

가스터빈 프리스월 시스템의 유량계수 및 온도강하 효율 향상을 위한 리시버 홀 최적화 전산해석 연구

장세초* · 이현규* · 조건환** · 김동화*** · 조진수**** †

Optimization of Receiver Hole to Improve Discharge Coefficient and Temperature Drop Effectiveness of Gas Turbine Pre-swirl System Using CFD Analysis

Shichao Zhang*, Hyungyu Lee*, Geonhwan Cho**, Donghwa Kim***, Jinsoo Cho**** †

Key Words : Secondary air system(이차 유로 시스템), Discharge coefficient(유량계수), Temperature drop effectiveness(온도강하 효율), Optimization(최적화), Computational fluid dynamics(전산유체역학)

ABSTRACT

The optimization process was used to optimize the receiver hole to improve the discharge coefficient and temperature drop effectiveness of gas turbine pre-swirl system by using CFD analysis. In the optimization process, three design variables were selected through the geometry and sensitivity analysis, two objective functions were important performance evaluation indicators of secondary cooling air system. The Optimal Space-Filling Design method was used to get the experimental points and Kriging method to create the response surface, candidate points were created by Multi-Objective Genetic Algorithm method through the response surface. The optimization process was finished when the deviation between predicted result and CFD result was less than 0.1 %. Comparison with initial model, optimized model improved the secondary cooling performance and reduced the flow losses of the system. According to the final results from optimization process, the discharge coefficient and temperature drop effectiveness of the optimized model were increased 1.778 % and 5.335 % than initial model, respectively.

1. 서 론

가스 터빈의 효율과 출력은 압축기의 압력비와 터빈 입구 온도(Turbine Inlet Temperature)가 높을수록 상승한다. 터빈 내부의 고온/고압 공기는 터빈의 효율을 높이지만 로터 블레이드(Rotor blade)와 베인(Vane)에 구조적인 문제를 야기한다.⁽¹⁾ 높은 터빈 입구 온도를 가지는 가스 터빈을 안전하게 운용하기 위해서는 터빈 재료의 개선과 함께 이차 냉각 유로 시스템의 설치가 필요하다.

이차 냉각 유로 시스템에 설치되는 프리스월러(Pre-swirler)는 냉각 공기가 비회전부에서 회전부로 유입되는 과정에서

발생하는 유동에너지 손실을 줄이는 장치이다.⁽²⁾ 프리스월러는 비회전부에 장착되어 냉각 공기에 회전 성분을 부여하여 회전부에 낮은 손실로 냉각 공기를 유입시키고, 이에 따라 낮은 온도를 유지시켜 블레이드의 냉각에 중요한 역할을 한다.

프리스월 시스템(Pre-swirl system)은 프리스월러에서 회전 성분을 부여하는 방식에 따라 축 방향 분사장치(Tangential on board injection, TOBI), 반경 방향 분사 장치(Radial on board injection, ROBI)로 분류할 수 있다.⁽³⁾ 프리스월러는 노즐 형상에 따라 홀 형(Hole type)과 베인 형(Vane type)이 있다. 낮은 제작 비용과 쉬운 가공성의 장점

* 한양대학교 기계공학과(Department of Mechanical Engineering, Hanyang University)

** 두산중공업 GT SI팀(Doosan Heavy Industries & Construction, GT System Integration Team)

*** 국방과학연구소 제4기술연구본부 5부(Agency for Defense Development, the 4th R&D Institute, 5th Directorate)

**** 한양대학교 기계공학부(School of Mechanical Engineering, Hanyang University)

† 교신저자, E-mail : jscho@hanyang.ac.kr

을 가진 홀 형상의 프리스윌러가 주로 연구되어 왔지만, 최근 베인 형 프리스윌러에 대한 연구가 이루어지고 있다. 본 연구에서는 홀 형에 비해 공력적인 특성이 우수한 베인 형 프리스윌러를 사용하였다.

Dittmann 등⁽⁴⁾은 direct-transfer 프리스윌 로터(Rotor)-스테이터(Stator) 시스템 실험을 통하여 압력비(Pressure ratio)와 스윌비(Swirl ratio)가 프리스윌 시스템의 유량계수에 미치는 영향을 연구하였다. 리시버 홀(Receiver hole)의 유량 계수는 리시버 홀 입구에서 냉각 공기의 원주 방향 속도 성분의 영향과 리시버 홀 개수의 영향을 받고, 스테이터와 로터의 축 간격(Axial gap)은 유량 계수에 영향을 미치지 않으며 리시버 홀의 입구에서 필렛(Fillet) 형상이 유량 계수를 상승시킴을 확인하였다.

Liu 등⁽⁵⁾은 실제 가스터빈 프리스윌 시스템의 온도강하 효율을 수치 계산 방법으로 제시하였다. 캐비티(Cavity) 내 공기가 회전 벽 사이의 원주 방향 속도 차이의 감소, 리시버 홀의 경사각, 높은 프리스윌 노즐 반경 방향 높이에 의해 프리스윌 시스템의 전력 소비가 감소하였으며 최종적으로 온도강하 효율이 향상하였다.

Kim 등⁽⁶⁾은 프리스윌 시스템에서 분사 방식에 따른 시스템의 특성을 분석하였다. 축 방향 분사장치는 입구 덕트에서 발생한 박리(Separation)로 인한 차폐 효과(Blockage effect)와 캐비티 내 불규칙한 유동분포가 나타났다. 스윌비가 같을 때, 반경 방향 분사 장치가 축 방향 분사 장치 대비 낮은 유동 손실과 높은 유량 계수를 나타내었다.

Granovskiy 등⁽⁷⁾은 CFD를 통하여 프리스윌 노즐의 위치가 air transfer system(ATS) 특성에 대한 영향성을 연구하였다. 프리스윌 노즐을 시스템의 입구에서 설치하여 반경 방향으로 분사하는 방식이고, 그리고 리시버 홀 앞에서 설치하여 축 방향으로 가속 시키는 방식도 있다. 프리스윌 노즐 위치를 따라서 온도강하와 유동 손실이 비슷하게 나타났지만, 유동 구조가 다르게 나타났다.

Lee 등⁽⁸⁾은 프리스윌 시스템의 유량 계수를 향상시키기 위하여 hole type 프리스윌러의 형상 최적화를 연구하였다. 유량계수를 최대화하였고, 온도강하효율, 압력비의 영향 등 여러 유동특성을 기본 모델과 비교하였다. 최적화 모델(Optimized model)은 기본 모델(Initial model)과 비교하여 유동 손실의 감소에 의해 유량 계수가 약 31.7% 향상됨을 확인하였다.

Lee 등⁽⁹⁾은 최적화 기법과 전산해석을 이용하여 가스터빈 이차 냉각 유로에 적용되는 베인 형 프리스윌러 형상을 최적화하였다. 신뢰할 수 있는 근사모델을 구성하기 위한 실험점을 얻기 위해서 Optimal Latin Hypercube Design(OLHD) 기법과 Augmented Latin Hypercube Design(ALHD) 기법이 적용되었다. 최적화 형상은 목(Throat)의 수렴 각을 감소시키고 수렴 구간을 증가 시켜 냉각 유로 내부의 압력분포를

균일하게 하였으며, 프리스윌러 출구 유량 계수는 기본 형상 대비 2.86% 증가하였다.

본 연구에서는 발전용 가스 터빈 4 단 부 이차 냉각 유로를 연구하였다. 설치 위치와 유로 구조에 따라서 ROBI type 프리스윌 시스템을 적용하였다. 현재까지 프리스윌 시스템에 대해 프리스윌러 형상 설계는 많이 진행되어 왔다. 하지만 리시버 홀의 입구와 내부에서 발생하는 손실로 인해 냉각 공기의 온도가 올라가기 때문에, 프리스윌러 설계뿐만 아니라 리시버 홀의 설계가 필요하다.

