

가스터빈 블레이드 팁 간극 제어 시스템 설계 및 검증 Part I : 설계 및 단일 리그 시험

문민주*† · 하진봉* · 함동우* · 탁영관* · 올렉시 코레핀* · 이브도우신 앤드리*

Advanced Design and Validation of Gas Turbine Blade Tip Clearance Control Systems Part I : Design and Single Rig Test

Minju Moon*†, Jinbong Ha*, Dongwoo Ham*, Yongkwan Tak*,
Oleksiy Korepin*, Ievdoshyn Andrii*

Key Words : Gas Turbine(가스터빈), Turbine Tip Clearance(터빈 팁 간극), Air Leakage(공기 누설), Turbine Clearance Control System(터빈 간극 제어 시스템), Single Rig Test(단일 리그 시험), Screw Type Turbine Clearance Control System(스크류식 터빈 간극 제어 시스템), Pneumatic Type Turbine Clearance Control System(공압식 터빈 간극 제어 시스템)

ABSTRACT

The number of companies capable of manufacturing large gas turbines for power generation is limited to five globally due to the high technical requirements and complexity involved. Large gas turbines operate at high temperatures and pressures, subjecting turbine components to extreme thermal and mechanical stress. The development of these turbines involves significant research in new materials, performance testing under high-temperature and high-pressure conditions, and design optimization to enhance efficiency. The tip clearance between the turbine blade and the stator affects the efficiency of the gas turbine, as gas leakage through this gap can reduce performance. Various techniques have been developed to optimize tip clearance, typically involving cooling mechanisms. This paper introduces two advanced turbine tip clearance control systems developed by Doosan Enerbility to improve gas turbine performance. One system controls the tip clearance using a screw pitch structure, while the other uses air pressure piston to control the tip clearance. The performance and reliability of these systems were validated through single rig tests, and the most suitable materials and types were selected based on the test results. The selected system will undergo further verification in full rig tests. Part I of this study covers the design concepts and single rig test results of the two systems, while Part II will discuss the full rig test results and further improvements.

1. 서 론

첨단산업의 발전, 데이터센터(AI) 건설, 산업/수송 등 전기화의 영향으로 세계적으로 전력 수요가 빠른 속도로 증가함에 따라 전력 공급의 절대적인 필요성도 함께 부각되고 있다. 이러한 상황에서 가스터빈(Gas Turbine)은 신속한 전력 공급, 높은 효율성, 유연한 연료 사용 그리고 발전 설비 공간 절약 등 여러 장점으로 인해 주목받으며, 주요 발전원으로

부상하고 있다. 특히, 복합 사이클(Combined Cycle) 발전, 열병합 발전(Combined Heat and Power) 그리고 폐열 회수 보일러(Heat Recovery Steam Generator, HRSG)는 가스터빈의 배기가스 및 폐열을 회수하고 활용하여 추가적인 전기와 열을 생산함으로써, 에너지 효율을 극대화하는 동시에 환경적 이점을 제공한다⁽¹⁾.

가스터빈은 연료를 연소시켜 발생한 고온 고압의 가스를 이용하여 터빈을 회전시키고, 이를 통해 전력을 생산하는 장

* 두산에너지빌리티(Doosan Enerbility)

† 교신저자, E-mail : minju1.moon@doosan.com

치이며, 가스터빈은 압축기, 연소기, 터빈의 세 가지 주요 구성요소로 이루어져 있다. 먼저, 압축기는 외부의 공기를 흡입하고 압축시켜 공기의 밀도와 압력을 높여 연소실로 전달한다. 연소기는 압축된 공기에 연료를 분사하고 혼합하여 연소시키는 역할을 한다. 이 과정에서 고온 고압의 연소가스가 생성된다. 터빈은 연소기에서 생성된 고온 고압의 연소가스를 터빈 블레이드(Turbine Blade)로 통과시켜 회전자(Rotor)를 회전시키는 역할을 하며, 회전자의 회전 운동은 발전기에 연결되어 전기를 생산한다.

터빈 블레이드와 고정자(Stator) 사이에는 틱 간극(Tip Clearance)이 형성된다. 틱 간극은 터빈 블레이드의 끝 부분(Tip)과 고정자의 내부 표면 사이의 거리를 의미하는데, 틱 간극이 적정 수준 이상으로 커지면 터빈 블레이드를 회전시키지 못하고 빠져나가는 연소가스의 양이 증가하여 터빈의 출력 및 효율이 감소하게 된다⁽²⁻³⁾. 반대로, 틱 간극이 적정 수준 이하로 작아지면, 블레이드가 고정자에 접촉하여 마찰과 손상이 발생할 수 있다. 따라서, 가스터빈을 운전할 때, 적절한 터빈의 틱 간극을 유지하는 것은 터빈의 효율성과 안정성에 밀접한 관련이 있다. 이에 가스터빈 엔지니어는 가스터빈의 틱 간극을 최적화하기 위한 연구를 수행하였고, 더 나아가 운전 상태에 따라 틱 간극을 제어할 수 있는 시스템을 개발하였다⁽⁴⁾. Andreoli 등⁽⁵⁾은 유한요소해석(Finite Element Analysis)을 통해 터빈 블레이드 틱 간극과 형상에 따른 터빈 성능의 영향을 분석하였다. Imparato⁽⁶⁾는 TCC(Turbine Casing Cooling)를 소개하고 유한요소해석을 이용한 열/기계적 분석을 수행하여 열에 의해 발생하는 터빈 케이싱의 비대칭성을 연구하였으며, Gou 등⁽⁷⁾은 항공기 가스터빈 엔진의 틱 간극을 동적으로 제어하기 위해 시스템 아키텍처를 개선하고 제어 동작을 최적화하는 새로운 접근 방식을 제안하였으며, 이를 통해 연료 소비를 감소하는 효과를 보여주었다. Sheng 등⁽⁸⁾은 항공기 엔진 터빈 틱 간극의 변화에 의한 터빈 효율에 미치는 영향을 정량적으로 분석하고, 터빈 틱 간극을 실시간으로 측정하기 위한 모델 기반 방법을 제안하였으며, 터빈의 복잡성으로 인해 센서를 장착하기 어려운 문제를 해결하였다. 이 외에도 항공기 가스터빈 엔진의 효율성 증가, 연료 소비 감소, 구성요소 수명 연장을 목적으로 터빈 틱 간극을 능동적으로 제어하는 개선된 예측 제어 기법이 제안되었다^(9,10).

현재 발전용 대형 가스터빈을 개발한 제작사는 전 세계적으로 5곳의 업체가 있다. 이들 업체는 각각의 기술력으로 가스터빈의 성능을 개선하기 위한 가스터빈 틱 간극 제어 시스템의 연구와 개발을 진행해왔다. 그중에 Mitsubishi Heavy Industries는 Advanced Blade Ring System을 적용한 가스터빈 M701G2를 소개하고 구동 시간에 따라 달라지는 간극 특성을 분석하였다⁽¹¹⁾. 이후 발표된 논문에서는 J series 가스터빈 M501J과 해당 가스터빈에 적용된 터빈 간극 제어 시

스템 Enhanced Air-Cooled System을 소개하였다⁽¹²⁾. 당사는 세계에서 5번째로 발전용 대형 가스터빈 독자개발에 성공한 업체이다. 당사에서 개발한 발전용 대형 가스터빈 DGT-300H는 다단계 제어가 가능한 진보된 블레이드 간극 다단 제어장치(Doosan Optimized Clearance Control System)를 적용하였다^(13,14).

