

극저온 환경용 볼베어링 시험장치 개발 및 터보펌프용 볼베어링 시제품의 성능평가

조준현* · 임윤철* · 이성철** · 김충현†

한국과학기술연구원(KIST) 바이오닉스연구단

*연세대학교 공과대학 기계공학과

**인하공업전문대학 기계과

Development of Cryogenic Test Rig for Ball-Bearing and Evaluation of the Performance of the Prototype Ball-Bearing of Turbo pump

Jun Hyeon Jo*, Yoon Chul Rhim*, Sungchul Lee** and Choong Hyun Kim†

Center for Bionic Systems Korea Institute of Science and Technology

*Department of Mechanical Engineering, Yonsei University

**Department of Mechanical Engineering, Inha Technical College

(Received May 21, 2012; Revised July 1, 2012; Accepted July 3, 2012)

Abstract – The turbo pump of a liquid rocket engine is composed of three main parts: the oxidizer pump, fuel pump, and turbine. Liquid oxygen (LO_x) is the working fluid in the cryogenic environment in the oxidizer pump, but tests are usually performed using liquid nitrogen (LN_2), which has a boiling point similar to that of LO_x but is comparatively safer and easier to use for the test. In this study, a bearing test rig is developed and its performance is evaluated using a cryogenic ball bearing with LN_2 as the working fluid. Verifying the performance of the bearing test rig is crucial for ensuring correct working of the turbo pump unit in the liquid rocket engine. A stable test rig for the bearing in a cryogenic environment makes the bearing technology enhance its reliability. The test results show that the system operates stably and the requirement of performance time of 500 s is met. The test results of temperature, motor speed, and torque are discussed. The developed cryogenic bearing test rig is expected to help in widening knowledge and expanding research on ball bearings in the future.

Keywords – turbo pump (터보펌프), cryogenic ball bearing (극저온 볼베어링), liquid rocket engine (액체 로켓엔진), liquid nitrogen (액체 질소)

1. 서 론

액체추진 로켓엔진의 주요 핵심 부품인 터보 펌프는 로켓엔진의 연소기에 산화제와 연료를 공급하기 위해 사용된다. 터보 펌프는 산화제 펌프(LO_x pump)와 연료 펌프(fuel pump), 펌프를 구동하기 위해 고온의 가스로 회전하는 터빈으로 이루어진다. 터보 펌프는 연소기에

공급되는 각각의 유체를 고압의 상태로 만들어 주는 역할을 하며 고속 및 고압의 환경에서 회전하게 된다[1]. 이러한 극한 환경에서 동작하는 터보 펌프는 회전안정성을 유지해야 하므로 회전축을 지지하는 베어링의 신뢰성 확보가 매우 중요하다.

터보 펌프에서 특히 산화제 펌프에 사용되는 베어링은 액체산소에 잠긴 상태의 극저온환경에서 고하중을 받으면서 고속으로 회전해야 하므로 일반 베어링과는 매우 다른 극한환경에서 작동하게 된다. 산화제 펌프용

†주저자 · 책임저자 : chkim@kist.re.kr

베어링이 파손될 경우 터보 펌프에서 이상진동이 발생하고 산화제 공급에 문제가 발생하여 터보 펌프의 오동작으로 이어지면서 로켓엔진의 운전실패로 이어질 가능성이 높다. 따라서 액체추진 로켓엔진의 성공적인 작동을 위해서는 극한환경 하에서 요구되는 작동시간 동안 안정적으로 회전하는 베어링을 확보해야만 한다.

관련연구를 살펴보면 국내의 경우, 액체산소를 매질로 하여 터보펌프에 사용되는 실(seal)의 시험연구를 수행한 경험이 있다[2]. 그러나 액체산소를 이용한 실의 시험은 유량한계로 인하여 실제 운용조건에서의 검증이 불가능한 단점이 있었으며, 수류환경 시험 또한 설계용 시험데이터를 제공할 수는 있으나 실제 극저온 환경에서의 성능을 예측하고 검증하기에는 부족한 것으로 판단된다.

