

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2016.20.4.087>

수직 온도구배를 갖는 공기 흡입 덕트의 기계적 격리기법

정치훈^{a,*}

Mechanical Isolation Method for an Air Intake Duct with Vertical Temperature Gradient

Chihoon Jung^{a,*}

^aThe 4th R&D Institute - 5th Directorate, Agency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: rednoah@add.re.kr

ABSTRACT

In a Direct Connect(DC) mode altitude engine test, a labyrinth seal is set up between an air intake duct and an engine. The labyrinth seal plays a key role in mechanically isolating them, which contributes to the accurate measurement of thrust and the other component forces. However, when high vertical temperature gradient is generated in the supplied air in the duct, the isolation breaks down. In this paper, a labyrinth seal control device is designed and installed in an effort to eliminate the issue. Test result shows the device successfully gets rid of the contact problem even when high vertical temperature gradient is produced.

초 록

직접 연결식(DC) 고도모의 엔진시험 수행 시, 공기 흡입 덕트와 항공용 엔진 사이에 래버린스 씬이 설치된다. 래버린스 씬은 이 둘을 기계적으로 격리시킴으로써 주추력 및 측추력을 보다 정확하게 측정할 수 있도록 돕는다. 하지만 덕트 내부 공급공기에 높은 수직 온도구배가 발생할 경우, 래버린스 씬의 격리가 파괴되어버린다. 본 논문에서는 이러한 접촉 문제를 해결하기 위한 노력의 일환으로 래버린스 씬 온도 제어장치를 제작/설치하였다. 본 장치를 실제 항공용 엔진시험에 적용한 결과, 높은 수직 온도구배가 생성되어도 래버린스 씬의 격리가 잘 유지되는 것을 확인할 수 있었다.

Key Words: Labyrinth Seal Isolation(래버린스 씬 격리), Thrust Measurement System(TMS, 추력 측정 시스템), Vertical Temperature Gradient(수직 온도구배), Air Intake Duct(공기 흡입 덕트), Thermal Expansion(열팽창)

1. 서 론

Received 2 June 2016 / Revised 6 July 2016 / Accepted 12 July 2016
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

항공용 엔진 개발에서 추력 평가는 엔진의 성능을 결정짓는 중요한 요소이다. 따라서 이를 정

확하게 계측하기 위한 노력이 반드시 수반되어야 한다. 엔진 고도모의시험 시 정체실(Settling chamber)로 유입된 고온공기는 공기 흡입 덕트(Air intake duct)를 통해 엔진으로 공급된다. 이때, 고정된 덕트가 엔진의 주추력/측추력 측정에 영향을 주는 것을 방지하기 위하여 덕트와 엔진 사이에 래버린스 씬(Labyrinth seal)을 설치함으로써 둘 사이를 기계적으로 격리시키게 된다[1]. 그런데 공기 흡입 덕트의 내부 공기에 수직 온도구배가 크게 발생할 경우 덕트가 일시적으로 휘면서 래버린스 씬과 접촉하게 되어 정확한 추력 데이터의 측정이 불가능해진다. 본 논문에서는 이러한 문제점을 해결하기 위한 제어장치의 개발 및 엔진 시험에의 적용 결과에 대하여 기술하였다.