이처럼 항공기 및 발전용 가스터빈 제작사는 터빈의 간극을 제어하는 시스템을 엔진에 적용하여 엔진의 안정성과 성능을 개선하고 있으며, 이는 가스터빈 제작사의 중요한 과제로 다루어지고 있다. 가스터빈 엔지니어는 다양한 기술력 확보를 위한 연구, 개발을 진행하여 그 내용을 포함하는 보고서를 작성하고 공개하였다⁽¹⁵⁻²¹⁾. 또한, 그와 관련된 특허권 등록을 통해 발명의 보호와 산업발전에 이바지하고 있다⁽²²⁻²⁸⁾. 당사에서도 발전용 대형 가스터빈에 적용 가능한 능동적 터빈 간극 제어 시스템(Doosan Active Clearance Control System, DACC)을 발명하여 특허를 출원하였다^(29,30).

본 연구에서는 당사에서 발명한 두 가지의 터빈 간극 제어 시스템인 스크류식 터빈 간극 제어 시스템(Screw Type Turbine Clearance Control System)과 공압식 터빈 간극 제어 시스템(Pneumatic Type Turbine Clearance Control System)을 소개하며, Part I과 Part II로 나누어 설명한다. 본 논문에서는 스크류식 및 공압식 터빈 간극 제어 시스템의 개념과 단일 리그 시험(Single Rig Test)의 내용을 다룬다. 단일 리그 시험을 통해 시스템의 초기 성능을 검증하고, 시험 결과를 기반으로 가장 적합한 소재와 유형을 선정하였다. 선정된 시스템은 전체 리그 시험(Full Rig Test) 대상이 되며, 전체 리그 시험 내용은 후속 논문인 Part II에서 다루게 된다. 본 연구를 통해 터빈 간극 제어 시스템의 성능과 신뢰성을 검증하고, 최적의 설계를 도출하였다.

2. 터빈 간극 제어 시스템 개발

2.1 터빈 간극 제어 시스템 개념

본 논문에서 소개하는 터빈 간극 제어 시스템은 당사에서 개발 중인 발전용 가스터빈의 성능 개선을 목적으로 개발되었다. 본 제품은 가스터빈 엔진의 각 운용 조건에서 독립된 터빈 틱 간극을 제공하도록 설계되었으며, 기본 원리는 터빈의 1단, 2단 블레이드와 상대하는 고정자를 반경 방향으로 조정하여 간극을 제어하는 방식이다.

가스터빈 엔진의 운용 조건 중 과도조건(Transient Conditions)은 시동, 정지, 부하 변화 상황을 의미하며 과도조건 동안 가스터빈 엔진의 각 구성품은 급격히 변화하는 온도와 압력에 의한 열응력을 받을 수 있다. 본 제품은 가스터빈 엔진의 과도조건에서 터빈의 틱 간극을 증가하도록 설계되었으며, 열팽창에 의한 회전자와 고정자 간의 간섭을 방지하여 운전 안

정성을 보장한다. 가스터빈 엔진의 정상상태 조건(Steady-State Conditions)은 엔진이 일정한 운전 조건에서 안정적으로 작동하는 상태를 의미한다. 정상상태 조건에서 터빈의 팁 간극을 최소화하여 연소 가스의 에너지를 최대한 회전자에 전달할 수 있게 하여 터빈의 효율성과 출력을 향상시킨다.

가스터빈 엔진의 각 구성품은 고온과 고압 조건에서 안정성과 긴 수명 주기를 확보되어야 한다. 따라서 정밀한 구조 설계와 소재의 선정은 엔진 설계의 중요한 고려사항이다. 터빈 간극 제어 시스템은 터빈 케이싱에 장착되어 운전되는 가스터빈의 한 구성품으로써 가혹한 조건에서도 안전하게 작동할 수 있는 구조와 소재가 선정되어야 한다.

2.2 개발 절차

터빈 간극 제어 시스템의 적용 가능성을 판단하기 위해서 당사는 제품과 시험 장치를 설계, 제작하고 두 단계의 시험을 수행하였다. Fig. 1은 제품 개발 흐름도를 나타내며, 제품의 개발 절차는 시작, 기본 및 개념 설계(Basic & Concept Design), 운전 스킴 설계(Operation Scheme Design), 상세 설계(Detailed Design), 제조(Manufacture), 단일 리그 시험, 전체 리그 시험, 종료로 구성된다. 본 제품과 제품의 시험 장치는 당사에서 자체 개발하였으며, 터빈 간극 제어 시스템은 작동 원리에 따라 스크류식(Screw Type)과 공압식(Pneumatic Type)의 두 가지 유형으로 설계되었다. 단일 리그 시험에서는 엔진 작동 조건에서 각 유형과 소재의 전반적인 작동 가능성을 검증하였으며, 시험 결과를 비교하여 가장 적합한 유형과 소재를 선정하였다. 단일 리그 시험을 통해 최종으로 선정된 유형과 소재를 대상으로 전체 리그 시험을 진행하였으며, 이와 같은 개발 절차를 통해 터빈 간극 제어 시스템의 성능과 신뢰성을 검증하고, 최적의 설계를 도출하였다.

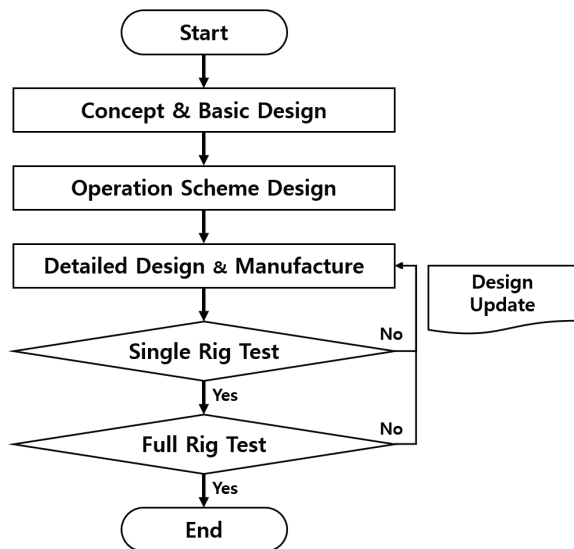


Fig. 1 Flowchart of DACC development

3. 터빈 간극 제어 시스템 모델링

3.1 스크류식 터빈 간극 제어 시스템 모델링

Fig. 2는 스크류식 터빈 간극 제어 시스템의 단면도를 나타내고 있다. 본 유형은 터빈 케이싱 외부에 설치된 링과 링크를 회전시킴으로써 케이싱 내부에 장착된 축과 푸셔(Pusher)를 회전하게 하며, 이와 결합되어 있는 스크류 부시(Screw Bush)의 나사 구조 형상에 의해 링 세그먼트(Ring Segment)를 반경 방향으로 움직일 수 있도록 설계되었다. 또한, 케이싱과 세그먼트 부재(Segment Member) 사이에 복원력을 작용하는 탄성 복원 장치(Elastic Restoration Component)가 설치되어 있다. 이 장치는 링 세그먼트를 반경 방향 외측으로 견인하는 힘을 제공하며, 외력이 감소함에 따라 링 세그먼트를 다시 원래 위치로 복원하는 역할을 수행한다. 이와 같은 설계를 통해 터빈 블레이드와 링 세그먼트 사이의 간극을 제어할 수 있다.

스크류 부재에 가해지는 하중이 증가함에 따라 높은 응력 및 구성요소 간의 마찰이 발생할 수 있다. 이로 인한 제품의 손상을 방지하기 위해, 마찰 운동하는 부품의 접촉면에는 깊이 0.2mm 이상, HRC 49.1 이상의 표면경화법을 수행하고, 표면 거칠기는 0.4 이하로 설계하였다. 또한, 분해 점검을 통해 관찰되는 마찰 부품의 마모 상태에 따라 자기 윤활 성능 소재 적용과 보상 스프링 유형 변경의 개선 설계를 수행하였다.