본 연구에서는 전산해석 기반으로 최적화 기법을 이용하여 프리스윌 시스템의 리시버 홀의 반경 위치 및 설치 각도(Installation angle)에 대해서 최적화 설계를 하였다. 프리스윌 시스템을 통과한 냉각공기가 최소한의 유동 손실과 온도로 공급될 수 있도록 유량계수와 온도강하 효율을 최대화 하였다.

2. 본 론

2.1 형상 정의

2.1.1 전산해석 모델 정의

본 연구에서는 터빈 4 단 부 이차 냉각 유로에 설치되는 프리스윌 시스템의 전산해석을 수행하였다. 반경 방향 분사 장치는 플레넘 덕트(Plenum duct), 베인 형 프리스윌러, 캐비티, 리시버 홀, 챔버(Chamber)로 설치하였다. 4단 베인 개수에 따라서 프리스윌러는 52개, 리시버 홀은 40개지만 계산 자원을 고려하여 회전축을 기준으로 주기 조건(Periodic condition)을 적용하여 전산해석을 수행하였다.

ROBI 프리스윌 시스템의 전산해석 모델을 Fig. 1에 나타내었다. 측정 위치는 프리스윌러 입구(0), 프리스윌러 출구(1), 리시버 홀 출구(2) 순서로 Fig. 2에 나타내었다.

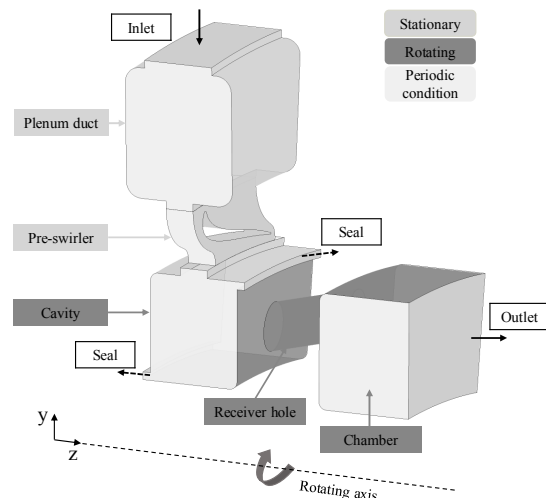


Fig. 1 ROBI type Pre-swirl system

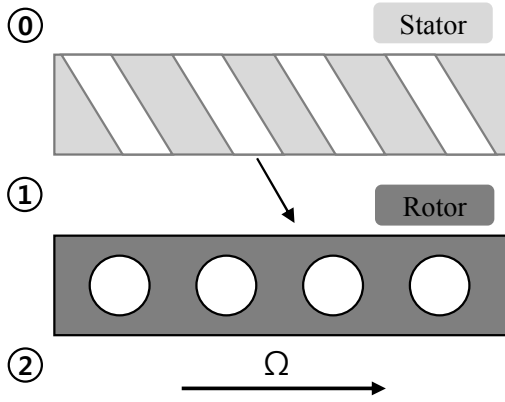


Fig. 2 Schematic of ROBI type Pre-swirl system

2.1.2 리시버 홀의 형상정의

프리스월러 출구 목면적(Throat area)과 리시버 홀 단면적(Cross sectional area)의 면적 비는 시스템의 유량계수에 영향을 주기 때문에 리시버 홀의 반경방향 위치와 설치 각도의 영향성을 파악하기 위하여 리시버 홀의 단면적은 상수로 설정하였다. 리시버 홀 입구 높이($r_{RH, inlet}$)와 출구 높이($r_{RH, outlet}$)를 설계 변수로 사용하였고, 캐비티 높이를 기준으로 무차원화하였다. 또한 리시버 홀 내부에서 발생하는 유동의 치우침 현상을 개선하기 위해 설치 각도(θ)를 고려하였다. 설계변수들을 포함하는 평면도를 Fig. 3에 나타내었다.

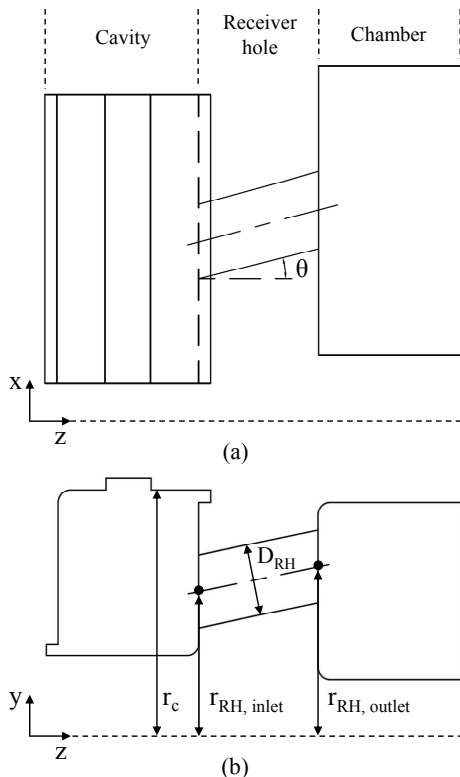


Fig. 3 Definitions of receiver hole variables with (a) top view and (b) front view(down)

2.2 프리스월 시스템 성능평가 지표

2.2.1 유량계수

본 연구에서 성능평가 지표로 유량계수를 사용하였다. 유량계수는 이상적인 유량 대비 실제 흐르는 유량의 비를 나타내며, 식 (1)에 나타내었다. 유량계수 값이 1에 가까울수록 프리스월 시스템의 손실이 적음을 의미한다.⁽³⁾

$$C_D = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_i} = \frac{\dot{m}}{\frac{A_t P_{0t}}{\sqrt{RT_{0t}}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left\{ \left(\frac{P_{2s}}{P_{0t}} \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{P_{2s}}{P_{0t}} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right\}}} \quad (1)$$

\dot{m} 은 프리스월 시스템의 실제 유량, \dot{m}_i 는 프리스월 시스템의 이상적인 유량, A_t 는 프리스월러 목 면적, P_{0t} , T_{0t} 는 프리스월러 입구 전압력과 전온도, P_{2s} 는 리시버 홀 출구 정압력, R , γ 는 각각 기체 상수, 비열비를 나타낸다.

2.2.2 온도강하 효율

프리스월 시스템의 온도 강하에 대한 성능평가 지표로 온도 강하 효율을 사용하였다. 온도강하 효율은 프리스월 시스템의 실제 온도강하와 이상적인 온도강하의 비를 의미하고, 식 (2)에 나타내었다.⁽⁹⁾

$$\eta_t = \frac{\Delta T}{\Delta T_i} = \frac{T_{0t} - T_{2t,rel}}{T_{0t} \left\{ 1 - \left(\frac{P_{0t}}{P_{2s}} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \right\}} \quad (2)$$

ΔT 는 프리스월 시스템의 실제 온도강하, ΔT_i 는 프리스월 시스템의 이상적인 온도강하, $T_{2t,rel}$ 는 리시버 홀 출구 상대 전온도이다.

2.2.3 스월비

스월비는 측정 위치에서 터빈의 회전 속도에 대한 유동의 원주 방향 속도 성분의 비율로 정의되고, 식 (3)에 나타내었다.⁽¹⁰⁾ 리시버 홀 입구의 스월비를 통해 리시버 홀의 상대 유속을 알 수 있고, 이를 통해 유동 특성을 판단할 수 있다. 이론적으로 리시버 홀 입구의 스월비가 1일 때, 유동의 원주 방향 속도 성분과 터빈의 회전 속도가 일치하므로 유동 손실이 가장 적다. 하지만 실제 유동에서는 추가적인 손실이 발생하므로 리시버 홀 입구의 스월비는 1보다 커야한다.⁽¹¹⁾

$$\beta = \frac{v_\phi}{r\Omega} \quad (3)$$

v_ϕ 은 캐비티 내부 유동의 원주 방향 속도성분, r 은 측정 위치의 반경 거리, Ω 은 터빈의 회전 속도이다.