2. DC 시험에서 온도구배의 발생 및 영향

2.1 DC 시험 모드에서의 추력/측추력 측정

항공용 엔진 고도모의시험 설비의 개념도를 Fig. 1에 나타내었다. 정체실은 엔진에 공급되는 공기의 유질을 균일하게 하는 역할을 하며, DC (Direct Connect) 시험모드에서는 공기가 벨마우스(Bellmouth)를 거쳐 공기 흡입 덕트로 공급된다. 그리고 덕트와 엔진 사이에 설치된 래버린스 씬을 전후로 하여 전단은 덕트와 결합된 벨마우스가 정체실에 플랜지 형태로 고정이 되는 한편, 래버린스 씬 후단의 구성품은 엔진과 결합이 되어 엔진의 추력이 3분력 TMS (Thrust Measurement System)에 전달될 수 있는 구조를 형성한다. 그런데 항공용 엔진 고도모의시험 중에는 고온 공기의 유동으로 인하여 열팽창이 발생하게 된다. 이러한 열하중은 래버린스 씬 전/후단의 덕트부가 기계적으로 격리되어 있지 않을 경우, 엔진 주추력/측추력 측정에 영향을 줄 뿐만 아니라, 덕트 자체의 파손을 일으킬 수도 있다. 래버린스 씬은 두 덕트 간의 열하중을 흡수하고, 덕트 간의 상대적인 운동을 허용하는 동시에 내부 유동이 외부로 유출되는 것을 방지하는 밀폐기능을 수행한다(Fig. 2, 3)[2].

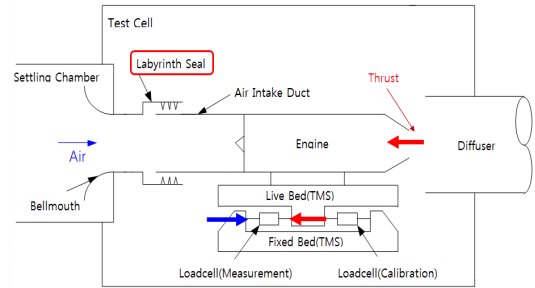


Fig. 1 Concept of altitude engine test facility for aircrafts.

2.2 수직 온도구배의 발생 및 영향

일반적인 경우 정체실에서 덕트로 공급되는 공기는 균일한 압력 및 온도 분포를 가지므로 래버린스 씬에서 전/후방 덕트 간의 기계적 격리가 잘 이루어진다. 하지만 시험설비의 한계로 인해 모든 종류의 엔진에 적절한 정체실을 완비하는 것은 현실적으로 불가능하다. 만약 정체실 대비 엔진의 크기가 작으면 정체실 내 공기유속이 감소하게 되고, 부력 효과로 인해 온도 균일성이 깨어져 온도구배가 발생한다(Fig. 4)[3]. 덕트 내부에 설치된 온도 레이크로부터 측정한 데이터에 의하면 온도구배는 수직방향으로 두드러지며, 그 크기는 최대 70℃ 정도이다(Fig. 5, 6). 이러한 고온공기의 상대적 온도차로 인해 덕트 상/하부간 열팽창량에 차이가 발생하게 되고, 그 결과 덕트가 일시적으로 활처럼 휘게 된다. 이때, 열팽창량 차이 ΔL 을 구하기 위한 식은 다음과 같다.

$$\Delta L = \alpha L \Delta T \quad (1)$$

where,

- α : Thermal expansion rate of SUS304 for 0~650℃ : 18.7 [$\mu\text{m}/\text{m}^\circ\text{C}$]
- L : Length of duct [m]
- ΔT : Increased Temperature [$^\circ\text{C}$]

Eq. 1에 전방 덕트의 길이(L) 2 m, 상/하 온도차 70℃를 대입한 후 계산하면 열팽창량 차이(ΔL)는 약 2.6 mm임을 알 수 있는데, 이는 래

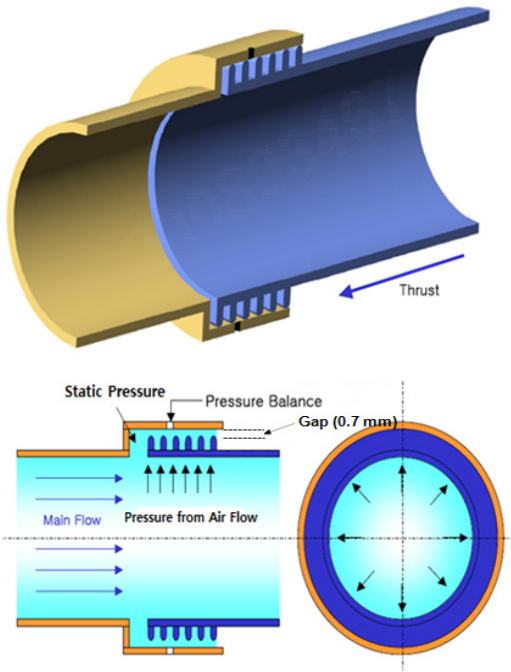


Fig. 2 Concept of a labyrinth seal and its basic configuration.