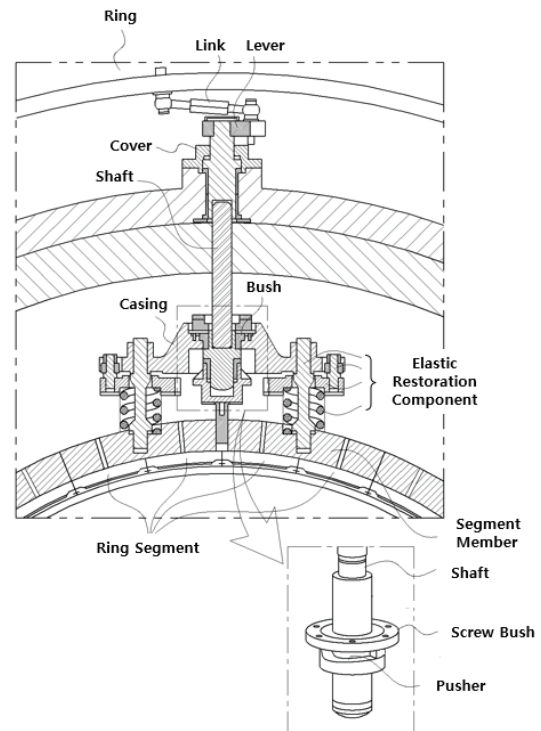


Fig. 2 Sectional view of screw type turbine clearance control system

시스템 상부에는 터빈 케이싱 내부의 고압가스가 외부로 누출되는 것을 방지하기 위한 씨 씰(C-Seal)을 터빈 케이싱과 어퍼 로드(Upper Rod) 사이에 설치하여 효율 저하를 방지하도록 설계하였다(Fig. 3).

스크류식 터빈 간극 제어 시스템은 액추에이터 링 구조에 의해 그와 연결된 부재에 균일하게 힘을 전달하여 복수의 세그먼트 부재를 일률적으로 제어할 수 있는 장점이 있다. 하지만, 전기 또는 유압 모터와 같은 액추에이터 링에 회전력을 공급하는 동력원과 이를 지지하는 지지대가 가스터빈 외부에 추가로 설치되어야 한다.

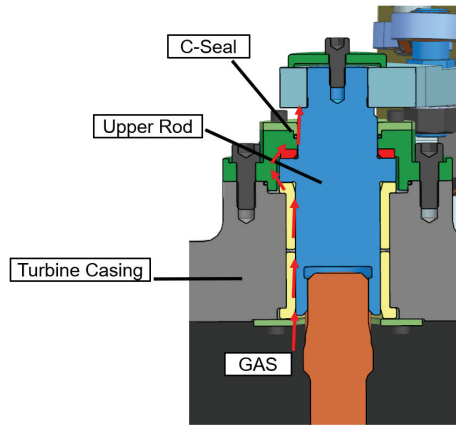


Fig. 3 Screw type system key design factor

3.2 공압식 터빈 간극 제어 시스템 모델링

공압식 터빈 간극 제어 시스템은 고압의 공기를 이용하여 물리적인 압력으로 회전자와 고정자 사이의 간극을 제어할 수 있도록 설계되었다. 이 시스템에서 간극 제어에 이용되는 고압의 공기 소스는 가스터빈 압축기에서 생성되어 제공받는다.

Fig. 4는 공압식 터빈 간극 제어 시스템의 단면도를 나타내고 있다. 압축기에서 생성된 고압의 공기는 압력 제어 밸브를 포함하는 제어부(Control Unit)에 의해 압력이 조절되어 액추에이터와 실린더 사이의 챔버에 공급된다. 챔버의 내압으로 인해 실린더, 어퍼로드 그리고 링 세그먼트는 반경 내측 방향으로 이동하게 되며, 이로 인해 터빈 블레이드와 세그먼트 부재 사이의 간극이 줄어들어 가스 누출을 최소화하고 출력을 향상시킨다. 또한, 복원력을 제공하기 위해 설치되는 1개의 복원 스프링은 하부 측에 조립되어 실린더를 반경 외측 방향으로 가압한다. 액추에이터 내부의 압축 공기가 방출되어 압력이 감소할 경우, 스프링은 실린더와 링 세그먼트를 원래의 위치로 복귀시키는 역할을 한다. 추가적으로, 링 세그먼트 부재에 조립되는 4개의 보상 스프링은 세그먼트 부재를 반경 내측 방향으로 가압하여 작동 압력을 보상한다. 이는 시스템이 보다 낮은 압력에서 안정적으로 작동하고, 세그먼트 부재의 기울임을 방지하며, 가스터빈 유로부와 냉각 공기 챔버 사이의 압력차를 재현하기 위해 설계된 것이다.

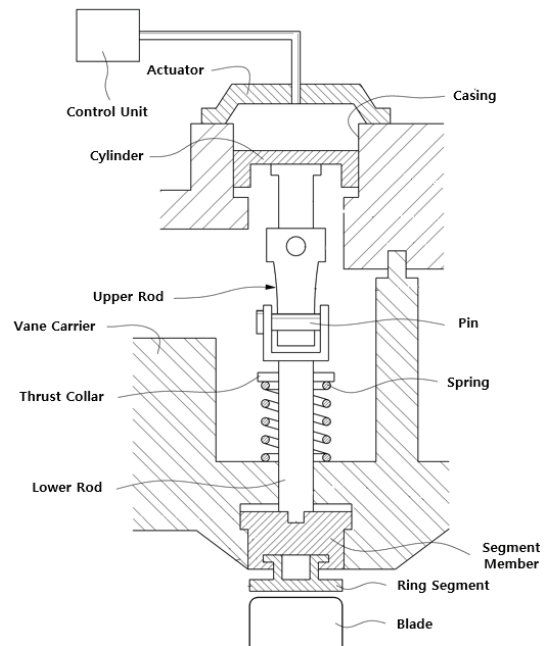


Fig. 4 Sectional view of pneumatic type turbine clearance control system

4. 단일 리그 시험

4.1 시험 장치 개요

단일 리그 시험은 한 세트의 세그먼트 부재를 대상으로 진행되며, 시험 초기 단계에서 시스템의 성능을 검증하고, 잠재적인 문제를 조기에 발견하여 해결할 수 있는 단계이다. 이를 통해 비교적 적은 비용으로 설계 최적화와 안정성 확보가 가능하다. 또한, 단일 리그 시험을 통해 수집된 데이터는 전체 리그 시험 계획을 수립하는 데 활용되며, 이는 시험의 성공 가능성을 높이는 데 효과적이다. 따라서, 단일 리그 시험은 제품 개발 과정에서 필수적인 단계로, 시스템의 성능과 신뢰성 향상에 중요한 역할을 한다.