2.2.4 무차원 유량

무차원 유량은 캐비티 입구에서 측정된 실제 유량을 무차원화하여 표현한 값으로 식 (4)에 나타내었다.⁽¹⁰⁾

$$C_w = \frac{\dot{m}}{\mu r_c} \quad (4)$$

여기서 μ 은 캐비티 입구에서 측정된 점성, r_c 는 캐비티의 반경방향 위치이다.

2.3 전산해석

2.3.1 전산해석 기법

본 연구에서는 상용 프로그램인 ANSYS CFX Ver. 2019 R1을 통하여 전산해석을 수행하였다. 프리스윙 시스템에서 냉각 공기의 유동 특성과 회전을 관찰하기 위하여 Reynolds Averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식이 사용되었다. RANS 방정식 기반으로 Two-equation eddy-viscosity 모델로서 많이 사용하는 Shear Stress Transport(SST) $k-\omega$ 난류 모델을 사용하였다.⁽¹²⁾⁽¹³⁾ SST $k-\omega$ 모델은 경계층(Boundary layer) 내부의 Viscous sub-layer에서 벽면까지 $k-\omega$ 모델을 사용하고, 자유 흐름 영역에 $k-\epsilon$ 모델을 사용하므로 자유흐름 난류 특성에 민감한 $k-\omega$ 모델의 단점을 보완한다. SST $k-\omega$ 모델은 역압력 구배(Adverse pressure gradients)와 박리유동 해석에 강하여, 박리유동이 많은 가스터빈 이차 냉각 유로 해석에 주로 사용된다. 전산해석의 수렴은 Root Mean Square(RMS)를 이용하여 모든 종속변수가 1×10^{-4} 이하를 만족하였다.

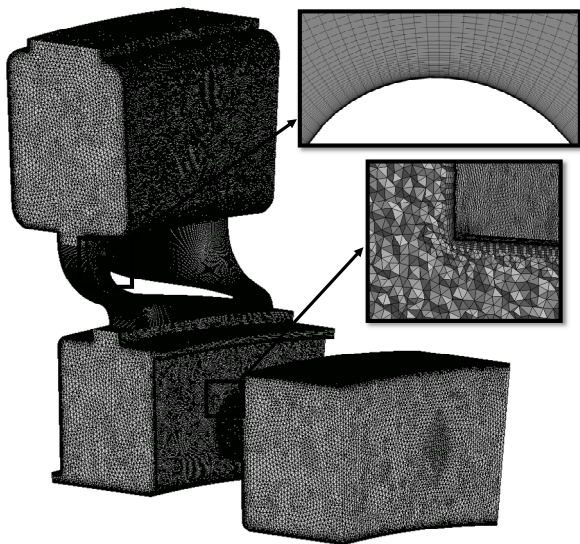


Fig. 4 CFD domain mesh

2.3.2 전산해석 영역 및 경계조건

플래넘 덕트와 프리스윙러는 비회전 영역이고, 리시버 홀과 챔버는 회전 영역이다. 캐비티는 정지 면이 존재하는 회전하는 영역이다. ANSYS BladeGen Ver. 2019 R1으로 프리스윙러를 설계한 후, ANSYS TurboGrid Ver. 2019 R1을 통하여 Hexahedral 격자를 생성하였으며, 나머지 영역에는 Prism 격자와 Tetrahedral 격자로 구성하였다. 비회전 영역과 회전 영역 사이의 경계면은 프로즌 로터(Frozen Rotor) 기법을 사용하였다.⁽¹⁴⁾ Fig. 4에 프리스윙 시스템의 격자를 나타냈다.

전산해석 경계조건을 Fig. 5에 나타냈다. 프리스윙 시스템의 입구에서는 전압력과 전온도 조건을 주었고, 출구에서는 정압력 조건을 주었다. 회전부와 비회전부 사이의 Seal에서 발생하는 누설은 유량조건을 부여하였으며, 회전영역의 회전속도는 3,600 rpm이다.

2.3.3 격자 의존성 검증

전산해석의 결과는 해석 영역에 생성된 격자의 크기와 개수에 따라서 영향성을 받는다. 과도한 해석자원을 소모하는 것을 피하기 위하여 최소의 오차를 만족하는 격자수를 확인하는 과정이 필요하다. 또한 SST $k-\omega$ 모델에 적합하도록 벽면의 첫 번째 격자의 y^+ 가 1이 넘지 않도록 생성하였다. 동일 해석 형상에서 7개 모델을 통하여 격자 의존성 테스트를 수행하였다. 격자 의존성 테스트 결과를 Fig. 6에 나타내었다.

각자수가 370만 개 이상 경우에서 유량계수의 오차율이 0.1% 미만의 값을 나타내었다. 격자 의존성 검증 결과에 따라 본 연구에서는 해석 영역의 격자수를 370만 개로 진행하였으며, 설계변수에 따라 리시버 홀의 위치 및 출구 각도가 변화하여도 해석 영역의 격자가 동일하게 생성되도록 하였다.