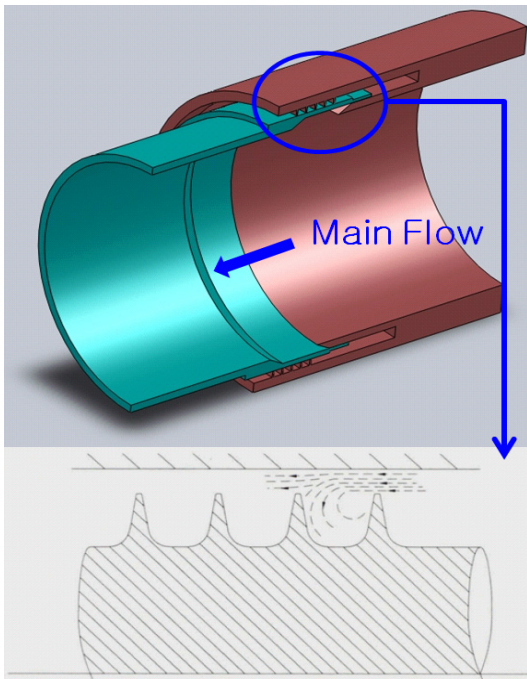


Fig. 3 Operational principle of the labyrinth seal working as air leakage protector.

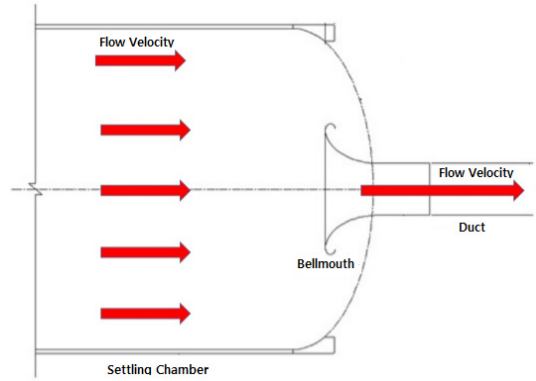


Fig. 4 Airspeed reduction in the settling chamber.

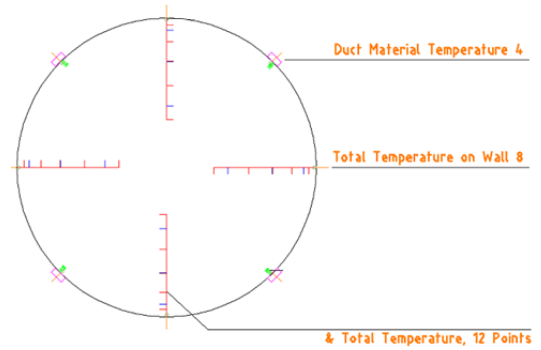


Fig. 5 Temperature rake(24 points).

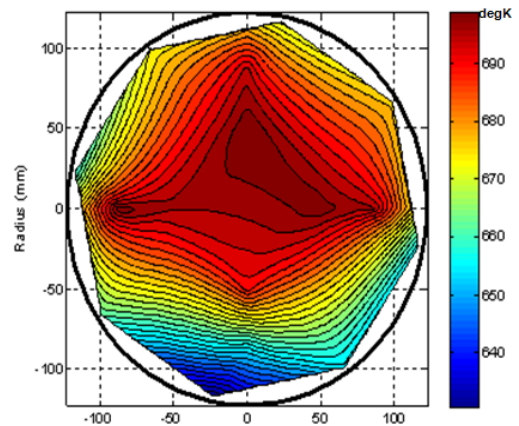


Fig. 6 Temperature distribution in the air intake duct.