최근에는 고추력급 터보펌프용 볼베어링의 마찰 토크 성능 평가 및 내구 성능을 검증하기 위한 수류환경 시험이 수행되었다. 베어링의 회전 속도, 반경방향 및 축방향 하중과 냉각유량을 시험 파라미터로 설정하여 시험 항목별로 마찰토크를 평가하였으며, 터보펌프 작동 조건을 모사하여 요구되는 정격수명 2,100초에 대한 내구성 검증시험을 실시한 바 있다[3]. 해외의 경우, 터보 펌프에 사용하게 될 베어링의 규격이 정해지면, 실제 운용조건을 모사하여 하중 시험 및 내구시험을 통과한 베어링만 터보 펌프에 사용하도록 규제한다. 또한, 하중 시험 및 내구시험을 통과하여 성능이 입증된 동일 규격의 베어링이라 하더라도 제작사, 생산년도, 생산 로트 등 베어링 성능에 변화를 줄 수 있는 차이점이 존재하면, 베어링의 성능시험을 수행한 후 터보 펌프에 사용을 하도록 권고하고 있다. 터보펌프용 볼베어링에 관한 해외의 시험연구사례로는 NASA Marshall Space Flight Center에서 진행된 SSME(Space Shuttle Main Engine)의 산화제 펌프 베어링 성능시험이 있다[4,5]. 이 시험연구에서는 LN₂ 환경에서의 극한시험을 통하여 볼베어링의 발열량 및 베어링 외륜의 온도 등을 측정함으로써 극저온 환경에서의 베어링 특성을 확인하였다.

본 연구에서는 한국형 75톤급 액체추진 로켓엔진의 터보펌프용 극저온 볼베어링의 성능을 평가하기 위하여 극저온 볼베어링 성능시험장치를 개발하였다. 개발된 시험장치는 실매질인 액체산소를 액체 질소로 대체하여 모사할 수 있도록 설계하였으며 자체기술로 설계, 제작한 극저온 볼베어링의 성능시험에 사용하고 있다.

Table 1. Specification of the bearing test rig

Item	Value
Operating temperature [°C]	~ -150
Load range [kN]	Axial: 15 Radial: 5
Motor speed [rpm]	11,000
Working fluid	LN ₂
Flow rate [liter/sec]	0~1.5

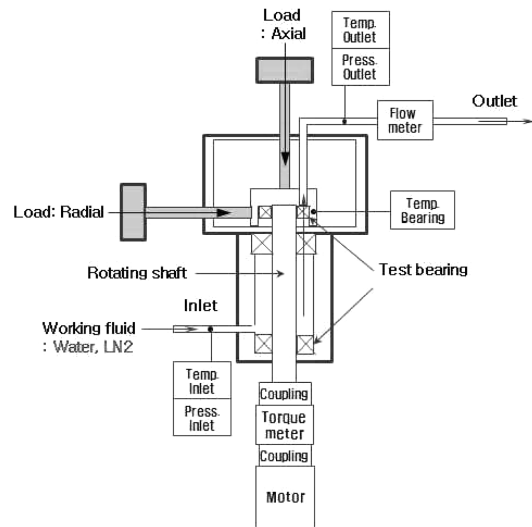


Fig. 1. Schematics of the bearing test rig.

2. 시험장치

2-1. 극저온 볼베어링 성능시험장치

터보펌프에 사용되는 베어링의 성능과 관련된 주요 인자는 최대허용하중, 내구수명, 한계속도, 냉각 유량 등이 있으며, 성능시험에서는 이러한 인자들을 터보펌프의 작동 조건과 맞게 설정하여 시험을 진행하였다. 현재 개발 중인 액체추진 로켓엔진의 터보펌프용 극저온 볼베어링의 성능시험 항목 및 제원은 Table 1에 나타나 있다. 시험장치에서 구현하고자 하는 최저온도는 -150°C 수준이며, 각 부분에 위치한 열전대 센서를 이용하여 실시간 온도 측정이 가능하다. 인가가능한 하중범위는 축방향과 반경방향으로 각각 최대 15 kN 및 최대 5 kN이 가해질 수 있도록 설계하였다. 산화제 펌프 후방용 베어링의 경우에는 실제 환경과 유사한 압력 분위기(Max. 20기압)를 구현하기 위해서 테스트 베어링이 설치되는 하우징 부분이 허용압력을 견딜 수

