비가 좁게 분포했다.

상대적 위치에 따라 스월비와 반경 속도 분포의 크기 차이는 있었지만 하류에 위치한 블레이드의 LP와 PP 영역에 따른 경향은 유지되었다.

Fig. 8에 비교한 Baseline, D1, D2 형상의 림 씌 효율은 Fig. 6에 표시한 Case 1부터 5까지 공급한 유량과 동일한 유량으로 비교했다. 축방향 변위가 발생함에 따라 동일  $\Phi_0$ 에서 림 씌 효율은 감소했다. 세 형상의 변위 차이는 0.6 mm로 동일했지만, D1에서 D2로 변위가 발생했을 때 림 씌의 효율이 상대적으로 많이 감소했다. 위 결과로 Single radial clearance 림 씌의  $s_{overlap}$ 은 특정 수준 이상의 길이가 확보되어야 함을 확인했다. Patinios 등<sup>(1)</sup>이 수행한 시험에서 추적 가스를 측정된 위치( $r/b=0.96, 0.85$ )에서 림 씌 효율을 비교함으로써 캐비티로 유입된 주유로 공기가 스테이터 벽면을 따라 유입된 정도를 비교했다. Baseline 형상에서는 캐비티로 유입된 주유로의 공기가 캐비티 상부에 주로 분포하여 반경 위치에 따른 림 씌 효율이 큰 차이를 보였다. 축방향 변위가 발생함에 따라 캐비티의 폭이 넓어지며 로터의 회전 효과가 감소했고 주유로 공기가 스테이터 벽면을 따라 내려오면서 반경 방향에 따른 림 씌 효율의 차이가 감소했다.

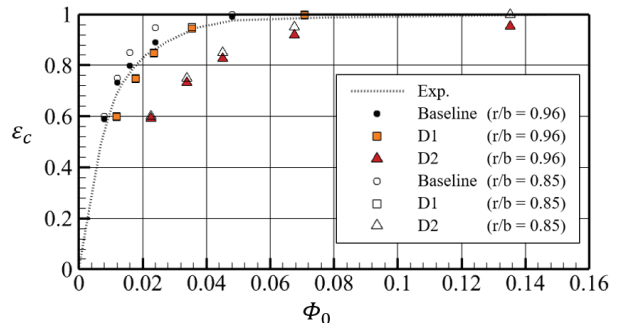


Fig. 8 Variation of  $\epsilon_c$  with  $\Phi_0$  in upstream cavity at  $r/b = 0.96$  (colored) and 0.85 (white symbols)

### 4.2 스월비에 따른 하류 캐비티 림 씰 특성

축방향 변위에 따른 하류 캐비티의 림 씰 성능을 비교하기 위해 림 씰 상부에서의 스월비와 반경 속도를 Fig. 9에 나타냈다. 주유로 공기 유입을 방지하는 최소 퍼지 유량인  $\phi_{0,min}$  과 유사한 Case 5에 대해 Baseline, D1, D2의 결과를 비교했다. 블레이드와 베인의 상대 위치에 따른 영향이 있었지만 하류에 위치한 베인 개수와 동일한 주기를 보였고, 베인의 LP 부분에서 높은 스월비 분포를 보였다. 유출 성분은 스월비 약 0.3~0.4 영역에서 높은 분포를 보였고, 0.2 이하인 부분에서는 유입이 분포했다.

하류 캐비티의 림 씰 효율 결과를 Fig. 10에 나타냈다. 로터가 축방향으로 이동하면서 동일한  $\phi_0$ 에서 림 씰 효율이 상승했다. 반경 위치에 따른 림 씰 효율은  $\phi_0$ 가 작은 Case 1에서는 차이가 없었다. 이와 같은 결과는 림 씰로 유입된 주유로 공기가 퍼지 유량이 충분하지 않아 스테이터 벽면을 따라