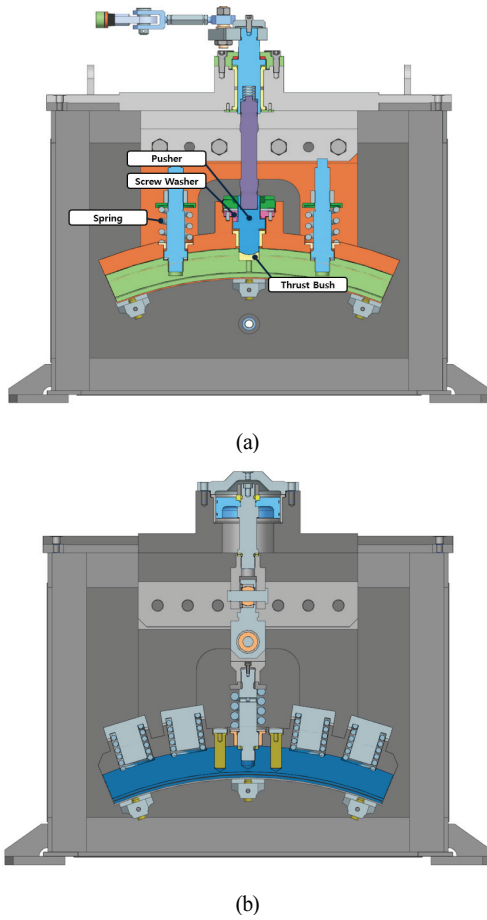


Fig. 5 Single rig test model

- (a) Section view of screw type system test modeling,
- (b) Section view of pneumatic type system test modeling

스크류식 및 공압식 터빈 간극 제어 시스템 시험은 각각의 작동 원리에 따라 설계, 제작된 시험 장비를 이용하여 수행되었다. Fig. 5는 각 유형별 터빈 간극 제어 시스템 시험 장치의 모델링을 나타내고 있으며, Table 1은 주요 특성을 나타내고 있다. 본 시험 장치는 가스터빈이 작동하는 동안의 터빈 내부 온도 조건과 유사하게 재현할 수 있도록 설계되었다. 온도 조건은 500°C로 케이싱 내부 하단에 설치된 전기 열 공급 장비와 케이싱 내부, 시스템 표면 온도를 측정하는 2개의 K type 온도 센서를 이용하여 보상한다(Fig. 6). 또한, 변위 센서가 세그먼트 하단에 설치되어 시스템 작동 성능을 평가하기 위한 링 세그먼트 위치 데이터를 수집한다(Fig. 7).

간극 제어 변위는 가스터빈의 과도 및 정상 상태 조건에서의 열팽창과 회전체 거동을 기반으로 결정된다. 이러한 작동 변위는 필요에 따라 구성요소의 구조적 설계 변경을 통해 조정할 수 있으며, 본 시스템에서는 3mm 간극을 제어할 수 있도록 설계되었다. 두 가지 시스템의 각 작동 방식에 따라 세그먼트 부재는 반경 방향 내측으로 움직이고 링 세그먼트는 베인 캐리어(Vane Carrier)의 아랫면(Lower Contact Surface)으로 이동 및 접촉하게 되며, 이때의 변위 센서 측정값을 기

Table 1 Overview of screw type and pneumatic type system

Category	Screw Type	Pneumatic Type
Actuation Source	Pneumatic actuator	Compressed air
Sensor	3ea Displacement, 2ea Temperature	4ea Displacement, 2ea Temperature, 1ea Pressure
Elastic Restoration Component	Spring A or B A: 430 N/mm, 2ea B: 1258 N/mm, 2ea	Spring: 2,126 N/mm, 1ea
Operation Displacement	3 mm	3 mm
Test Completion Criteria	Stop after achieving 5,000 cycles	Stop after achieving 5,000 cycles
Test Temperature Condition	500°C	500°C

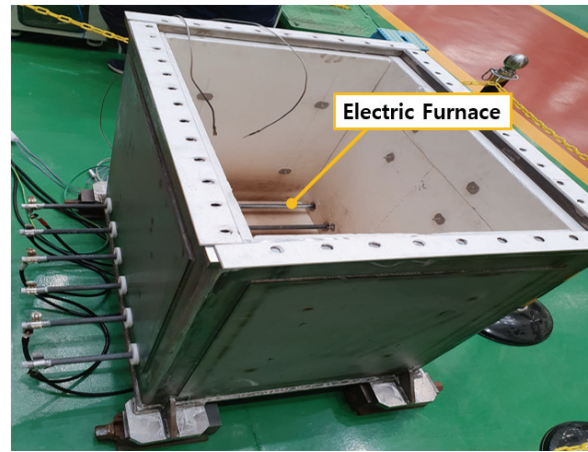


Fig. 6 Heating casing and electric furnace

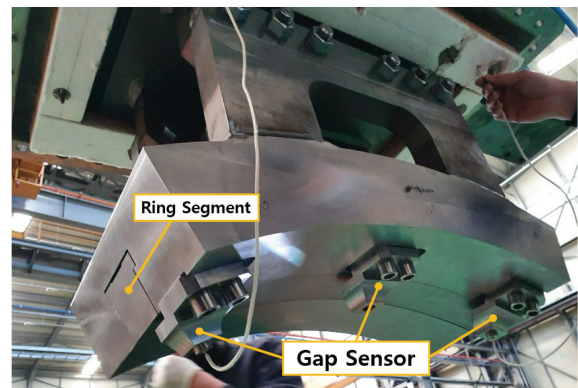


Fig. 7 Installation of gap sensor

록한다(Fig. 8). 이후 세그먼트 부재가 복귀하고 링 세그먼트가 베인 캐리어의 윗면(Upper Contact Surface)으로 이동 및 접촉한 상태에서 변위 센서의 측정값을 다시 기록하며, 이를 단일 리그 시험의 한 동작 횟수로 설정하였다(Fig. 8).

실제 가스터빈에 적용되는 터빈 간극 제어 시스템의 작동 하중은 터빈 유로부와 냉각 공기 챔버 사이의 압력 차, 탄성

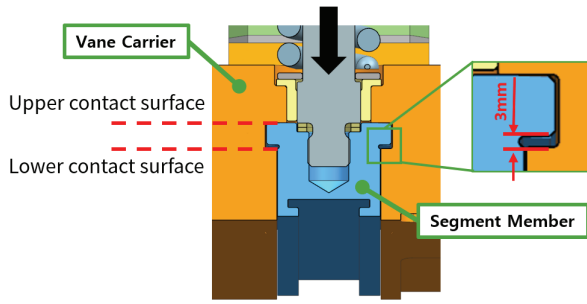


Fig. 8 Segment operating scheme

복원 장치의 복원 스프링 하중, 그리고 보상 스프링 하중에 의해 결정된다. 시스템의 작동 하중은 이들 힘의 총합을 초과하도록 설계되어야 한다. 단일 리그 시험에서는 유로부와 챔버 사이의 압력 차를 고려하지 않고, 스프링 하중의 총합을 초과하는 힘을 작동 하중으로 적용할 수 있도록 설계하였다. 이는 단일 리그 시험이 시스템의 기본 작동성을 평가하기 위한 단계로 수행되며, 유로부와 챔버 사이의 압력 차는 전체 리그 시험에서 고려되었다. 스크류식 시스템은 케이싱 상부에 설치된 공압 실린더와 회전 링크를 통해 작동 하중을 제공받으며, 회전 링크가 90° 회전함에 따라 간극 제어가 가능하다. 해당 시스템에 적용되는 2개의 복원 스프링은 2가지 유형으로 분류되며, A형과 B형이 있다. A형이 적용될 경우, 작동 하중은 1,840kg 초과하도록 설계되며, B형이 적용될 경우, 작동 하중은 4,359kg을 초과할 수 있도록 설계되어야 한다. 다양한 작동 조건에서 요구되는 하중을 충분히 제공할 수 있도록 본 시험에서는 최대 적용 하중 19.5kN, 최고 사용 압력 0.97Mpa의 공압실린더를 설치하였다. 공압식 시스템은 압축기와 압력 탱크를 이용하여 압력 공기를 제공받으며, 시스템의 총합 스프링 하중 869kg을 초과하는 작동 하중을 적용하기 위해서 최대 2.0Mpa의 압력을 생성할 수 있는 압축기와 이를 저장할 수 있는 압력 탱크를 설치하였다. 또한, 압력 공기에 의한 피스톤의 작동 유연성을 확인하기 위해 액추에이터 내부에 압력 센서와 변위 센서를 추가로 설치하였다.