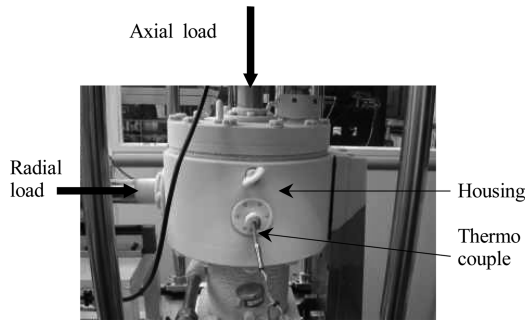


Fig. 2. Housing after the test using LN₂.

있도록 설계, 제작하였다.

극저온 볼베어링 성능시험장치의 주요부분은 Fig. 1과 같이 구성되어 있다. 시험장치는 11,000 rpm에서 정격용량이 50 kW인 전동기에 의하여 구동된다. 기존의 국내에서 개발한 볼베어링 시험장치는[3] 회전축이 수평방향으로 설치되어 있는 반면, 본 연구에 의한 시험장치는 회전축이 수직방향(연직상방)으로 설치됨으로써 로켓엔진의 실제 사용 조건에 더욱 가깝게 시험환경을 구현할 수 있다는 장점을 가지고 있다. 하우징에는 베어링의 축방향 및 반경방향으로 공압실린더를 장착하여 하중이 가해질 수 있도록 하였다. 베어링 하중은 축방향 공압실린더와 반경방향 공압실린더에 압축공기를 공급함으로써, 실린더에 장착된 푸쉬로드가 테스트 베어링을 직접 눌러서 가압하게 되며, 이 때에 발생하는 하중값은 로드셀로 측정한다. LN₂ 주입부와 하우징 내부의 압력, 테스트 베어링을 통과하는 매질의 순유량은 각각 압력센서와 저온용 유량계를 이용하여 실시간으로 측정하게 된다.

시험이 시작되면 우선 전동기를 구동시킨 후 회전속도가 11,000 rpm에 도달하면 LN₂를 주입하는 순서로 시험을 진행하였다. 이 경우 액체질소 공급량은 액체질소 탱크에 설치된 밸브를 이용하여 공급압력을 제어함으로써 조절하였다. 매질의 주입구, 배출구 및 테스트 베어링의 온도, 회전축의 회전속도(rpm) 그리고 토크값 등이 각각의 센서로부터 측정되어 NI사의 Labview SW로 제작된 DAQ 시스템을 통해 실시간으로 모니터링되고 동시에 자료가 저장된다. Fig. 2는 LN₂를 이용한 극저온 시험 후 저온으로 내려간 하우징 표면에 성애가 발생한 모습을 보여주고 있다.

2-2. 극저온용 볼베어링 시제품

베어링강으로 제작되는 상용 볼베어링과 달리 개발



Fig. 3. Ball bearings used in the test (left: 6205, right: 6214).

Table 2. Specification of the cryogenic ball bearing

Item	6205 bearing	6214 bearing
Coating material	Silver	
Rotating speed [rpm]	11,000	
Dimension [mm] : I.D.×O.D.×width	25×52×15	70×125×24
No. of balls	9	10
Material of race	Stainless steel	
Material of retainer	PTFE	
Working fluid	LN ₂	
Case 1 (clearance)	Lower limit of CN grade	
Case 2 (clearance)	Upper limit of CN grade	

된 극저온용 볼베어링은 스테인리스강으로 제작하여 극저온에서도 내구성을 보유할 수 있도록 하였다. 베어링 시편의 형상은 Fig. 3과 같으며 LN₂ 환경에서 시험에 사용된 볼베어링의 제원과 조립공차는 Table 2에 나타나 있다. 시험 베어링은 단일 깊은 홈 볼베어링 중 6205와 6214 모델에 은(Ag)을 약 5 μm 두께로 코팅한 후 각각 CN급 조립공차를 갖도록 조립하여 시험을 진행하되 조립공차를 두 가지로 나누어 CN급 하한인 경우를 Case 1, CN급 상한인 경우를 Case 2로 구분하였다.