버린스 셀 전/후방 덕트의 간극인 0.7 mm를 크게 초과하는 값이다. 덕트의 휨 현상을 보다 정확하게 관찰하기 위하여 래버린스 셀 전/후방

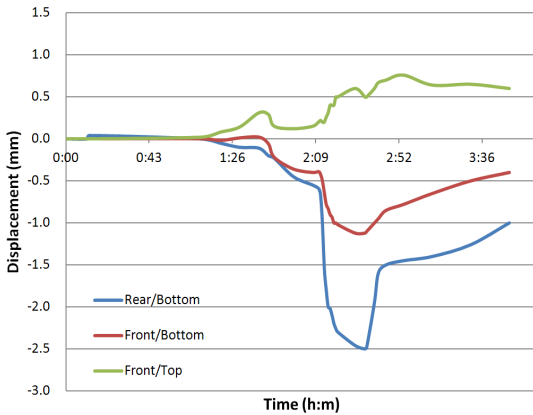


Fig. 7 Displacement of dial gauges on the labyrinth seal.

덕트에 다이얼 게이지(Dial gauge)를 장착하였다. 다이얼 게이지는 변위를 정밀하게 측정하기 위한 계기로서, 측정하고자 하는 부위에 측정자를 접촉시키면 측정자의 직선 운동이 지침의 회전 변위로 변환되어 0.001 mm 눈금판 위에 표시된다. 다이얼 게이지를 이용하여 엔진 시험 시 상하 방향으로의 변위를 측정한 결과, 후방 덕트가 아래로 2.5 mm 가량 휘어지면서 전방 덕트와 접촉하였고, 그로 인해 래버린스 셀의 기능이 상실되었음을 확인할 수 있었다(Fig. 7). 이러한 경우, 전/후방 덕트 사이의 기계적 격리가 보장되지 않으므로 주추력(Thrust)에는 마찰력으로 인한 오차가, 피치(Pitch) 및 요(Yaw)에는 덕트의 휨력으로 인한 오차가 발생하게 된다. 앞서 언급한 바와 같이 항공용 엔진 개발에서 추력 평가는 엔진의 성능을 결정짓는 중요한 요소이므로, 이러한 래버린스 셀의 접촉 문제를 해결하기 위한 방안을 다각적으로 모색하였다. 먼저, 레이저 레벨기 등으로 측정한 결과 전/후방 덕트가 비정렬 상태로 놓여있음을 확인하였고, 정렬용 가이드 4기를 추가로 제작하여 두 덕트를 정렬시키는 작업을 수행하였다(Fig. 8). 또한 열전도로 인한 덕트 지지대의 열팽창을 방지하기 위하여 지지대 공랭 장치를 설치하였으며, 래버린스 셀의 밀폐기능을 훼손하지 않는 선에서 전방 덕트와의 간극 또한 0.7 mm에서 1.2 mm로 증가시켰다. 그러나 이러한 일련의 보강작업에도 불구하고

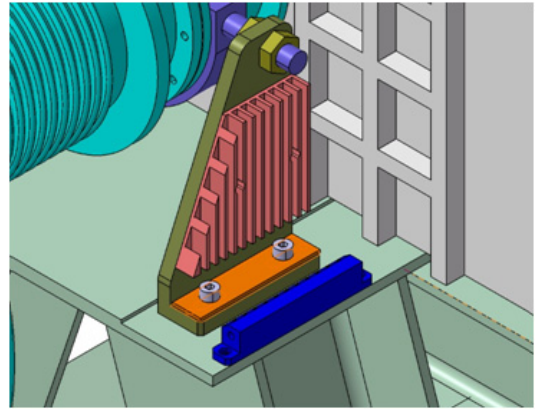


Fig. 8 Aligning guides installed on the front and rear section of the air intake duct.