각 시험 장비는 반복 시험이 가능하도록 제작되었으며, 반복 작동 시험에서 시스템 평가 완수의 기준은 5,000회로 설정되었다. 이는 가스터빈 예상수명을 약 1,000,000시간으로 가정하여 도출된 값으로, 시스템의 장기적인 작동 성능을 평가하기에 적합한 반복 횟수로 판단되었다. 반복 시험을 통해 제품 작동 성능 데이터를 수집하고 분석하여 가장 적합한 소재와 유형을 선정하였다.

4.2 시험 절차

Fig. 9와 Fig.10은 스크류식 및 공압식 리그 시험의 절차를 나타내고 있으며, 시험은 가열 없이 작동 시험, 500℃에

서 작동 시험, 500℃에서 5,000회 반복 작동 시험의 3가지 절차로 수립되었다. 먼저, 시험 장비의 가열 없이 10회 작동 후 분해하여 초기 성능을 평가한다. 다음으로, 시험 장비를 500℃로 가열한 상태에서 10회 작동한 후 분해하여 고온 환경 조건에서의 기본 작동 조건 및 초기 마모 특성을 확인한다. 부품의 마모 상태가 안정적으로 확인된 경우, 시험 장비를 500℃로 가열한 상태에서 5,000번 반복 작동시켜 장치의 내구성을 평가하고, 장기적인 마모 상태와 전반적인 신뢰성을 확인한다.

각 단계에서 공압식 시스템은 세그먼트가 완전히 이동하는 데 필요한 실린더의 압력을 기록하였고, 스크류식 시스템은 공압 액추에이터의 작동 압력을 기록하였다. 이를 통해 각 시스템의 작동 성능을 분석하였다.

Table 2는 스크류식 시스템의 주요 마찰 부품 및 보상 스프링의 소재 정보를 나타내고 있다. 스크류식 시스템 단일 리그 시험에서는 주요 부품의 소재 적합성을 확인하기 위해 3가지의 소재 옵션이 채택되었으며, 각 소재 옵션 모두 반복 작동 시험을 수행하였다. 반면, 소재의 마찰에 대한 부담이 비교적 적은 공압식 시스템은 소재 적합성 판단을 수행하지 않고, 소재 고유의 특성과 스크류식 리그 시험의 소재 시험 평가 결과를 고려하여 소재를 선정하였다. 공압식 시스템의 스프링 소재는 Inconel 718을 사용하였고, 그 외의 품목 소재는 Stainless Steel 계열을 사용하였다.

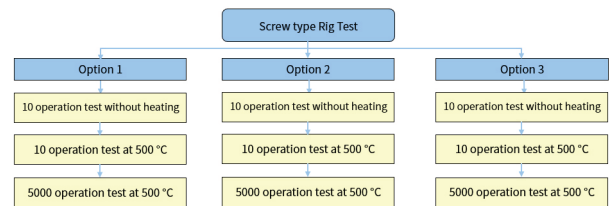


Fig. 9 Test flow of screw type rig test

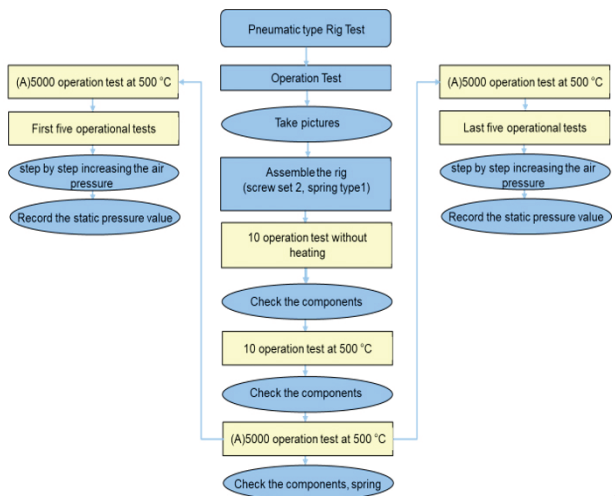


Fig. 10 Test flow of pneumatic type rig test

Table 2 Component specification

Test Set	Part Name (Fig. 5 Position)	Material
Option 1	Pusher	SUS422-nitriding
	Screw Washer	SUS422-nitriding
	Thrust Bush	SUS422
	Spring Type B	Inconel 718
Option 2	Pusher	SUS422-nitriding
	Screw Washer	SUS422-nitriding
	Thrust Bush	Deva Metal*
	Spring Type B	Inconel 718
Option 3	Pusher	SUS422-nitriding
	Screw Washer	SUS422-nitriding
	Thrust Bush	Deva Metal*
	Spring Type A	Inconel 718

* Deva.Metal* is a self-lubricating bearing material manufactured by advanced powder metallurgy

5. 시험 결과

5.1 스크류식 리그 시험

Fig. 11은 각 소재 옵션의 리그 시험을 통해 얻은 세그먼트 부재의 위치 데이터를 나타내고, Fig. 12는 시험을 완료한 주요 마찰 부품을 나타내며 이를 통해 제품의 작동 성능을 평가하였다.

5.1.1 Material option 1

첫 시험인 소재 옵션 1의 경우 고온에 의한 변위 센서의 파손 및 작동성을 확인하기 위해 센서는 좌우에 한 개씩 적용하여 시험하였다. 시험 결과, System off 조건에서 양측 변위 센서는 약 0.6mm의 차이를 보였으며, 이는 제품 조립 과정에서 세그먼트 부재의 기울임이 발생하여 관찰되었다. System off의 1번 변위 센서의 변위량은 약 90회 작동 횟수를 기준으로 약간 감소하다가 다시 증가하는 현상이 관찰되었으나, 그 변화량은 미미하였다. 그 외의 결과는 전반적으로 선형적인 패턴을 보였다. 하지만, 1,522회 작동 시험 중 액추에이터의 압력이 급격하게 상승하면서 시스템의 작동이 멈추었다. 분해 점검 결과, 스크류 와셔와 푸셔의 접촉면과 스러스트 부쉬와 푸셔의 접촉면에는 마모가 관찰되었으며, 스크류 와셔의 나사부 끝 부분에는 파손이 관찰되었다. 이러한 현상으로 마찰 부품 간의 접촉이 불규칙해지고, 접촉면 간의 마찰력이 크게 증가하여 액추에이터의 작동을 멈추는 현상을 초래한 것으로 사료된다.

5.1.2 Material option 2

Deva Metal은 자기 윤활 특성과 내마모성을 갖춘 소재로,

고온, 고압 환경에서 뛰어난 성능을 발휘하며, SUS422 소재와 보완적인 역할을 수행할 수 있다. Deva Metal은 상대적으로 부드러운 재료로 작용하여 마모를 흡수하고, SUS422는 높은 경도와 내구성을 통해 표면 손상을 최소화하여 기계적 강도를 유지할 수 있다. 소재 옵션 2의 경우, 소재 옵션 1에서 발생한 문제를 보완하기 위해 주요 마찰 부품을 대상으로 Deva Metal 적용이 고려되었다. 비교적 단순한 형상을 가지는 스러스트 부시는 Deva Metal 소재로 제작되어 시험에 적용되었지만, 스크류 와셔와 푸셔는 나사 형상의 복잡한 구조로 제작 불가능하여 기존 소재로 적용하였다. 시험 결과, 목표하였던 5,000회 반복 작동 시험을 완수하였다. 하지만, System on 데이터 결과는 전반적으로 비선형적 패턴을 보였다. 특히, 1,700회에서 3,500회의 작동 구간에서는 예측하기 어려운 불규칙한 변동성이 관찰되었으며, 그 최대폭은 약 0.5mm로 확인되었다. 한편, System off의 데이터 결과는 비교적 선형적인 패턴을 보였으나, 2번, 3번 변위 센서의 결과는 초기 작동 횟수 구간에서 약간의 불규칙성이 관찰되었다. 분해 점검 결과, 이전 시험에서 관찰된 스크류 와셔의 파손은 발생하지 않았다. 하지만, 마찰 접촉면에 마모가 관찰되었다. 불규칙한 패턴 결과는 마찰 부품의 마모로 인한 접촉면 사이의 마찰력 증가와 더불어 복원 스프링의 강한 장력에 의한 것으로 사료된다. 따라서, 1,700회 이상의 작동 구간에서 세그먼트 부재가 원하는 위치에 도달하지 못한 것으로 보인다.