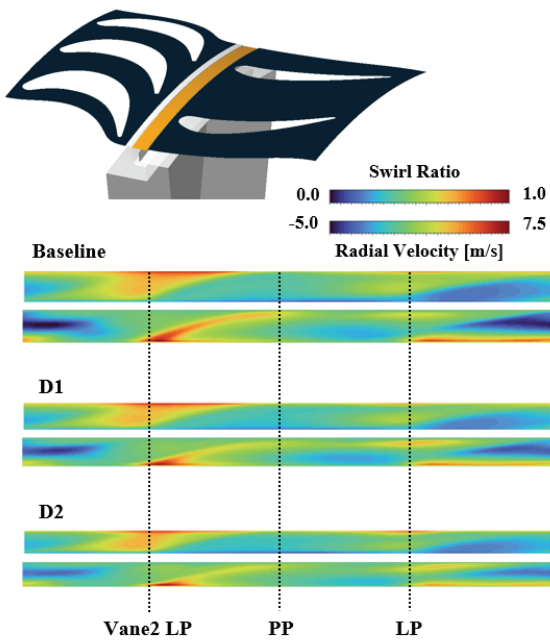


Fig. 9 Swirl ratio contours along the axial clearance surface

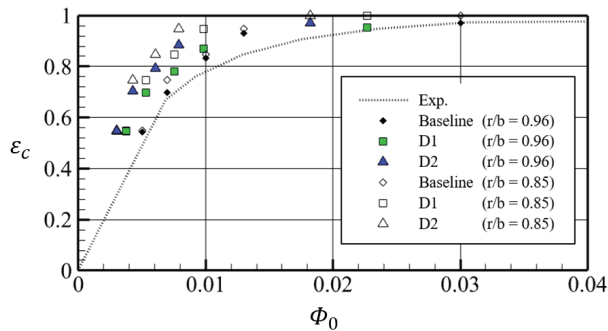


Fig. 10 Variation of  $\epsilon_c$  with  $\Phi_0$  in downstream cavity at  $r/b = 0.96$  (colored) and  $0.85$  (white symbols)

내려왔음을 의미했고, 퍼지 유량이 증가함에 따라 반경 위치에 따른 림 씰 효율 차이가 발생했다. 블레이드 하류의 경우  $s_{overlap}$ 이 증가하고  $s_{c,ax}$ 이 감소하면서 림 씰 효율이 증가했지만 그 영향이 크지 않았기 때문에 본 연구에서 고려한 축방향 변위에 대해 블레이드 하류에 위치한 림 씰은 조립 가능성과 간섭 여부를 만족하는 설계가 필요하다. 다만, 축방향 변위가 전방으로 발생하여  $s_{overlap}$ 이 감소하고  $s_{c,ax}$ 이 증가하는 경우에 대한 연구를 수행하여 상류와 하류의 림 씰 성능에 대한 종합적인 평가와 설계 기준 수립이 필요하다.

상류 캐비티와 하류 캐비티의 주유로 공기 유입·유출을 주유로와 림 씰의 스월비 기준으로 평가하면 Fig. 11과 같다. 베인을 통과한 고온·고압의 가스는 1 이상의 스월비로 블레이드를 회전시키고 블레이드의 최대 두께 지점을 지나면서 Flow turning에 의해 1 이하의 스월비로 블레이드 출구로 흐른다. 이러한 터빈의 일반적인 특징에 의해 블레이드 상류의 주유로 스월비는 림 씰 내부 스월비보다 크고, 블레이드 하류의 주유로 스월비는 림 씰 내부 스월비보다 작다. 이 때, 앞에서 분석한 상·하류 캐비티의 결과를 통해 단순히 높은 스월비 영역에서 유입이 발생하는 것이 아닌, 림 씰 내부의 평균 스월비(약 0.6)를 기준으로 편차가 큰 부분에서 유입이, 편차가 적은 부분에서 유출이 발생하는 공통된 경향을 확인했다. 이와 같은 결과는 최근 활발히 발표되는 스월비 기반 이론에 부합하는 결과로서 수치해석을 통해 확인할 수 있는 유의미한 현상으로 생각된다.