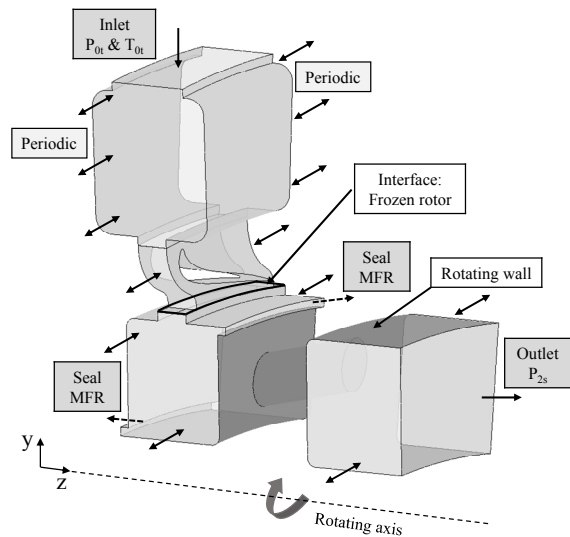


Fig. 5 Boundary conditions of pre-swirl system

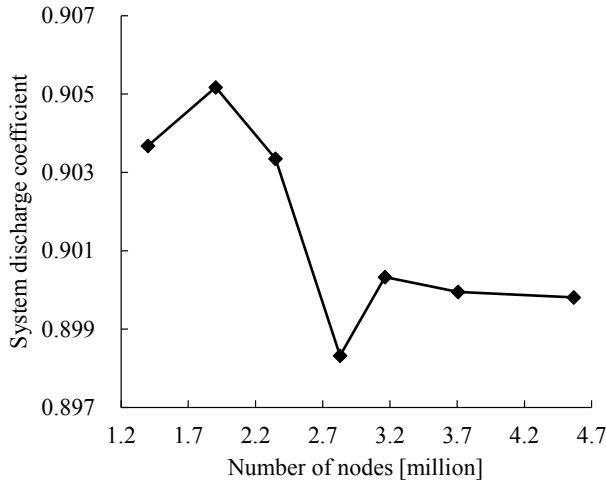


Fig. 6 Grid independency test

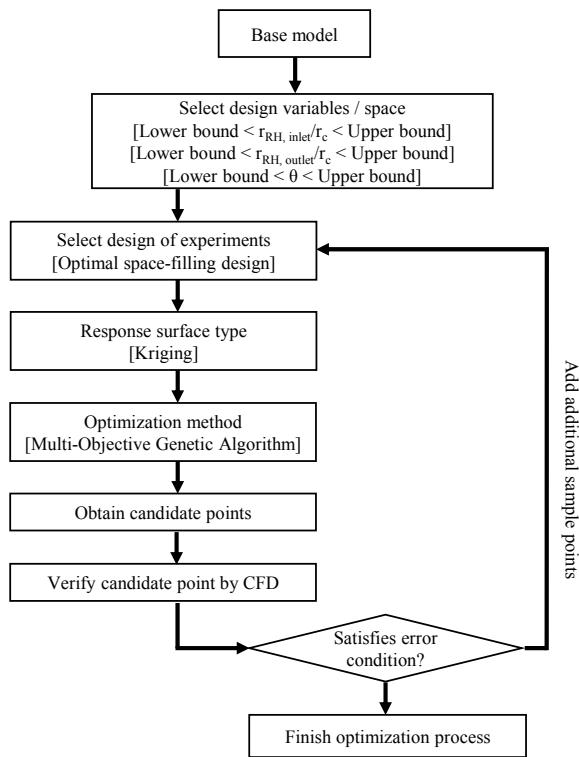


Fig. 7 Optimization process

2.4 최적화 기법

2.4.1 최적화 문제 정의

본 연구에서는 ROBI type 프리스윌 시스템 리시버 홀의 입·출구 높이와 설치 각도를 변화시켜가며 유량계수 및 온도강하 효율을 관찰하였다. 실험계획법(Design of experiments), 반응면(Response surface), 근사모델로 구성되었으며 ANSYS Response Surface Optimization Ver. 2019 R1을 통하여 최적화를 진행하였다. 최적화 과정은 Fig. 7에 나타내었다.

유동 손실과 냉각공기의 온도를 확인할 수 있도록 최적화 과정의 목적함수로서 유량계수와 온도강하 효율을 사용하였다. 유량계수와 온도강하 효율을 최대화하기 위한 설계를 수행하였다. 목적 함수는 아래와 같다.

Objective functions

Max, system discharge coefficient(C_D)

Max, temperature effectiveness(η_t)

유량계수와 온도강하 효율을 최대화하기 위하여 리시버 홀의 형상변수를 결정하였다. 리시버 홀의 입구 높이($r_{RH, inlet}$)와 출구 높이($r_{RH, outlet}$), 설치 각도(θ)를 변경시켜가며 최적화 과정을 진행하였다. 홀의 출구 각도에 대한 민감도를 테스트를 통해 리시버 홀의 출구 각도가 40도 이상일 때 성능이 급격히 떨어지는 것을 확인하였다. 리시버 홀의 형상변수 및 설계 범위를 Table 1에 나타내었다.

Table 1 Design variables

Design variables	Lower bound	Upper bound
$r_{RH, inlet}/r_c$	0.941	0.969
$r_{RH, outlet}/r_c$	0.930	0.964
θ [deg]	0	40

2.4.2 실험계획법 및 반응면

본 연구에서는 실험점을 얻기 위해 Optimal Space-Filling Design(OSFD) 기법을 사용하였으며 식 (5)를 이용하여 10 개의 초기 실험점을 선정하였다.

$$N_{DOE} = \frac{(N_{DV} + 1)(N_{DV} + 2)}{2} \quad (5)$$

여기서 N_{DOE} 는 실험점의 개수, N_{DV} 는 설계변수의 개수이다.

Kriging 기법을 이용하여 실험점에 대한 해석 결과와 설계변수로 반응면을 생성하였다.⁽¹⁵⁾ Kriging 기법은 확률 과정을 통하여 설계변수와 목적함수의 관계를 반응면으로 나타낸 기법이다. Kriging 기법은 비선형 근사 문제에 대한 잘 표현하기 때문에 본 연구 문제에서 높은 근사 성능을 나타냈다.

2.4.3 최적해 도출

생성된 반응면을 바탕으로, 다목적 유전 알고리즘 (Multi-Objective Genetic Algorithm, MOGA)을 사용하여 최적해를 도출하였다.⁽¹⁶⁾ MOGA 기법을 통하여 설계 후보점 (Candidate points)을 얻고, 설계 후보점의 해석결과를 추가하여 반응면에 적용하였다. 위 과정을 반복하여 예상 해석값

과 전산해석 결과의 오차가 0.1% 이하를 만족할 때 최적화 과정을 종료하였다.

목적 함수가 두 개이므로 파레토(Pareto) 면을 이용하여 최적해를 선택하였다. 최적해 1과 2에서 두 형상 모두 프리스윌 시스템의 출구에서 요구하는 유량과 전압력을 만족시켰다. 따라서 본 연구에서는 온도강하 효율이 비교적 높은 최적해 1을 최종 선택하였다. 최적해 1은 최적해 2에 비해 온도강하 효율이 0.88% 높았고, 유량계수는 0.11% 낮았다. 파레토 면을 Fig. 8에 나타내었다.

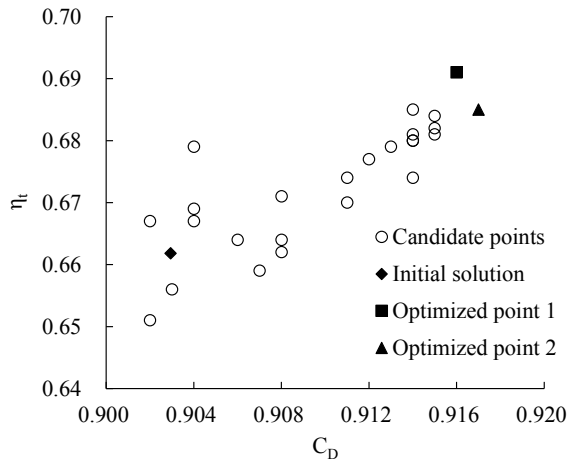


Fig. 8 Pareto optimal solution graph

2.5 결과

2.5.1 최적화 결과

본 연구에서는 최적화 기법과 전산해석을 통해 ROBI type 프리스윌 시스템의 리시버 홀 최적화 설계를 수행하였다. 설계변수에 따라 유량계수와 온도강하 효율의 이차원 반응면을 Fig. 9에 나타내었다. 프리스윌러를 통과한 냉각공기가 원주 방향으로 가속되었을 뿐만 아니라 원심 방향의 속도 또한 가속된 것을 확인하였다. 원심 방향의 속도로 인해 냉각 공기가 캐비티 아래로 다량 흐르는 것으로 인해 $r_{RH, inlet}$ 이 증가할수록 유량계수와 온도강하 효율이 같이 떨어지는 것을 확인하였다(Fig. 9 (a)). $r_{RH, outlet}$ 이 증가할수록 유량계수는 증가하였고, 온도강하효율은 $r_{RH, outlet}/r_c=0.946$ 에서 가장 낮았다(Fig. 9 (b)). θ 에 따른 유량계수와 온도강하 효율은 특정 값에서 최대값을 확인할 수 있었다(Fig. 9 (c)).

캐비티 내부 냉각공기의 스윌비가 1 이상이었기 때문에 리시버 홀이 회전방향으로 기울어진($\theta > 0$) 경우 적은 손실로 리시버 홀을 통과하였다. 캐비티 회전면과 리시버 홀은 구심력에 의해 리시버 홀 내부의 냉각공기가 반경방향으로 치우치기 때문에 이에 따른 리시버 홀 내부의 유동 쏠림 현상을 해결하기 위한 $r_{RH, outlet} > r_{RH, inlet}$ 인 최적화 해가 도출되었다.