5.1.3 Material option 3

소재 옵션 2 시험에서 발생한 문제를 개선하기 위해 스프링 상수가 작은 A형 스프링을 적용하였고, 고압 실린더의 작동 압력은 유지하였다. 소재 옵션 3의 경우, 전반적으로 선형적인 결과를 보였으나, 미세한 변화가 관찰되었다. 1번 변위 센서의 경우 작동 횟수가 증가함에 따라 시스템의 on/off 변위량이 감소하였다. 2번 변위 센서는 1번 변위 센서와 유사한 경향을 보였으나, 변위량의 변화는 미미하였다. 3번 변위 센서의 경우 선형적인 패턴을 보였으나, 특정 부근에서 최대 폭 0.5mm의 덤프(Dump) 현상이 관찰되었다. 시험은 목표했던 5,000회 반복 작동을 안정적으로 완수하였으며, 분해 점검 결과, 마찰 부품 접촉면의 마모 정도가 소재 옵션 2에 비해 적게 발생한 것을 확인하였다. 이러한 결과는 스프링 하중의 개선으로 인해 마찰력이 감소하였음을 시사하며, 마찰 부품 간의 마찰력이 줄어들면서 간극의 변위량이 비교적 일정하게 유지되었을 가능성을 보여준다.

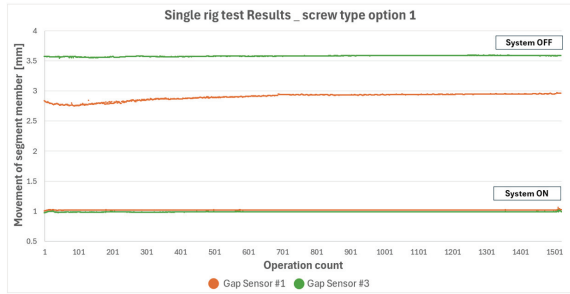
5.2 공압식 리그 시험

공압식 리그 시험 장치의 설정 공기압 시험에서 기본 설정 공기압은 1.7Mpa로, 작동 공기압은 1.73Mpa로 최적화

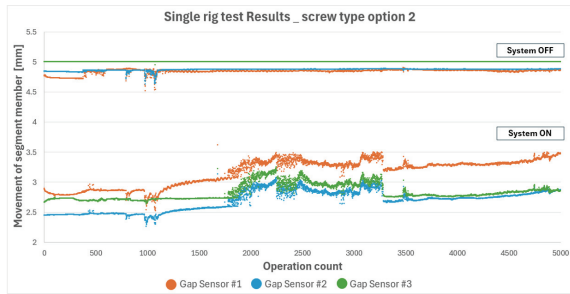
되었으며, 설정 압력으로 5,000회 반복 작동 시험을 완수하였다. Fig. 13은 공압식 리그 시험 결과를 나타내고 있다. 공압식 리그 시험의 결과는 3개의 변위 센서가 전반적으로 선형적인 패턴을 보였으며, 가장 이상적인 시스템의 메커니즘을 나타내었다. 이러한 공압식 리그 시험의 결과는 스크류식 터빈 간극 제어 시스템과의 마찰 부 구성요소의 설계 차이로 인해 나타난 것으로 판단되며, 이는 공압식 시스템이 스크류식 리그 시험에서 나타나는 비선형적 변동성 결과를 배제하고, 보다 일관된 성능을 제공하였음을 시사한다 (Fig. 13). 이는 공압식 시스템의 안정성과 신뢰성을 높이는 데 기여하였다.

반면, 반복 작동 시험 중 진행된 공기 누설(Leakage) 시험에서는 액추에이터 밀봉(Seal)부와 액추에이터 커버에 장착된 변위 센서 플랜지에서 약간의 누설이 발견되었다(Fig. 14). 이러한 누설은 공압식 시스템의 작동 성능에 영향을 미칠 수

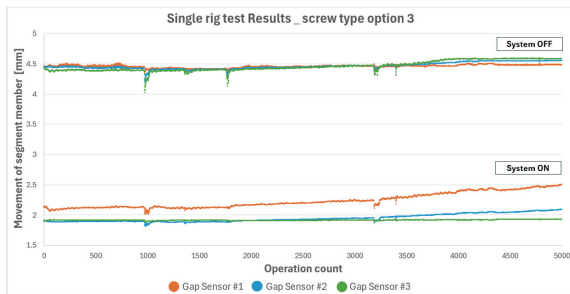
있는 중요한 문제로 인식될 수 있다. 그러나, 해당 구성요소의 개선 설계 및 밀봉 장치 추가 배치를 통해 누설을 효과적으로 억제할 수 있음을 확인하였다.



(a)

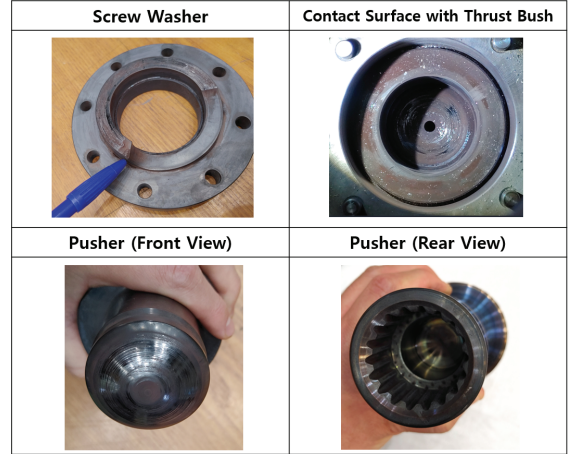


(b)

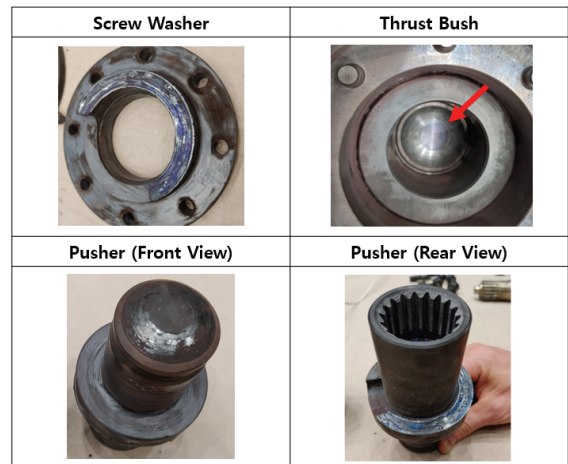


(c)