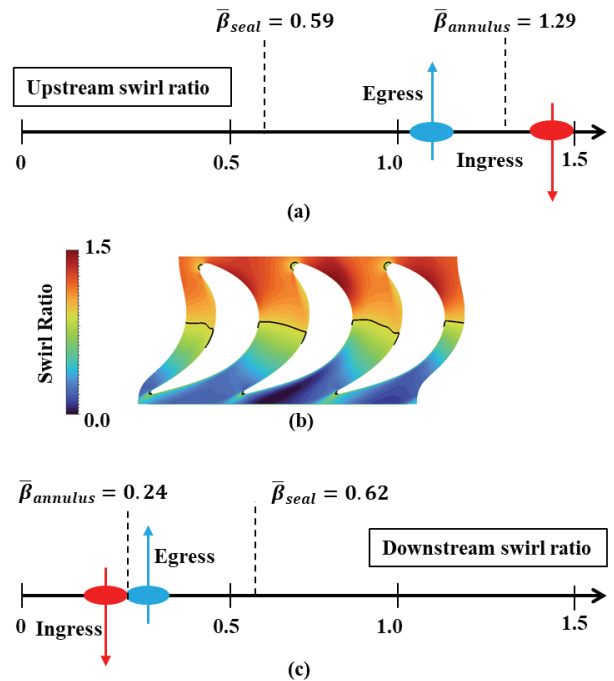


Fig. 11 Relationship between swirl ratio difference and ingress/egress; (a) upstream swirl ratio, (b) swirl ratio contour at 10% span, and (c) downstream swirl ratio

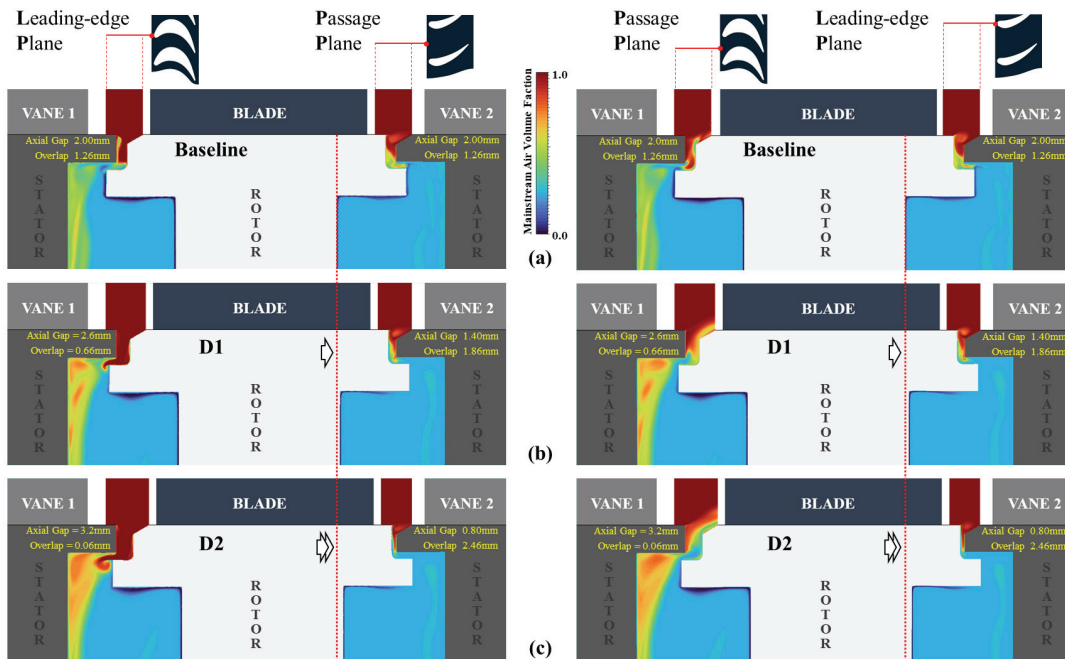


Fig. 12 Mainstream air volume fraction distributions across upstream & downstream rim seals

### 4.3 로터 축방향 변위에 따른 주유로 공기 유입

상류 캐비티는 하류에 위치한 블레이드의 LP와 PP 부분에서, 하류 캐비티는 2단 베인의 LP와 PP 부분에서 주유로 공기의 체적분율을 Fig. 12에 나타냈다.

Baseline의 상류 캐비티에서는 LP와 PP 영역 모두 림 씬의 반경 간극에서 목이 형성되며 주유로 가스의 유입이 억제되는 것을 확인했다. 상류 캐비티의 LP 영역에서는 수치해석 기법 검증에서와 마찬가지로 림 씬의 로터 벽면에 주유로 공기가 분포했고, 축방향 변위에 따라 주유로 공기가 점차 림 씬을 통해 캐비티로 유입되었다. 상류 캐비티의 PP에서는 퍼지 공기가 로터의 회전면을 따라 유출되어 LP에서의 분포와 반대되는 경향을 보였다. 축방향 변위에 따라 림 씬의 스테이터 벽면을 따라 주유로 공기가 점차 유입되었다. 상류 캐비티 림 씬을 통한 주유로 가스의 유입과 퍼지 공기의 유출은 모두 로터 벽면에서 발생했다.