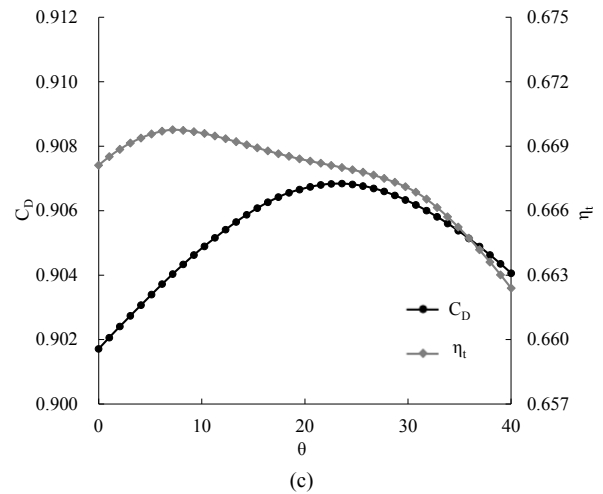
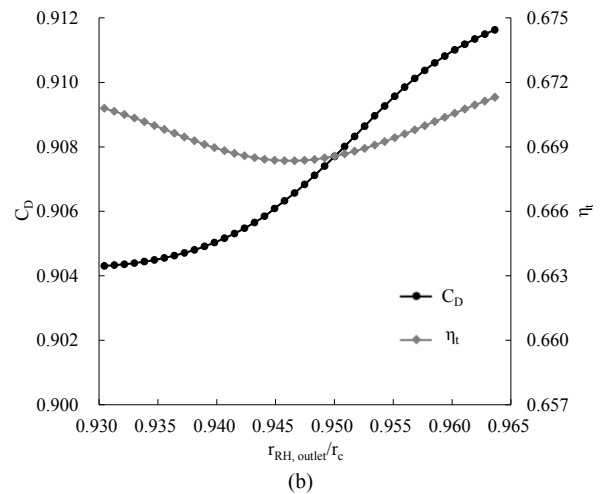
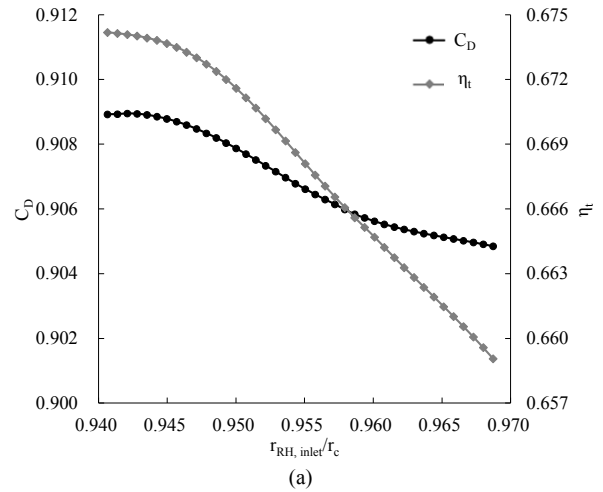


Fig. 9 2-dimensional response surfaces of receiver hole's (a) non-dimensional inlet height, (b) non-dimensional outlet height and (c) installation angle

최적화된 설계변수와 최적화 결과를 Table. 2에 나타내었다. 기본 모델 대비 유량계수와 온도강하 효율은 각 1.778%, 5.335% 씩 증가하였다. 최적화 형상의 $r_{RH, inlet}$ 과 $r_{RH, outlet}$ 모두 기본 형상대비 높은 결과를 보였다. $r_{RH, outlet} > r_{RH, inlet}$

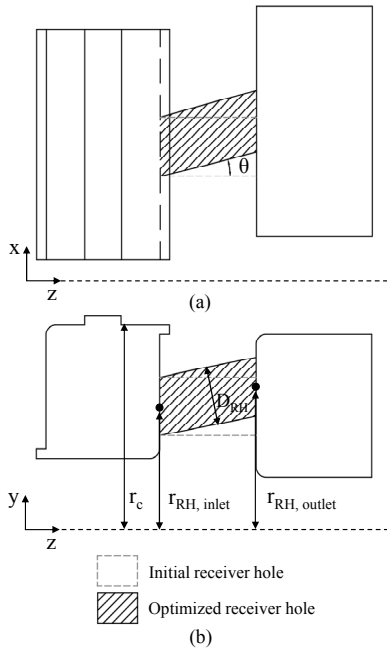


Fig. 10 Receiver hole locations of (a) initial model and (b) optimized model

의 결과에 따라 리시버 홀은 반경방향으로 증가하는 형상이 되었다. $\theta=14$ 도로 회전방향으로 치우친 형상이 되었다. 리시버 홀의 형상을 Fig. 10과 Fig. 11에 나타내었다.

Table 2 Optimum design variables and results

Design variables & Results	Initial model	Optimized model	Deviation [%]
$r_{RH, inlet}/r_c$	0.944	0.948	-
$r_{RH, outlet}/r_c$	0.944	0.962	-
θ [deg]	0	14	-
C_D	0.900	0.916	1.778
η_t	0.656	0.691	5.335

Table 3 Swirl ratio and non-dimensional mass flow rate

Results	Initial model	Optimized model	Deviation [%]
β_p	1.036	1.071	3.378
β_R	1.118	1.156	3.399
C_w	2.91×10^5	2.97×10^5	2.062

2.5.2 스윌비 및 무차원 유량

전산해석 결과에 따라 프리스윌러 출구와 리시버 홀 입구의 스윌비, 시스템 무차원 유량을 Table 3에 나타냈다. 여기서 β_p 는 프리스윌러 출구의 스윌비를 나타내며 β_R 는 리시버 홀 입구의 스윌비를 나타낸다. C_w 는 시스템의 무차원 유량을 나타낸다. 프리스윌러 출구에서 기본 모델 대비 최적화 모델은 스윌비가 3.378%를 증가하였고, 리시버 홀 입구에

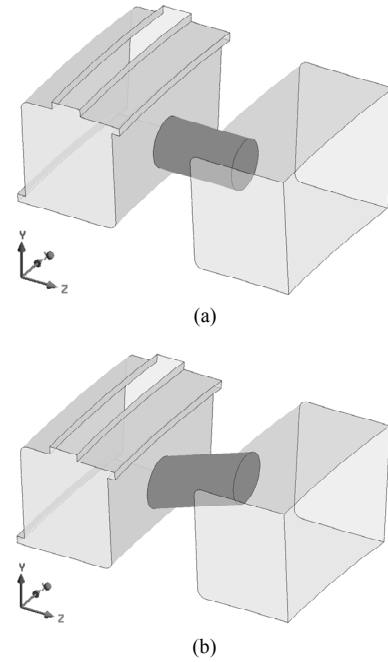


Fig. 11 Geometries of (a) initial model and (b) optimized model

서 3.399% 상승 하였다. 시스템 무차원 유량은 2.062%로 증가하였다.

냉각 공기가 캐비티 내부에서 스윌비가 1보다 큰 값으로 유동하고 있었고, 리시버 홀 입구에서 리시버 홀 원주 방향 속도보다 큰 원주 방향 속도로 유동하는 것이다. 스윌비 값에 따라 리시버 홀의 원주 방향 각도가 바뀌게 되어 유속이 줄지 않고 원래의 유동각으로 유입할 수 있다. 회전 방향에 수직으로 설치하는 기본 리시버 홀과 비교하여 특정 θ 각도를 갖는 리시버 홀의 내부 와류가 줄어든 것을 Fig. 12의 속도 벡터를 통해 확인할 수 있다. 기본 모델의 경우 리시버 홀의 입구 부분에서 박리 및 재순환 영역이 발생하였고, 이에 따라 냉각공기가 회전방향 쪽으로 치우치는 것을 확인하였다. 최적화 형상은 θ 로 인해 회전방향으로 치우친 형상이고, 이에 따라 기본 형상에서 발생했던 입구 부분에서의 박리 및 재순환 영역을 해소하였다.

프리스윌러를 통과한 냉각 공기는 회전 영역에 가까워짐에 따라 펌핑 효과(Pumping effect)로 인해 반경방향 속도 성분이 증가하게 되고, 이에 따라 반경방향으로 증가하는 최적화 형상이 손실을 감소시켰다. 기본 모델과 최적화 모델의 유선을 Fig. 13에 나타내었다. 펌핑 효과로 인해 유동이 반경 방향으로 치우치는 것을 확인하였고 유동이 치우치는 방향으로 최적화 형상이 결정되었다.