3. 시험결과 및 고찰

Case 1에 해당하는 볼베어링 시험결과는 Fig. 4부터 Fig. 7에 나타내었다. Case 1의 시험에서는 테스트 베어링이 위치하는 하우징 내 압력을 5bar 수준으로 유지하고자 하였으며 그 변화는 Fig. 4에 나타내었다. 이

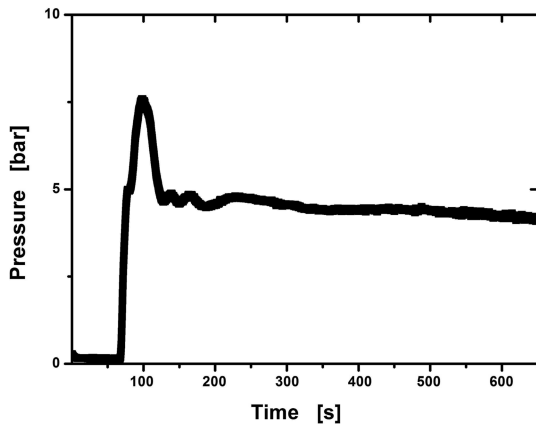


Fig. 4. Pressure at the housing (Case 1).

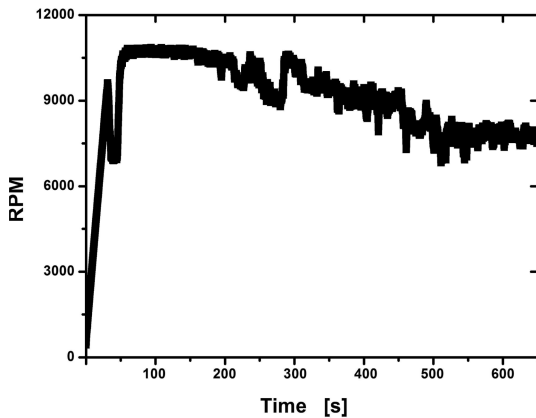


Fig. 5. Variation of the motor speed (Case 1).

경우 액체질소는 탱크 자체압력에 의해서만 공급되기 때문에 시험이 진행됨에 따라 하우징 내 압력이 약간 감소하는 것을 볼 수 있다. 따라서 LN_2 를 이용한 고압, 대유량 시험의 경우에는 별도의 극저온펌프를 이용하여 액체질소를 공급할 필요가 있음을 알 수 있다.

시험 진행에 따른 전동기 회전속도의 변화는 Fig. 5에 도시하였다. 전동기 회전속도는 테스트 베어링의 온도가 하강하기 시작할 때부터 감소하기 시작하여 시험 후반부에서는 7,500 rpm 정도에 이르렀다. 이는 베어링이 극저온에 노출되면서 베어링 자리부와 베어링 재질이 수축하고 그로 인하여 베어링 자리부와 베어링 외륜, 베어링 내/외륜과 볼(ball) 사이의 간극이 좁아지면서 마찰이 증가하기 때문인 것으로 판단된다.

또한 전동기의 회전 속도가 시험 전 구간에 걸쳐서 계속 감소하는 것을 볼 때 열평형상태에 도달할 때가

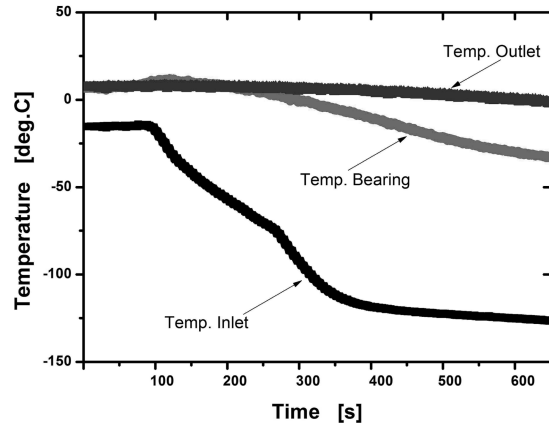


Fig. 6. Variation of the temperatures (Case 1).

지 베어링 자리부와 베어링의 수축 현상이 지속되고 있는 것으로 볼 수 있다.