하고 래버린스 셀의 접촉 현상은 고온의 시험 조건에서 계속적으로 반복되었다.

3. 래버린스 셀 온도제어장치의 개발 및 적용 결과

3.1 래버린스 셀 온도제어장치

래버린스 셀 접촉의 근본적인 원인인 덕트의 휨 현상을 제거하기 위한 장치를 다음과 같이 개발하였다. 접촉은 덕트 상/하부간의 온도차에 의해 발생하므로, 이를 보상하기 위해 래버린스 셀 후방덕트 상단에 수동 공랭장치를 설치하였다(Fig. 9). 상대적으로 고온인 덕트 상부에 압축 공기를 분사함으로써 덕트 상/하부간 열팽창량 차이를 좁혀나가는 방식이다. 본 장치를 통해 접촉 횟수를 크게 줄이는 데에는 성공하였으나, 공랭 시간이 길어지거나 혹은 시험 조건이 상대적으로 저온일 경우에는 오히려 후방덕트 상부가 과냉각되어 덕트가 반대방향으로 휘는 문제가 발생하였다(Fig. 10).

이를 해결하기 위한 노력의 일환으로 자동 온도제어장치를 고안하였다. 래버린스 셀의 접촉은 온도가 더 낮은 쪽으로 덕트가 휘면서 나타나는 현상이므로 상대적으로 고온인 부분을 냉각시킴으로써 덕트를 복원시키는 방식이다. Fig. 11과 같이 덕트의 상하좌우에 각각 마이크로 스위치(리미트 스위치) 및 냉각 공기 분사 노즐이 설치

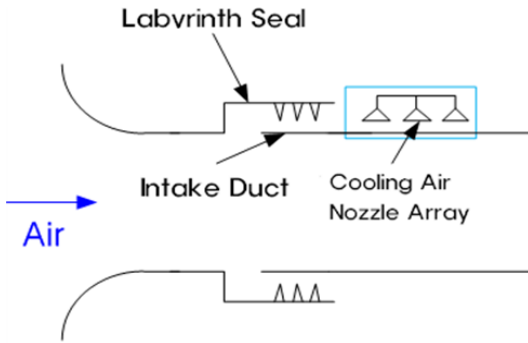


Fig. 9 Air-cooling device of the labyrinth seal.

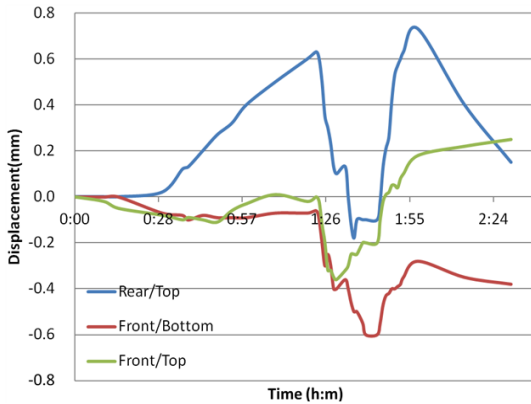
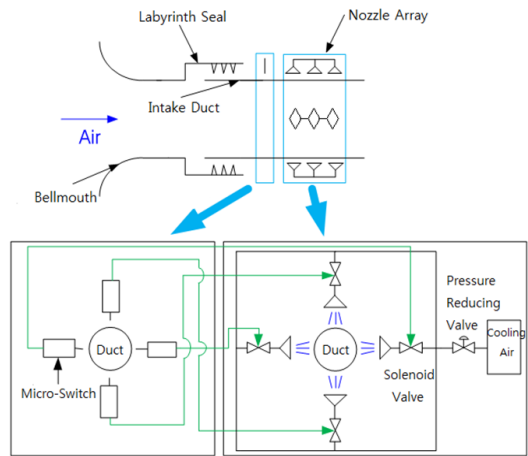


Fig. 10 Displacement of dial gauges: bending of the rear duct in the opposite direction caused by over-cooling of the duct.