리시버 홀 중간에서의 단면(Mid-section plane)의 마하수(Mach number)를 Fig. 14에 나타내었다. 최적화 형상은 기본 모델에 비해 손실을 줄였고, 그 결과로 높은 유량계수와 무차원 유량을 확인하였다. 따라서 최적화 형상 내부에서의

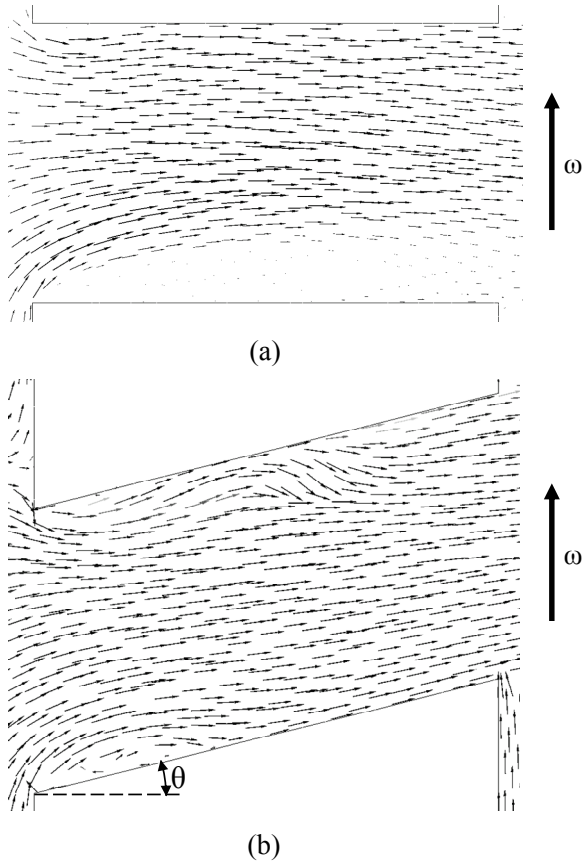


Fig. 12 Velocity vector at a radial section across receiver hole in (a) initial model and (b) optimized model

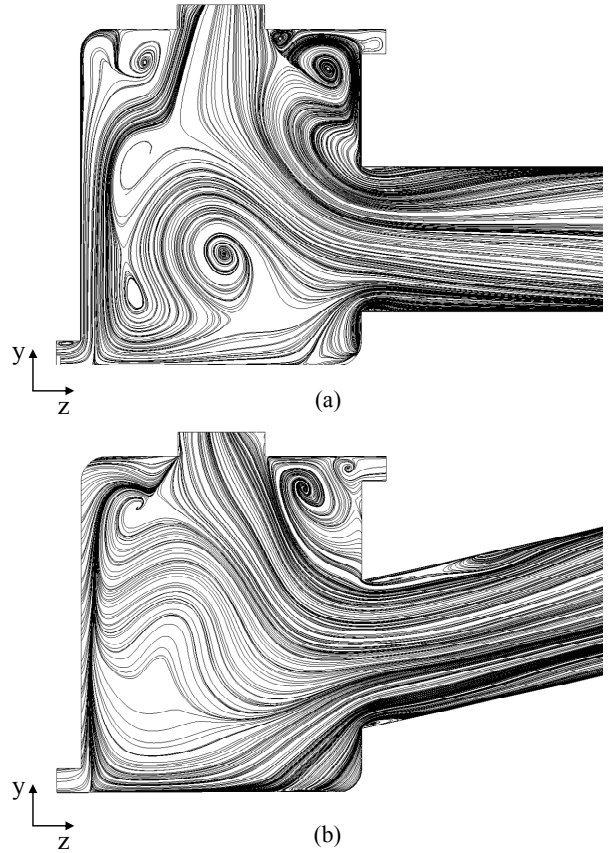


Fig. 13 2D streamlines at cavity and receiver hole in (a) initial model and (b) optimized model

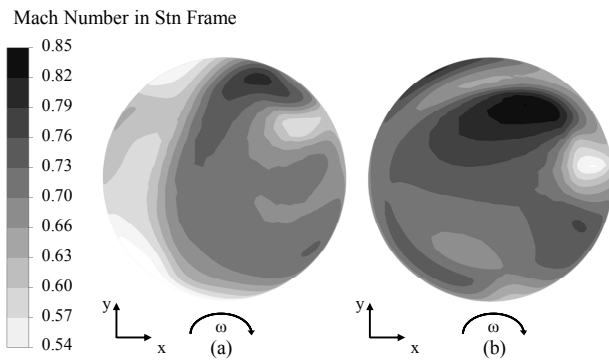


Fig. 14 Mach number in stationary frame at receiver hole's mid-section plane in (a) initial model and (b) optimized model

유속이 더욱 빠르게 나타났다. 또한 기본 모델과 비교하여 유속의 회전방향 분포 차이가 감소하였다. 펌핑 효과의 영향으로 두 형상 모두 큰 반경에서 높은 유속을 확인할 수 있었다.

2.5.3 유량계수

본 연구에서는 리시버 홀의 형상 최적화를 통하여 기본 모델 대비 유량계수를 약 1.778% 향상시켰다. 입구와 출구에

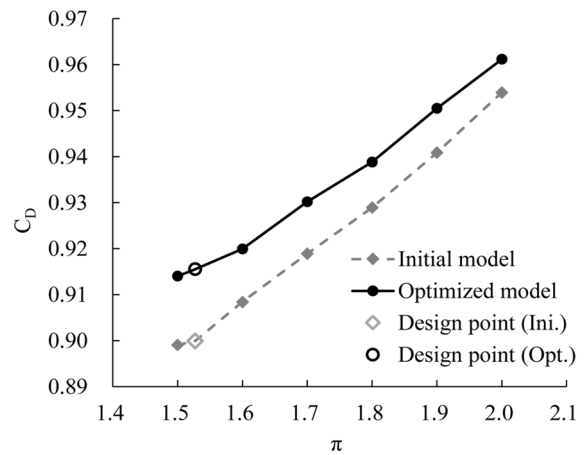


Fig. 15 Discharge coefficient with pressure ratio

동일한 경계조건을 사용하였기 때문에 유량계수의 증가는 즉 실제 유량의 증가를 의미하여 유의미한 결과이다.

압력비 변화에 따른 유량계수의 변화를 Fig. 15에 나타내었다. ROBI type 프리스윙 시스템이 고 압력비 환경에서 작동하여 본 연구에서는 압력비 1.5 - 2.0에서 유량계수를 관찰하였다. 압력비가 증가할수록 유량계수도 증가하는 것을 확인하였고 같은 압력비의 경우 최적화 모델이 기본 모델에 비해 최

대 1.778%, 최소 1.024% 높은 유량계수를 나타냈다. 또한 압력비가 증가함에 따라 두 형상 간 유량계수의 차이는 감소하였다. 이는 최적화 과정에 사용된 경계조건으로부터 멀어질수록 최적화 형상의 효율이 감소하였기 때문으로 사료된다.

2.5.4 온도강하 효율

기본 모델 대비 최적화 형상의 온도강하 효율은 설계점에서 약 5.335% 증가하였다. 이는 프리스웰 시스템의 출구 전 온도가 감소했음을 의미하기 때문에 증가된 유량계수와 더불어 의미있는 결과이다.

압력비 변화에 따른 온도강하 효율을 Fig. 16에 나타내었다. 압력비가 증가함에 따라 출구 전온도 강하(ΔT)가 증가하지만, 이상적 온도강하(ΔT_i)가 비교적 더 많이 증가하기 때문에 온도강하 효율이 감소되었다. 최적화 모델은 설계점 압력비(약 1.53)에서 설계되었기 때문에 압력비가 감소하였을 때 온도강하 효율이 증가하지 않았다. 유량계수와 마찬가지로

가지로 압력비가 설계조건으로부터 멀어짐에 따라 최적화 모델과 기본 모델의 온도강하 효율의 차이가 감소하였다.