Fig. 6은 액체질소 주입부와 배출부, 그리고 테스트 베어링 설치부의 온도를 나타내고 있다. 액체질소 주입부의 온도는 액체질소 주입 후 지속적으로 하강하여 $-141^{\circ}C$ 까지 하강하였다. 테스트 베어링 온도는 액체질소 주입 직후까지 상승하다가 다시 감소하면서 약 $-30^{\circ}C$ 까지 하강하는 것을 볼 수 있다. 일부 구간의 온도상승은 액체질소 공급 전에 전동기를 구동한 관계로 인하여 마찰부에서 마찰열이 발생하였기 때문이며 이후 공급된 액체질소가 테스트 베어링부에 닿으면서 온도가 다시 하강하는 것으로 판단된다. 또한 출구부 온도의 경우에는 시험 시작할 때 $8^{\circ}C$ 정도를 유지하다가 시험이 진행됨에 따라 $0^{\circ}C$ 까지 하강하였는데 이는 액체질소의 온도와의 많은 차이를 보이고 있는 것으로서 액체질소의 유량이 테스트 베어링을 충분히 적셔주지 못할 정도로 적어서 테스트 베어링을 통과한 후에 액체질소가 모두 기화되었기 때문인 것으로 볼 수 있다. 한편 전동기를 구동하지 않은 상태에서 액체질소를 주입하면서 관찰해 보면 주입부 온도와 테스트 베어링의 온도가 모두 $-140^{\circ}C$ 수준까지 감소하는 것으로 확인되었으므로 개발된 시험장치에서 극저온 환경의 구현이 가능함을 알 수 있다.

시험에서 발생한 토크값을 나타낸 Fig. 7을 보면 Case 1 시험의 경우 측정된 토크 값은 6 Nm 수준에서 시작하여 시험이 진행됨에 따라서 6.5 Nm 정도로 약간 증가함을 볼 수 있다. 동일한 시험방법으로 조립 공차가 CN급 상한인 베어링 시편(Case 2)에 대하여 시험을 진행하고 그 결과를 Fig. 8부터 Fig. 11에 나

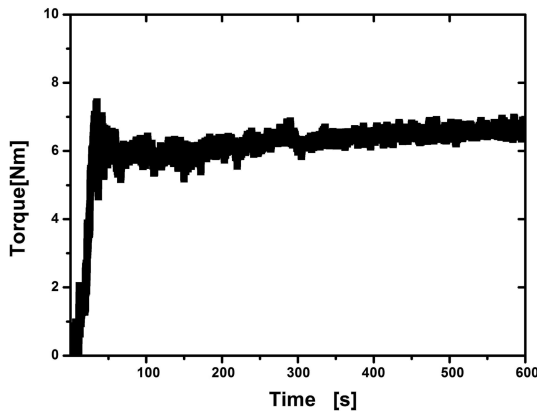


Fig. 7. Variation of the torque (Case 1).

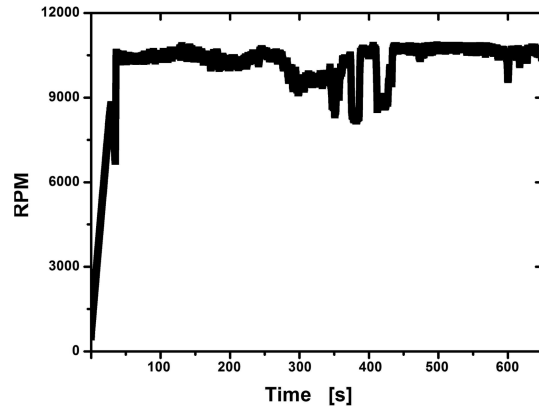


Fig. 9. Variation of the motor speed (Case 2).

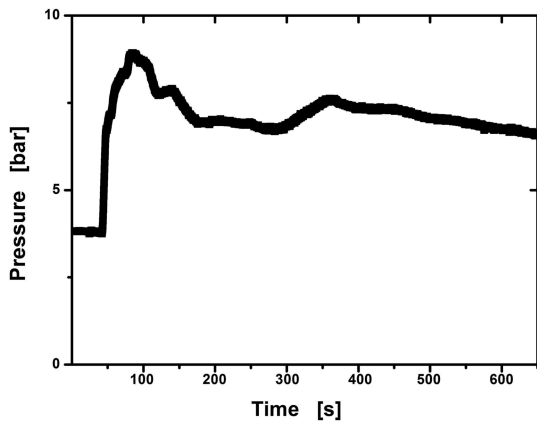


Fig. 8. Pressure in the housing (Case 2).