되고, 마이크로 스위치와 분사 노즐의 솔레노이드 밸브는 서로 180° 마주보고 있는 위치까지 연결되어 있다. 온도 구배에 의해 덕트가 휘어져 1.2 mm인 래버린스 셸의 간극이 0.4 mm 이하로 줄어들면, 마이크로 스위치의 접점이 붙게 되며 이로 인해 냉각 밸브가 개방되는 원리이다. 다시 말해 덕트의 변위가 허용치를 초과하면 마이크로 스위치가 연결되며, 이로 인해 발생한 전기 신호가 반대쪽 솔레노이드 밸브를 개방함으로써 냉각 공기를 분사하는 것이다. 그 결과 덕트 부위별 온도차가 감소되고 덕트가 정상 위치로 복원이 되어 래버린스 셸의 기계적 격리가 보장된다. 본 자동 제어장치는 덕트의 변위가 허용치 이하로 줄어들면 마이크로 스위치가 떨어져 냉각 공기 분사가 중단되므로 수동장치에서 발생



(a) Configuration of Micro-Switches. (b) Configuration of Nozzle Arrays.

Fig. 11 Concept of a temperature controlling device of the labyrinth seal.

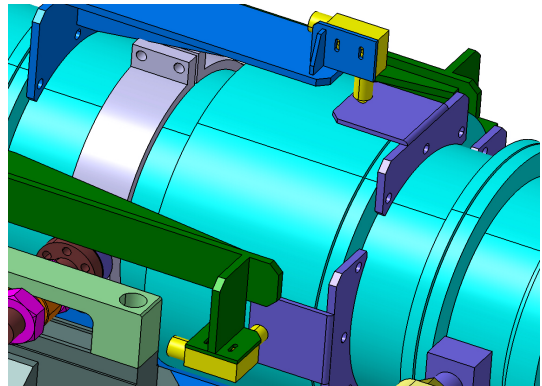
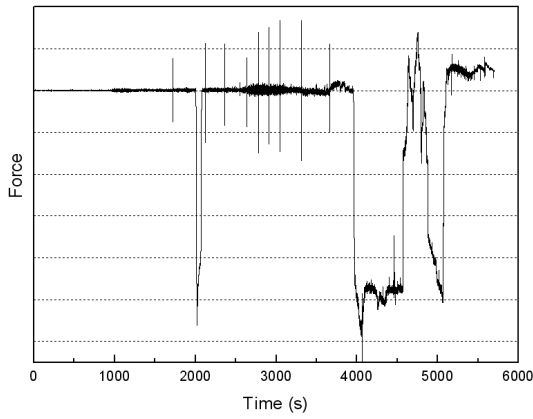


Fig. 12 Installation of micro-switches near the labyrinth seal (a total of four and 90 degrees apart from one another).

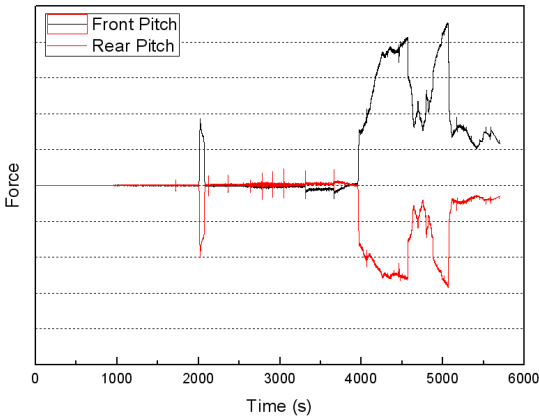
하였던 과냉각 문제를 방지할 수 있다. 또한, 수직방향 뿐만 아니라 수평 및 대각방향으로의 휨 현상까지 제어할 수 있다는 이점이 있다. 예를 들어 덕트가 45° 방향으로 휘게 되면 상단 및 우측의 마이크로 스위치가 연결되고, 이와 반대방향인 덕트 하단 및 좌측의 솔레노이드 밸브가 개방되어 냉각 공기를 동시에 분사하게 된다.