2.5.5 리시버 홀 내부 손실

기본 모델과 최적화 모델의 리시버 홀 내부 난류 운동 에너지 분포를 Fig. 17에 나타내었고, 단면에서의 평균 난류 운동 에너지를 Fig. 18에 나타내었다. 최적화 모델의 리시버 홀 각 단면에서 평균 난류 운동 에너지가 기본 모델보다 낮은 값으로 나타났고, 이는 운동 에너지 손실이 감소하여 출구 전온도의 감소를 의미한다. 냉각 공기가 리시버 홀을 지나감에 따라 특정 위치까지 난류 운동 에너지가 증가하다가 감소하는 것을 확인하였다. 이는 1보다 큰 스윙비로 인해 리시버 홀 입구에서 발생한 박리와 재순환 영역이 난류 운동 에너지를 증가시킨 것으로 사료된다. 축방향 위치가 0.4 이상인 영역에서는 냉각 공기의 속도 성분은 리시버 홀의 회전에 지배적인 영향을 받아 난류 운동 에너지가 더 이상 증가

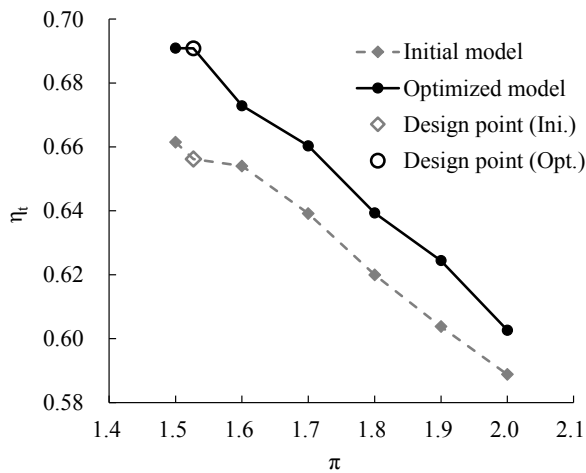


Fig. 16 Temperature drop effectiveness with pressure ratio

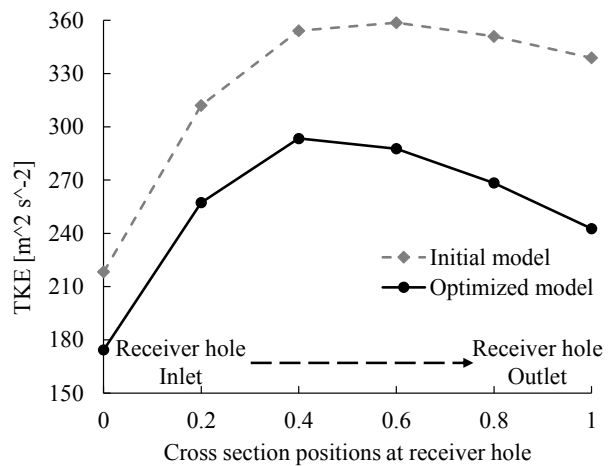


Fig. 18 Turbulence kinetic energy at sections of receiver hole

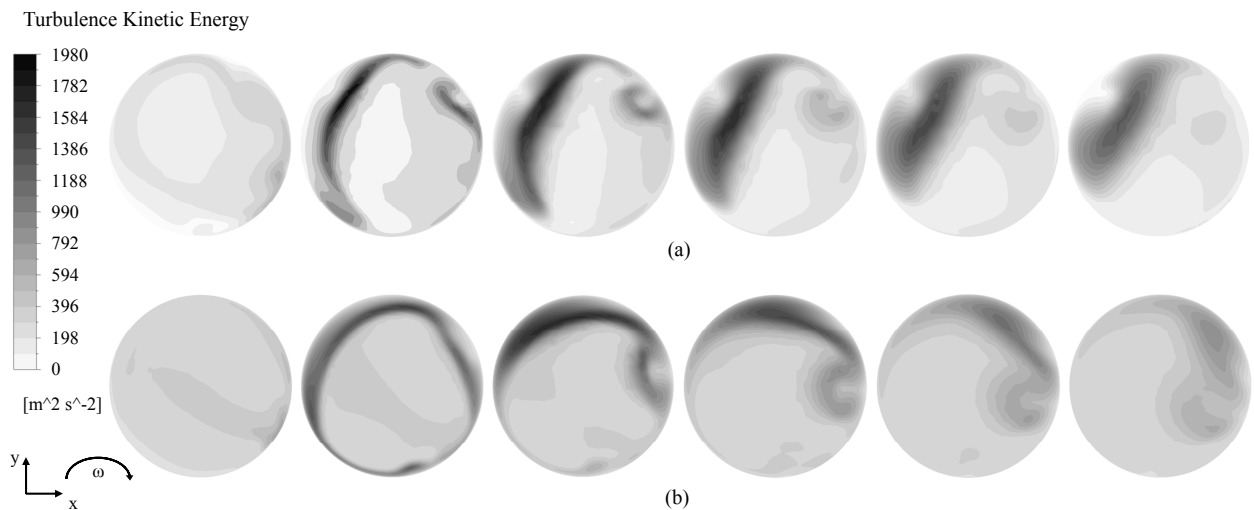


Fig. 17 Turbulence kinetic energy in receiver hole at (a) initial model and (b) optimized model

하지 않았다. 최적화 모델의 경우 스윙비가 고려된 설치 각도(θ)와 펌핑 효과에 따른 $r_{RH, outlet} > r_{RH, inlet}$ 인 형상으로 인해 난류 운동 에너지가 감소하는 것을 확인하였다. 냉각 공기가 리시버 홀을 지나감에 따라 기본 모델과 최적화 모델의 난류 운동 에너지의 차이가 점점 커졌다.

리시버 홀 출구의 난류운동에너지의 분포와 상응하게 입구 전압력 대비 출구 전압력은 기본 모델에서 17.219 %, 최적화 모델에서 10.734 % 감소하였다. 동일한 경계조건에서 전압력이 적게 감소한 것은 시스템 내부의 유동 손실을 개선함으로써 유량을 증가시키고 출구 유속의 감속을 해소한 것으로 사료된다. 리시버 홀 출구 전압력 분포를 Fig. 19에 나타내었다. 동일한 전압력 범위에서 최대 전압력과 최소 전압력 모두 기본 모델에서 확인하였고 최적화 모델에서는 비교적 고른 분포를 보였다.

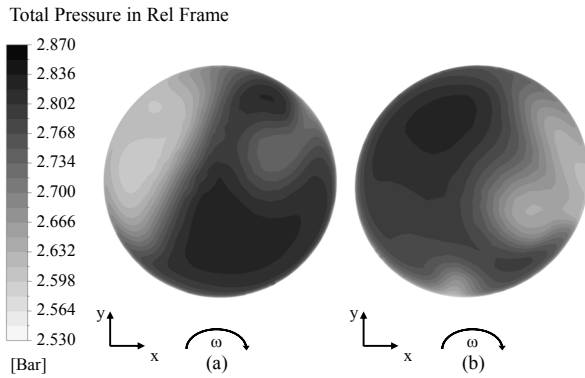


Fig. 19 Total pressure in relative frame at receiver hole's outlet in (a) initial model and (b) optimized model

3. 결론

본 연구에서는 프리스윙 시스템의 유량계수와 온도강하 효율을 향상시키기 위해 리시버 홀의 형상 설계를 수행하였다. 형상 설계는 CFD와 최적화 과정을 포함하였다. 리시버 홀의 입구 높이($r_{RH, inlet}$), 출구 높이($r_{RH, outlet}$), 설치 각도(θ)를 형상 변수로 정의하였고, 프리스윙 시스템의 유량계수와 온도강하 효율을 목적함수로 최대화 하였다. OSFD 기법을 이용하여 초기 설계점을 얻은 후, CFD 결과를 토대로 Kriging surrogate model을 통해 반응면을 형성하였다. 반응면을 토대로 MOGA를 적용하여 추가 실험점을 도출하였고 추가된 실험점의 CFD 결과를 반응면에 추가하는 과정을 반복하였다. MOGA에서 예측한 결과와 CFD의 결과 오차가 0.1% 이하일 때 최적화 과정을 종료하였다. 본 연구의 결과를 요약하면 다음과 같다.