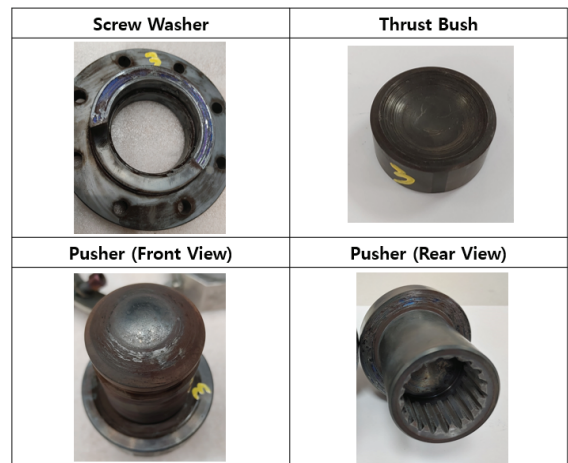
Fig. 11 Results of screw type rig test
(a) Material option 1, (b) Material option 2, (c) Material option 3



(a)



(b)



(c)

Fig. 12 5,000 operations tested and disassembled screw type components (a) Material option 1, (b) Material option 2, (c) Material option 3

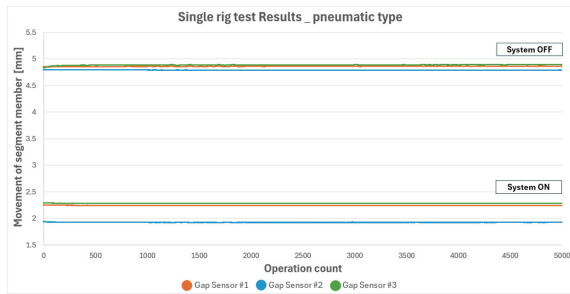


Fig. 13 Results of pneumatic type rig test



Fig. 14 Leakage test result of pneumatic system

5.3 평가 및 결정

단일 리그 시험 결과를 기반으로 전체 리그 시험 대상 제품을 선정한다. 이를 위해 당사는 단일 리그 시험 분석 결과를 수치화하고 각 시스템의 적용 가능성을 판단할 수 있는 평가 항목을 선정하였다. 평가 항목은 각 시스템의 성능뿐만 아니라 생산, 유지보수 등을 종합적으로 고려하여 선정되었으며, 각 유형에 따른 평가 항목의 점수를 기록하고 각 항목의 중요도에 따른 가중치를 적용하여 계산된 가중 점수의 합으로 평가되었다. 선정된 평가 항목은 작동성(Mechanism Operability), 내구성(Durability), 신뢰성(Reliability), 생산성(Productivity), 개선 가능성(Possibility of Further Improvement), 유지보수(Maintenance without Casing Disassembly)로 선정되었다(Table 3).

작동성 평가 항목은 시스템 동작 방식의 간편성 및 구조적

안정성을 평가하기 위해 선정되었다. 스크류식 시스템은 공압 실린더에 의한 직선 운동을 회전 운동으로 전환한 뒤, 이를 다시 나사 구조 형상에 의해 직선 운동으로 전환하는 과정이 필요하다. 이러한 설계는 복잡한 링크 구조물과 나사 구조의 가공 부품을 요구하며, 링크의 회전을 위한 외부 동력 발생 장치가 추가로 구성되어야 한다. 이로 인해 스크류식 시스템은 동작 방식의 간편성 측면에서 낮은 점수를 받았다. 반면, 공압식 시스템은 압축 공기를 이용한 간단한 작동 방식과 비교적 단순한 축 이음의 구조를 통해 높은 점수를 받았다. 이에 따라 스크류식 시스템은 6점, 공압식 시스템은 9점이 부여되었다.

내구성과 신뢰성 평가 항목은 가스터빈 전주기 수명 동안 안정적으로 사용 가능한지와 시스템의 장기적 사용 가능성을 평가하기 위해 선정되었다. 두 시스템 모두 5,000회 반복 작동 시험을 성공적으로 완료하였으며, 높은 평가를 받았다. 그러나 스크류식 시스템의 경우 시험 결과에서 약간의 범프 현상과 작동 횟수가 증가함에 따라 변위가 감소하는 경향이 관찰되어 신뢰성 평가 점수가 낮아졌다. 또한, 마찰 부품의 마모가 발생하여 내구성 평가에서 점수가 낮아졌다. 이에 따라 스크류식 시스템은 내구성에서 9점, 신뢰성에서 8점을 부여받았다. 반면, 공압식 시스템은 전반적으로 안정적인 작동을 유지하여, 내구성에서 10점, 신뢰성에서 10점을 부여받았다.

생산성 평가 항목은 시스템 부품의 제작 비용과 조달 시간을 검토하여 경제성을 평가하기 위해 선정되었다. 스크류식 시스템과 공압식 시스템은 시험 장비 제작 과정에서 유사한 제작비용과 시간이 소요되었다. 두 시스템의 주요 부품 제작에는 고도의 가공 기술이 요구되며, 특히 질화 품목이나 Inconel 소재 품목은 긴 제작 시간이나 소재 수급이 어려운 특성을 가진다. 이러한 제작의 제약은 긴급 교체가 필요한 상황에서 경제성의 단점으로 작용할 수 있다. 이와 같은 이유로 두 시스템 모두 생산성 평가 항목에서 8점이 부여되었다.

개선 가능성은 시스템의 추후 개선 설계를 통한 터빈 성능 향상 가능성을 평가하기 위해 선정되었다. 스크류식 시스템의 경우, 시험 과정에서 여러 부품에 대한 개선 가능성을 검

Table 3 Evaluation and decision final sheet

Evaluation Criteria	Weight	Screw Type		Pneumatic Type	
		Score	Weighted Score	Score	Weighted Score
Mechanism operability	45	6	270	9	405
Durability	20	9	180	10	200
Reliability	20	8	160	10	200
Productivity (included cost, lead time)	5	8	40	8	40
Possibility of further improvement	5	5	25	9	45
Maintenance without casing disassembly	Internal	2.5	2.5	5	12.5
	External	2.5	10	10	25
	100		702.5		927.5

토하였다. 특히, 스크류 와서는 표면경화법과 Deva Metal 소재 적용 등이 고려되었으나, 나사부 형상의 복잡성으로 인해 Deva Metal 소재 적용이 어려웠으며, 질화부에는 마모가 관찰되었다. 이러한 설계적 제약은 스크류식 시스템의 개선 가능성을 제한하는 주요 요인으로 작용하였다. 또한, 복잡한 링크 구조와 주요 유지보수 품목의 높은 제작비용 역시 개선 가능성 평가에서 낮은 점수를 부여받은 이유로 작용한다. 이에 따라 스크류식 시스템은 개선 가능성 평가 항목에서 5점이 부여되었다. 반면, 공압식 시스템은 각 세그먼트 부재의 일률적인 움직임을 부여하는 개선 설계를 통해 연소가스의 누설을 줄이고 성능을 향상시킬 가능성이 확인되었으며, 이에 따라 9점이 부여되었다.

유지보수 평가 항목은 시스템의 비상 상황 발생 시 즉시 점검이 가능한 범위를 평가하기 위해 선정되었다. 외부 유지보수 측면에서는 두 시스템 모두 터빈 케이싱의 분해 없이 링크 구조물, 실린더와 같은 외부 품목의 정비가 가능하므로 10점이 부여되었다. 그러나 내부 유지보수 측면에서는 차이가 발생하였다. 스크류식 시스템의 경우, 주요 교체 품목인 마찰 부품을 교체하기 위해 터빈 케이싱을 포함한 베인 캐리어의 조립 품목을 제거해야 하므로 1점이 부여되었다. 반면, 공압식 시스템은 비교적 단순한 조립 구조를 가지므로 5점이 부여되었다.