3.2 항공용 엔진 시험에의 적용 결과

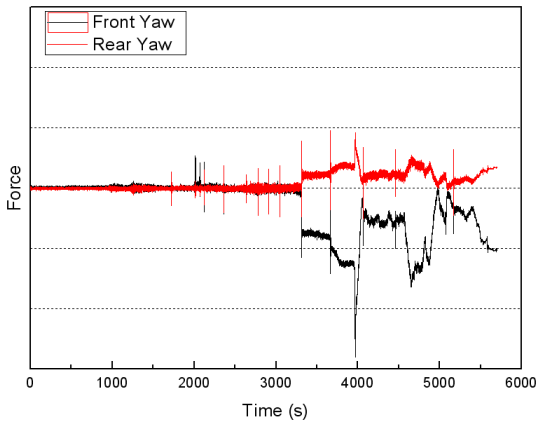
제작 완료된 래버린스 셸 온도제어장치를 항공용 엔진 시험에 적용하였다. Fig. 13은 래버린



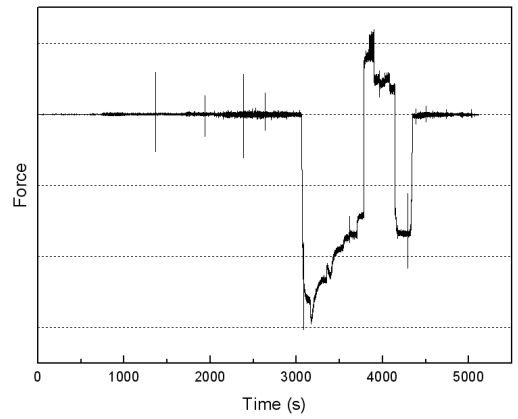
(a) Thrust measurement.



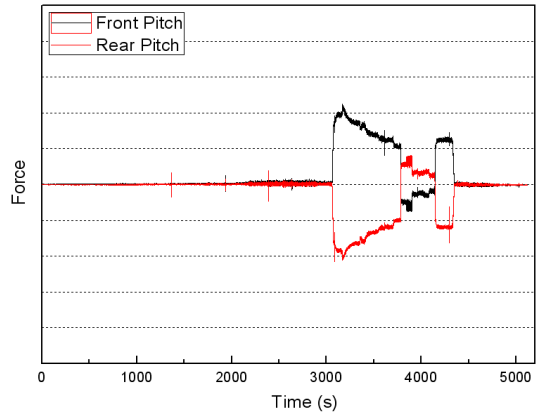
(b) Pitch measurement.



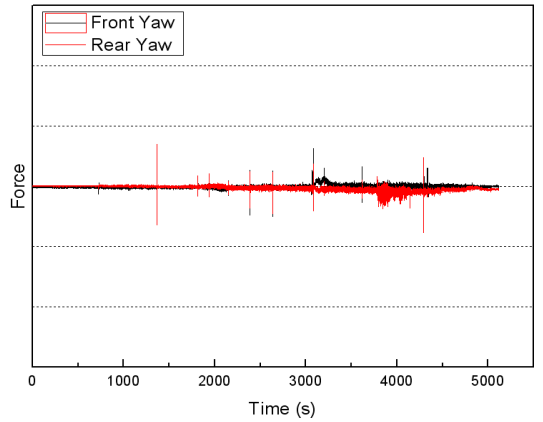
(c) Yaw measurement.



(a) Thrust measurement.



(b) Pitch measurement.



(c) Yaw measurement.

Fig. 13 Force measurement under the breakdown of mechanical isolation of the labyrinth seal.