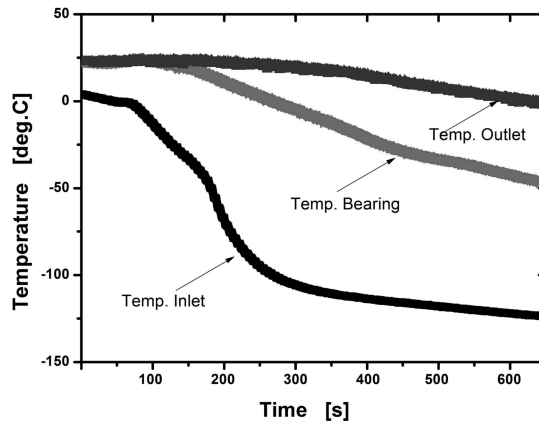


Fig. 10. Variation of the temperatures (Case 2).

타내었다.

Case 2 베어링의 시험에서는 Fig. 8과 같이 하우징 내부압력을 7 bar 수준으로 유지함으로써 Case 1보다 액체질소 공급량을 약 50% 정도 증가시켰다. Fig. 9에 나타난 전동기 회전속도의 변화를 보면 Case 1의 경우와 비교해 볼 때 시험 중간에 불규칙한 감소구간은 있었으나 이후 11,000 rpm 수준을 회복한 상태에서 시험이 진행됨을 볼 수 있다. 전체적으로 볼 때 Case 2의 경우는 Case 1보다 베어링 간극이 커서 베어링자리부와 베어링의 수축에 따른 마찰 발생량이 줄어들면서 운전조건이 보다 양호해진 것으로 판단된다. 따라서 향후 시험에서는 서로 다른 조립공차를 가지는 베어링을 대상으로 극저온시험을 진행함으로써 간극의 차이에 의한 마찰발생의 영향을 고찰해 볼 필요가 있다고 사료된다.

Fig. 10에 보인 온도변화를 살펴보면 액체질소 주입부 온도와 테스트 베어링의 온도는 각각 약 -140°C 와 약 -50°C 까지 감소하였고 출구 온도는 시험 시작할 때 20°C 정도에서 5°C 부근까지 감소하는 것을 볼 수 있었다. 즉 Case 1인 경우보다 테스트 베어링과 액체질소 출구온도가 각각 20°C 와 7°C 정도 더 감소하는 것으로 관찰되었다. 이는 액체질소의 유량 증대에 의한 효과로 인하여 장치 각 부위의 온도가 더 큰 폭으로 감소한 결과로 판단된다. 한편 액체질소 배출부 온도가 주입부 온도의 차이가 되도록 작게 유지하는 것이 바람직하다. 이를 달성하기 위해서는 첫째, 하우징이 열평형에 도달한 후 시험을 시작하고, 둘째, 액체질소 공급유량을 증가시켜 테스트 베어링의 온도를 가능한 한 낮게 유지할 수 있어야 하며, 셋째, 유량센서의 위치를 가능한 한 하우징에 가깝게 설치하여 온도계측

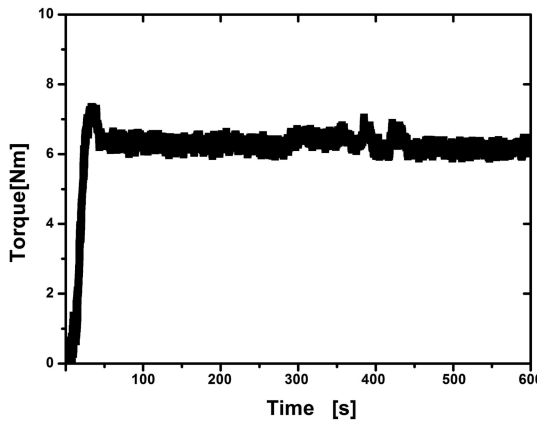


Fig. 11. Variation of the torque (Case 2).