평가된 항목에 기존 설정한 가중치를 적용하여 계산한 결과, 스크류식 터빈 간극 제어 시스템의 가중 점수는 702.5 점, 공압식 터빈 간극 제어 시스템의 가중 점수는 927.5점을 기록하였다. 공압식 시스템은 작동성, 내구성, 신뢰성, 개선 가능성, 유지보수 측면에서 스크류식 시스템보다 우수한 성능을 보였다. 따라서, 전체 리그 시험 대상 시스템으로 공압식 터빈 간극 제어 시스템이 선정되었으며, 후속 논문 Part II에서는 공압식 터빈 간극 제어 시스템을 적용한 전체 리그 시험의 내용을 다룰 예정이다.

6. 결 론

본 논문에서는 발전용 가스터빈의 성능 개선을 위해 개발된 두 가지 능동적 터빈 간극 제어 시스템의 설계 및 검증 과정을 다루었다. 터빈 간극 제어 시스템은 가스터빈 엔진의 과도조건과 정상상태 조건에서 터빈 팁 간극을 효과적으로 제어하여 엔진의 안정성과 효율성을 향상시키는 것을 목적으로 한다.

스크류식과 공압식 두 가지 유형의 터빈 간극 제어 시스템을 설계하고, 단일 리그 시험을 통해 각 시스템의 성능과 신뢰성을 평가하였다. 스크류식 시스템은 액추에이터 링 구조를 통해 균일한 힘을 전달하여 간극을 제어하는 방식으로 설계되었으며, 공압식 시스템은 고압의 공기를 이용하여 간극을 제어하는 비교적 단순한 방식으로 설계되었다.

단일 리그 시험 결과, 공압식 시스템이 스크류식 시스템에 비해 더 우수한 성능과 신뢰성을 보였다. 공압식 시스템은 반복 작동 시험에서 일관된 성능을 제공하였으며, 마찰 부품 간의 마찰력 증가로 인한 비선형적 변동성이 적었다. 또한, 공압식 시스템은 동작을 위한 추가적인 에너지공급원이 필요하지 않아 경제성 및 시스템 복잡성 측면에서도 우수한 평가를 받았다.

평가 항목에 따른 가중 점수 계산 결과, 공압식 터빈 간극 제어 시스템이 전체 리그 시험 대상 시스템으로 선정되었다. 후속 논문 Part II에서는 공압식 터빈 간극 제어 시스템을 적용한 전체 리그 시험의 내용을 다룰 예정이다.

후 기

이 논문은 2025년도 정부(산업통상자원부)의 재원으로 한국에너지기술평가원의 지원을 받아 수행된 연구임(00236869, 300MW급(H급) 가스터빈 50% 수소혼소 변환 기술개발 및 실증)

References

- (1) Walsh, P. P., and Fletcher, P., 2004, Gas turbine performance. John Wiley & Sons.
- (2) Brighenti, C. and Barbosa, J. O. R., 2008, "Effects of turbine tip clearance on gas turbine performance," ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air Vol. 43161, pp. 1715~1721.
- (3) Ainley, D. G., and Mathieson, G. C. R., 1951, "An examination of the flow and pressure losses in blade rows of axial-flow turbines," Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, No. 2891.
- (4) Lattime, S., and Steinetz, B., 2002, "Turbine engine clearance control systems: current practices and future directions," AIAA 2022-3790.
- (5) Andreoli, V., Paniagua, G., and Bloxham, M., 2021., "Towards desensitization of gas turbine performance to tip Clearance: Design optimization and engine analysis," Energy Conversion and Management, Vol. 245, Article No. 114575.
- (6) Imparato, D., 2010, "Finite element study on the thermally generated asymmetry of a turbine casing," Master degree thesis, Department of Aerospace engineering, University of Pisa.
- (7) Gou, W., Yang, S., Lin, Y., Shao, F., Liang, X., and Shi, B., 2025, "Dynamic blade tip clearance control of aero-engine by the integration of cooling air with fuel thermal management system," Applied Thermal Engineering, Vol. 261, Article No. 125042.
- (8) Sheng, H., Tong, L. I. U., Yan, Z. H. A. O., Qian, C. H.

- E. N., Bingxiong, Y. I. N., and Huang, R., 2023, "New model-based method for aero-engine turbine blade tip clearance measurement," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 36, No. 8, pp. 128~147.
- (9) DeCastro, J., and Melcher, K., 2004, "A study on the requirements for fast active turbine tip clearance control systems," 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 4176.
- (10) Peng, K., Fan, D., Yang, F., Fu, Q., and Li, Y., 2013, "Active generalized predictive control of turbine tip clearance for aero-engines," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 26, No. 5, pp. 1147~1155.
- (11) Maekawa, A., 2003, "Development and In-house Shop Load Test Result of M701G2 Gas Turbine," *International Gas Turbine Congress 2003 Tokyo*.
- (12) Yuri, M. A. S. A. N. O. R. I., Masada, J. U. N. I. C. H. I. R. O., Hada, S. A. T. O. S. H. I., and Wakazono, S. U. S. U. M. U., 2017, "Operating results of j-series gas turbine and development of jac," *Mitsubishi Heavy Industries Technical Review*, Vol. 54, No. 3, pp. 16~22.
- (13) Kim, Y. C., Cho, S. I., Cho, Y. U., and Park, H. J., 2020, "Design and Verification of Multi-Step Blade Tip Clearance Control System for Large Gas Turbine Using Hydraulic Pressure. *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*," Vol. 37, No. 5, pp. 347~353.
- (14) Kim, Y. C., 2019, KR Patent No. 1020190075465.
- (15) Lattime, S. B., Steinetz, B. M., and Robbie, M. G., 2003, "Test rig for evaluating active turbine blade tip clearance control concepts," AIAA-2003-4700.
- (16) Melcher, K. J., and Kypuros, J. A., 2003, "Toward a fast-response active turbine tip clearance control," NASA/TM-2003-212627, Rev.1.
- (17) Ruiz, R., Albers, B., Sak, W., Seitzer, K., and Steinetz, B. M., 2007, "Benefits of improved HP turbine active clearance control," NASA/CP-2007-214995, Vol. 1.
- (18) Steinetz, B. M., Taylor, S., Oswald, J., and DeCastro, J. A., 2006, "Seal Investigations of an Active Clearance Control System Concept," Paper No. 120-ISROMAC-11.
- (19) Taylor, S. C., Steinetz, B. M., and Oswald, J. J., 2007, "Further characterization of an active clearance control concept," AIAA-2007-5739.
- (20) Steinetz, B. M., Lattime, S. B., DeCastro, J. A., Oswald, J., and Melcher, K. J., 2005, "Evaluation of an active clearance control system concept," AIAA-2005-3989.
- (21) Kratz, J. L., and Chapman, J. W., 2018, "Active turbine tip clearance control trade space analysis of an advanced geared turbofan engine," *Proceedings of the AIAA Propulsion & Energy Forum 2018 (Joint Propulsion Conference)*, AIAA 2018-4822.
- (22) Killmann, I. G., Haven, W., and Ivanko, T., 1970, US Patent No. 3520635.
- (23) Evans, D. H., 1993, US Patent No. 5203673.
- (24) Leach, D., Kellock, I. R., Plemmons, L. W., Chow, C., Sexton, B. F., Schroder, M. S., 2002, US Patent No. 6422807B1.
- (25) Paprotna, H. E., Bertsch, O., 2010, US Patent No. 7686569B2.
- (26) Dierksmeier, D. D., and Heffernan, T. M., 2007, US Patent No. 20070020095A1.
- (27) Dabbs, T. C., Knapp, J. N., 2016, US Patent No. 20160024956A1.
- (28) Duguay, B., 2016, US Patent No. 20160305268A1.
- (29) Oleksiy, K., and Ha, J. B., 2020, KR Patent No. 1020200076604.
- (30) Ievdoshyn, A., Anatoliy, I., and Tak, Y. k, 2020, KR Patent No. 1020200119952.