하류 캐비티의 림 씬은 축방향 변위에 따라  $s_{overlap}$ 이 증가하고  $s_{c,ax}$ 이 감소하면서 주유로 공기의 유입이 점차 감소했다. Baseline의  $s_{overlap}$  영역에서 주유로 가스가 확인되었고 D1과 D2 형상에선  $s_{c,ax}$  영역에서 주로 확인되었다. 하류 캐비티의 유입과 유출은 상류 캐비티에 비해 확연한 차이가 나타나지 않았지만 베인 LP 영역에서 림 씬의 로터 벽면을 따라 퍼지 공기가 유출되었다.

캐비티 내부의 분포는 상류와 하류가 유사한 경향을 보였다. 림 씬을 통해 유입된 주유로 공기는 스테이터 벽면을 따라 아래로 이동했고, 캐비티 하단에서 공급되는 퍼지 공기는 로터의 벽면을 따라 위로 이동하는 회전 디스크 유동이 나타났

다. 캐비티의 스테이터와 로터 사이의 중심영역(Core region)에서는 주유로 공기와 퍼지 공기가 혼합된 상태였지만 퍼지 공기의 비율이 높았다. 림 씬의 LP와 PP 영역에서 주유로 공기의 분포를 비교함으로써 축방향 변위에 따른 유입과 유출 경향을 확인했다.

### 5. 결론

- 1) 림 씬의 성능을 예측하기 위해 시험 결과를 토대로 CFD 기법 검증을 수행했다. 시험 결과 대비 림 씬의 효율이 높게 예측되었지만 퍼지 유량에 따른 림 씬 효율 경향이 확인되어 수치해석 기법이 검증되었다고 판단했다.
- 2) 축방향 변위가 없는 형상에서 림 씬의 스월비와 유입·유출의 관계를 확인했다. 상류 캐비티의 경우 1.4 수준의 높은 스월비가 분포한 곳에서 주유로 공기가 유입되었고, 스월비 약 1.0 영역에서 유출이 발생했다. 반대로 하류 캐비티에서는 스월비가 약 0.2인 낮은 영역에서 유입이 발생했고, 약 0.4 영역에서 유출이 발생했다. 이와 같은 결과를 통해 림 씬과 주유로의 경계에서 평균 스월비 대비 차이가 적은 영역에서는 유출이, 차이가 큰 영역에서 유입이 발생하는 것을 확인했다. 스월비의 분포는 림 씬 하류에 위치한 블레이드 또는 2단 베인의 앞전 부분에서 높게 나타났고, 유로 부분에서 낮게 나타났다. 퍼지 유량이 증가함에 따라 림 씬에서의 스월비와 반경 속도의 편차는 감소하는 경향을 보이며 주유로 공기의 유입이 억제되었다.
- 3) 축방향 변위에 따라 블레이드 상류의 림 씬과 캐비티

는 스테이터와 로터 사이의 거리가 멀어지면서 주유로 공기의 유입이 증가했다. 변위가 증가하면서 높은 스월비 영역이 증가했고, 림 씰의 오버랩이 없는 D2 형상에서는 퍼지 유량이 증가해도 주유로 가스의 유입을 억제하지 못했다. 퍼지 유량이 증가함에 따라 D2에서도 림 씰의 효율이 증가했지만, 이는 림 씰의 형상에 의한 주유로 공기 유입 억제가 아닌 퍼지 공기와의 희석에 의한 결과였다. 따라서 림 씰 형상에 의한 주유로 공기 유입을 억제하기 위해서는 오버랩이 특정 길이 이상으로 유지되어야 함을 확인했다.

- 4) 블레이드 하류의 림 씰은 축방향 변위가 발생함에 따라 주유로 공기의 유입이 감소하여 림 씰 효율이 증가했다. 변위가 없는 Baseline에서 주유로 공기는 반경 간극까지 관찰되었지만 축방향 변위에 의해 축 간극이 감소하면서 주유로 공기가 림 씰 오버랩 위치에서도 관찰되지 않았다. 하류 캐비티에서는 림 씰 형상에 의한 주유로 공기 유입이 억제되었으나 후방으로의 축변위에 대해서는 간섭이 발생하지 않는 설계가 더 중요하다고 판단했다. 축방향 변위가 전방으로 발생하여 오버랩 길이가 감소하고 축방향 간극이 증가하는 경우에 대한 연구를 수행하여 상류와 하류의 림 씰 성능에 대한 종합적인 평가와 설계 기준 수립이 필요하다.
- 5) 추후 검증한 수치해석 기법의 정확도 향상과 전방 축변위에 대한 연구를 수행하여 Single radial clearance 림 씰의 오버랩 기준에 대한 연구를 수행할 예정이다.