오차를 줄이고, 넷째 액체질소 공급배관의 단열재를 보강하여 액체질소가 기다란 배관을 통과하면서 열을 흡수하여 온도가 상승하는 것을 방지할 필요가 있다. Case 2 시험에서 측정된 토크값은 Fig. 11에서 보는 바와 같이 약 6.2 Nm 수준으로서 Case 1과 비교할 때 미세하게 작은 값을 나타내었으며 시험 전 구간에 걸쳐서 대체로 일정한 값을 유지하고 있다. 이것은 베어링의 간극이 커지면서 마찰이 감소하였기 때문인 것으로 판단된다. 시험 종료 후 테스트 베어링을 분해하여 관찰한 결과 코팅면이 일부 변형된 것을 제외하면 회전상태는 비교적 양호한 것으로 파악되었다. 따라서 본 연구에서 개발된 극저온용 볼베어링은 500초 이상의 내구수명을 가지는 것으로 판단할 수 있다.

4. 결 론

터보 펌프용 극저온 볼베어링 시험기를 개발하고 스테인리스 재질에 은코팅을 적용한 볼베어링에 대하여 실매질인 액체산소 대신 액체질소를 대체매질로 적용한 베어링 성능 시험을 진행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 매질의 누설 없이 500초 동안의 내구시험을 성공적으로 완료함으로써 개발된 시험장치가 기본성능을 확보하고 있음을 입증하였다.

2. CN 상한급 조립공차를 가지는 베어링의 경우 전동기의 회전속도 및 토크의 값이 비교적 일정하게 나타났으며, 심각한 파손 없이 운전하는데 성공함으로써 500초 이상의 내구수명을 확보한 것으로 판단된다.

향후 베어링 제조공정의 규격화를 통하여 시제품에

요구되는 품질을 확보하고 베어링 조립공차 등에 대한 다양한 연구를 진행함으로써 보다 긴 내구수명을 확보함으로써 액체추진 로켓엔진용 핵심부품의 국산화 개발에 기여하고자 한다.

후 기

본 논문은 교육과학기술부의 우주기술개발사업 중 우주핵심분야 과제인 “터보펌프 베어링 국산화 시제품 개발”과제의 지원을 받은 연구결과를 담고 있습니다. 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- H.D. Kwak, Y.B. Lee, C.H. Kim, T.W. Has and Y.C. Woo, “Prediction of Rotordynamic Stability for the High Pressure, High Speed Turbopump Unit,” IFToMM 6th Int'l Conf. on Rotordynamics, Univ. of New South Wales, Sydney, 2002.
- 곽현덕, 전성민, 김진한, “터보펌프용 극저온 베어링/실 성능시험설비,” *유체기계 연구개발 발표회 논문집*, pp. 341-347, 2005.
- 전성민, 곽현덕, 김진한, “터보펌프 볼베어링의 마찰 토크 평가,” *Journal of the KSTLE*, 제27권, 제1호, 2011.
- National Aeronautics and Space Administration, “Liquid Rocket Engine Turbopump Bearings,” NASA, 1971
- Hine, M. J., “Absolute Ball Bearing Wear Measurements from SSME Turbopump Dynamic Signals,” *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 128, No. 2, pp. 321-331, 1989.
- M. Nosaka, M. Kikuchi, M. Oike and N. Kawaid, “Tribo-Characteristics of Cryogenic Hybrid Ceramic Ball Bearings for Rocket Turbopumps: Bearing Wear and Transfer Film,” *Tribology International*, Vol. 42, No. 1, pp. 106-115, 1999.
- E. V. Zaretsky, “Ceramic Bearings for Use in Gas Turbine engines,” *Tribology International*, Vol. 111, pp. 146-157, 1989.
- A. Okayasu, T. Ohta, A. Kamijyo and H. Yamada, “Key Technology for Reusable Rocket Engine Turbopump,” *Acta Astronautica*, Vol. 50, No. 6, pp. 351-355, 2002.
- M. Nosaka, M. Oike, M. Kikuchi, and M. Tajiri, “Self-Lubricating Performance and Durability of Ball Bearings for the LE-7 Liquid Oxygen Rocket-Turbopump,” *Journal of the Society of Tribologists and Lubrication Engineers*, Vol. 49, No. 9, pp. 677-688, 1992.