Fig. 14 Force measurement when mechanical isolation of the labyrinth seal is secured.

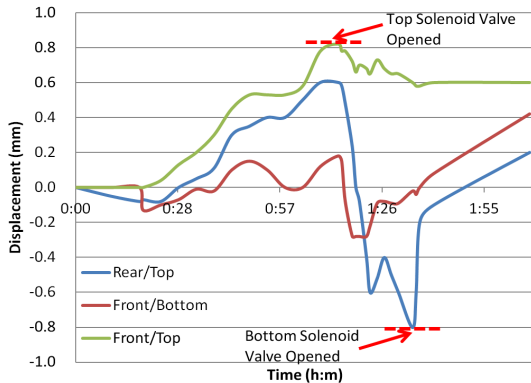


Fig. 15 Displacement of dial gauges: verification of performance of the temperature controlling device.

스 쉘 제어장치 설치 이전에 Fig. 1의 3분력 TMS에서 측정된 추력, 피치 및 요 그래프인데, 공기 공급이 중단된 5,400초 이후의 구간에서도 그 크기가 초기값으로 복원되고 있지 않는 것을 알 수 있다. 이는 래버린스 쉘의 격리가 일시적으로 파괴되어 덕트에 마찰력 및 휨력이 가해지고 있는 상태이기 때문이다. 반면, 온도 제어장치를 적용한 이후 수행한 유사한 시험조건에서는 시험 종료 후 추력, 피치 및 요 모두 초기값으로 복원된 것을 확인할 수 있다(Fig. 14). 이는 제어장치의 작동으로 인해 래버린스 쉘의 격리가 잘 유지되어 보다 정확한 추력 데이터가 획득되었음을 뜻한다.

또한 Fig. 15의 다이얼 게이지 그래프에서 볼 수 있듯 1:14시에 덕트 전방상부에 의해, 그리고 1:35시에 후방상부에 의해 1.2 mm인 래버린스 쉘의 간극이 허용치인 0.4 mm보다 줄어들었다. 이 때, 온도 제어장치가 이를 감지하고 냉각 공기를 분사하여 덕트 부위별 온도차를 감소시켰으며, 이로인해 덕트의 휨 현상이 억제되고 덕트가 점차 정상 위치로 복원됨으로써 래버린스 쉘의 기계적 격리가 잘 유지되었음을 확인할 수 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 항공용 엔진 고도모의시험 중 발생한 공기 흡입 덕트와 래버린스 쉘과의 접촉 현상을 해결하기 위한 기법을 제시하였다. 본 논문에서 고안한 래버린스 쉘 온도제어장치는 상하 온도구배의 발생으로 인한 덕트 자체의 휨 현상을 성공적으로 제거하는 역할을 수행하였으며, 이는 제어장치 적용 전/후에 각각 획득한 추력 및 다이얼 게이지 변위 데이터에 의해서 증명되었다. 추후 냉각공기 용량 증설 등의 보강작업을 실시한다면 본 장치의 실시간 제어성능을 보다 더 향상시킬 수 있을 것으로 사료된다.

References

1. Mahmood, A., Thomas, J.B., Dean, S., "Measurement Uncertainty for the Uniform Engine Testing Program Conducted at NASA Lewis Research Center," NASA TM-88943, May. 1987.
2. Arrington, E. Allen, Jose, C.G., "Flow Quality Improvements in the NASA Lewis Research Center 9- by 15-Foot Low Speed Wind Tunnel," 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-1995-2390, San Diego, C.A., U.S.A., Jul. 1995.
3. Ahn, D.C., Jung, C.H., Kim, J.W., Lee, K.J., "Mechanical Isolation Technique for the Intake with Non-axisymmetric Temperature Distribution in the Thrust Stand," 2015 Fall Conference on The Korea Institute of Military Science and Technology, pp. 690-691, Deajeon, Korea, Nov. 2015.