## 후 기

이 논문은 2022년도 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술평진연구소의 지원을 받아 수행된 연구임(No. KRIT-CT-22-042/No. KRIT-CT-22-045)

## References

- (1) Patinios, M., Scobie, J. A., Sangan, C. M., Lock, G. D., 2017, "Performance of Rim Seals in Upstream and Downstream Cavities over a Range of Flow Coefficients," *International Journal of Turbomachinery Propulsion and Power*, Vol. 2, No. 4, Article No. 1~15.
- (2) Vella, S., Tang, H., Carnevale, M., Scobie, J. A., Lock, G. D., Salvatori, F., and Sangan, C. M., 2024, "On the Relationship between Swirl and Unsteadiness within Turbine Rim Seals," *ASME Turbo Expo*, London, United Kingdom, GT2024-129016.
- (3) Sangan, C. M., Pountney, O. J., Zhou, K., Owen, J. M., Wilson, M., Lock, G. D., 2013, "Experimental Measurements of Ingestion Through Turbine Rim Seals-Part II: Rotationally Induced Ingress," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 135, No. 2, 021013-1-9.
- (4) Graikos, D., Tang, H., Carnevale, M., Bailey, N. Y., Scobie, J. A., 2024, "Rotationally Induced Ingress in Rotor-Stator Systems," *Physics of Fluids*, Vol. 36, 075141-1-13.
- (5) Sangan, C. M., 2011, "Measurement of Ingress through Gas Turbine Rim Seals," Ph. D. Thesis, Department of Mechanical Engineering, University of Bath.
- (6) Graikos, D., Tang, H., Sangan, C., Lock, G. D., Scobie, J. A., 2022, "A New Interpretation of Hot Gas Ingress Through Turbine Rim Seals Influenced by Mainstream Annulus Swirl," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 144, No. 11, Article No. 111005.
- (7) Sangan, C. M., Scobie, J. M., Owen, J. M., Lock, G. D., Tham, K. M., Laurello, V. P., 2014, "Performance of a Finned Turbine Rim Seal," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 136, Article No. 111008-1-10.
- (8) Scobie, J. M., 2014, "An Experimental Study of Gas Turbine Rim Seals," Ph. D. Thesis, Department of Mechanical Engineering, University of Bath.
- (9) Orsini, L., Picchi, A., Facchini, B., Bonini, A., and Innocenti, L., 2024, "Comparison of Rim Sealing Effectiveness in Different Geometrical Configurations," *ASME Turbo Expo*, London, United Kingdom, GT2024-128735.
- (10) Mahoney, T. S. D. O., Hills, H. J., Chew, J. W., Scanlon, T., 2011, "Large-Eddy Simulation of Rim Seal Ingestion," *Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers Part C: J. Mechanical Engineering Science*, Vol. 225, pp. 2881~2891.
- (11) Cosmo, G. D., Scobie, J. A., Sangan, C. M., and Carnevale, M., 2022, "Fluid-Dynamics of Turbine Rim Seal Structures: A Physical Interpretation using URANS," *ASME Turbo Expo*, Rotterdam, Netherlands, GT2022-82591.
- (12) Lalwani, Y., Sangan, C. M., Wilson, M., Lock, G. D., 2015, "Steady Computations of Ingress through Gas Turbine Rim Seals," *Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers Part A: Journal of Power and Energy*, Vol. 229, No. 1, pp. 2~15.
- (13) Patinios, M., Scobie, J. A., Sangan, C. M., Owen, J. M., and Lock, G. D., 2016, "Measurements and Modeling of Ingress in a New 1.5-Stage Turbine Research Facility," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 139, No. 1, 012603-1-12.
- (14) Peter R. N. Childs, 2011, *Rotating Flow*.
- (15) Joshua, H., 2019, "Computation of Flow Instabilities in Turbine Rim Seals," Ph. D. Thesis, Department of Mechanical Engineering, University of Bath.
- (16) Geronimo, A. D., Orsini, L., Andreini, A., and Bonini, A., 2025, "Numerical Analysis of Sealing Flows in Gas Turbines using RANS and LES Approaches," *ASME Turbo Expo*, Memphis, Tennessee, GT2025-153660.