- 1) 최적화된 리시버 홀 형상은 반경방향으로 올라가고 ($r_{RH, inlet} < r_{RH, outlet}$), 회전방향으로 설치 각도($\theta > 0$)를

가졌다. 세 형상변수 모두 상한과 하한의 사이에 존재했으며, 설계변수가 결정된 물리적인 근거를 아래와 같이 사료하였다.

- 2) 캐비티 영역은 회전하는 면을 포함하고 있기 때문에 펌핑 효과가 일어나는 것을 확인하였다. 펌핑 효과로 인해 냉각 공기는 반경 방향으로 이동하였고, 이로 인해 리시버 홀은 반경 방향으로 올라가는 형상일 때 유량계수와 온도강하 효율이 증가하였다.
- 3) 프리스윙 노즐을 통과한 냉각 공기는 회전 방향 속도 성분을 갖게되고, 본 연구에서 사용한 시스템의 설계점 $\beta > 1$ 임을 확인하였다. $\beta > 1$ 은 냉각공기의 회전 속도 성분이 리시버 홀의 회전 속도보다 빠름을 의미하고 이로 인해 리시버 홀 입구 부분에서 박리가 발생하는 것을 확인하였다. 최적화 형상은 이를 해결하기 위해 회전 방향으로 설치 각도를 갖는 형상이었다. 기본 모델과 비교하여 리시버 홀 입구에서 발생하는 박리와 재순환 영역을 감소시켜 유량계수와 온도강하 효율을 증가시켰다.
- 4) 반경방향 및 회전방향으로 설치 각도를 갖는 최적화 형상은 리시버 홀 입구에서 발생했던 박리와 재순환 영역을 해소하였으며, 리시버 홀 내부에서 낮은 난류 운동 에너지를 확인하였다. 낮은 난류 운동 에너지는 리시버 홀 내부에서 적은 손실을 의미하고 결과적으로 높은 유량계수와 온도강하 효율을 나타냈다.
- 5) 최적화 형상의 유량계수는 기본 모델보다 약 1.778 % 증가하였다. 압력비가 증가할수록 유량계수는 증가하였지만 최적화 형상과 기본 모델의 유량계수 차이는 점차 감소하였다. 이는 설계점을 기준으로 최적화 과정이 진행되었기 때문으로 사료된다.
- 6) 최적화 형상의 온도강하 효율은 기본 모델보다 약 5.335 % 증가하였다. 압력비가 증가할수록 온도강하 효율은 감소하였지만 최적화 형상과 기본 모델의 유량계수 차이는 점차 감소하였다. 유량계수와 마찬가지로 이는 설계점을 기준으로 최적화 과정이 진행되었기 때문으로 사료된다.
- 7) 최적화 모델의 리시버 홀 각 단면에서 평균 난류 운동 에너지가 기본 모델보다 낮은 값으로 나타났고, 전압력 강하율이 37.662 % 감소하였다. 시스템 내부의 유동 손실을 개선함으로써 유량을 증가시키고 출구 유속의 감속을 해소한 것으로 사료된다.

본 연구에서 진행한 리시버 홀의 설계는 이차유로의 프리스윙 시스템에서 손실을 감소시켰으며 낮은 온도로 냉각 공기를 유지시켰다. 유량계수와 온도강하를 모두 만족하였기에 유의미한 결과로 생각된다. 추후 ROBI type 프리스윙 시스템의 상사 실험을 수행하여 설계된 리시버 홀의 성능을 예측할 예정이다.

References

- (1) Saravanamuttoo, H. I. H., Rogers, G. F. C., Cohen, H., Straznicky, P. V., and Nix, A. C., 2017, *Gas Turbine Theory*, 7th Edition, Pearson Education, pp. 366~375.
- (2) Sultanian, B. K., 2018, "Gas turbines : internal flow systems modeling," 1st Edition, Cambridge University Press, pp. 8~15, 206~209.
- (3) D. Glasspoole, and Y. Schraenen, 2001, US Patent No. 6183193.
- (4) Dittmann, M., Geis, T., Schramm, V., Kim, S., and Wittig, S., 2002, "Discharge Coefficients of a Preswirl System in Secondary Air System," *ASMRE Journal of Turbomachinery*, Vol. 124, pp. 119~124.
- (5) Liu, G. W., Wu, H., Feng, Q., and Liu, S. L., 2016, "THEORETICAL AND NUMERICAL ANALYSIS ON THE TEMPERATURE DROP AND POWER CONSUMPTION OF A PRE-SWIRL SYSTEM," *ASME Turbo EXPO*, Seoul, Korea, GT-2016-56742.
- (6) Kim, S. W., Lee, H. G., Lee, J. S., Kim, D. H., and Cho J. S., 2018, "Comparative Study on a Tangential and Radial On-Board Injection Pre-swirl System of Gas Turbine Secondary Air System," *The KSFM Journal of Fluid Machinery*, Vol. 21, No. 1, pp. 19~26.
- (7) Granovskiy, A., Kostege, V., Chernyshew, S., and Vassiliev, V., 2009, "IMPACT OF THE PRE-SWIRL NOZZLE LOCATION ON THE AIR TRANSFER SYSTEM(ATS) CHARACTERISTIC," *ASME Turbo EXPO*, Orlando, Florida, USA, GT-2009-59355.
- (8) Lee, H. G., Lee, J. S., Kim, D. H., and Cho J. S., 2019, "Optimization of pre-swirl nozzle shape and radial location to increase discharge coefficient and temperature drop," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 20, No. 10, pp. 4855~4866.
- (9) Lee, J. S., Lee, H. G., Kim, D. H., and Cho J. S., 2018, "Pre-swirl Vane Geometry Optimization to Improve Discharge Coefficient of Gas Turbine Pre-swirl System," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers B*, Vol. 42, No. 2, pp. 101~110.
- (10) Geis, T., Dittmann, M., and Dullenkopf, K., 2004, "Cooling Air Temperature Reduction in a Direct Transfer PreSwirl System," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 126, Iss. 4, pp. 809~815.
- (11) Chew, J. W., Ciampoli, F., Hills, N. J., and Scanlon, T., 2005, "PRE-SWIRLED COOLING AIR DELIVERY SYSTEM PERFORMANCE," *ASME Turbo EXPO*, Reno-Tahoe, Nevada, USA, GT-2005-68323.
- (12) Menter, F. R., 1993, "Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows," *AIAA Paper* 93-2906.
- (13) Menter, F. R., 1994, "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598~1605.
- (14) Kim, D. H., Kim, J. U., Lee, H. G., and Cho, J. S., 2016, "Effect of splitter location on the characteristics of a vane-type pre-swirl system," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 31, No. 3, pp. 1267~1264.
- (15) Jeong, S., Murayama, M., and Yamamoto, K., 2005, "Efficient Optimization Design Method Using Kriging Model," *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 2, pp. 413~420.
- (16) Konak, A., Coit, D. W., and Smith, A. E., 2006, "Multi-objective optimization using genetic algorithms: A tutorial," *Reliability Engineering and System Safety* 91, pp. 992~1007.