

극저온 펌프 성능시험설비의 개발

강정식* · 김진선* · 김진한*

Development of Cryogenic Pump Test Facility

Jeong-Seek Kang*, Jin-Sun Kim*, Jinhan Kim*

Key Words: Cryogenic pump test facility (극저온 펌프 성능시험설비), Liquid nitrogen (액체 질소) Cavitation test (캐비테이션 시험)

ABSTRACT

Cryogenic pump test facility (CPTF) is designed and developed in KARI. Hydraulic and cavitation performance of pump and inducer in cryogenic environment can be measured. Working fluid is liquid nitrogen and operating temperature is -197°C . Run tank, catch tank of liquid nitrogen and their pressurizing tank has been built and remote tank pressure control system are installed. Maximum power of driving motor is 320 kW and its maximum speed is 32000rpm. Cryogenic fluids and lubricating systems are effectively separated that long test times are acquired. Therefore hydraulic and cavitation performance can be measured accurately and effectively. Pre-cooling test of the facility was successfully accomplished. This facility will contribute greatly to the development of turbopump for KSLV.

1. 서론

우리나라는 2002년 11월 한국 최초의 액체로켓인 KSR-III의 발사에 성공하였으며, 2000년에는 국가우주개발중장기 기본계획의 보완을 통해 자체 기술로 저궤도위성 우주발사체 개발 및 우주센터 건립을 마무리 짓고, 2015년까지 총 20기의 인공위성을 자체 보유한다는 계획을 수립해 두고 한국우주발사체 (KSLV)의 개발에 전력하고 있다⁽¹⁾. 우주 발사체의 개발에서 가장 핵심적인 기술 중 하나는 액체로켓의 추진제로 사용되는 산화제와 연료를 고압으로 연소실까지 이송시키는 터보펌프 개발 기술이다. 액체로켓에 사용되는 터보펌프는 일반적인 펌프와는 다른 여러 가지 특징들

이 있지만, 주된 첫 번째 특징은 대부분의 경우 액체 산소나 액체수소 등의 극저온 매질을 사용한다는 점이다. 그래서 상온에서의 성능 뿐 아니라 극저온 매질에서 수력성능을 확보하고, 캐비테이션 특성을 확인하는 것은 터보펌프의 개발에서 필수적인 부분이다. 그리고 캐비테이션 특성의 경우, 온도나 매질에 따른 차이가 매우 크므로 극저온 펌프 캐비테이션에 관한 연구는 극저온 매질을 사용하는 액체추진제 로켓엔진용 터보펌프 개발에 있어서 필수적인 핵심기술이 된다. 극저온 문제는 극저온 유체의 수력성능과 캐비테이션 성능 뿐 아니라, 작동 전 펌프의 예냉문제, 베어링의 작동 신뢰성 문제, 열수축으로 인한 누설문제, 열응력 등으로 인한 문제, 임펠러, 인듀서, 축 등 고속으로 회전하는 회전체의 강도문제, 등 다양한 문제를 일으킨다. 그러므로 터보펌프의 개발에서는 일반적으로 물 등을 사용하는 상온 상사시험을 통하여 수력성능을 확보한 후

* 한국항공우주연구원

책임저자 E-mail : jskang@kari.re.kr

에 극저온 매질을 적용하여 수력성능 및 캐비테이션 성능을 확인하게 된다.

그런데 그 중에서도 인듀서와 임펠러의 개발 측면에서는 극저온 상태에서 수력성능과 캐비테이션 성능을 신뢰할 만하게 검증하는 작업이 필수적이다. 그런데 액체 산소나 액체 수소의 경우에는 매질이 폭발의 위험성이 매우 크므로 미국, 일본, 독일 등 발사체 기술을 보유한 선진국에서는 연구개발단계에서는 액체 산소와 물성치가 가까우면서 안전한 액체질소를 사용하고, 개발의 마지막 단계에서 실매질을 사용하여 검증을 거치는 것이 일반적이다. 예를 들어 일본에서는 인듀서의 연구에서는 가쿠다 우주추진센터 (Kakuda Space Propulsion Center)에서 액체질소를 사용하는 극저온 시험기 (Cryogenic Inducer Test Facility, CITF)를 이용하여 연구하고, 터보펌프 조립체는 액체 산소와 액체수소를 사용하는 극저온 터보펌프 시험기 (turbopump test facility)를 통하여 성능을 최종 검증한다.

터보펌프의 또 다른 특징으로는 펌프의 양정 (head)이 약 600~7000 m에 이르는 높은 값이라는 점이다. 터보펌프는 유량이 크고 압력이 높으며 로켓에 탑재되는 특성상 그 크기가 작고 가벼워야 하므로, 이에 따라서 일반적인 펌프에 비하여 높은 양정과 회전수를 가지는 펌프를 사용하게 된다. 이와 같이 회전수가 빨라서 임펠러의 팁 (tip) 속도가 빨라지는 경우에는 작동 유체가 캐비테이션 (cavitation) 현상을 일으켜 펌프가 작동하지 못하게 되는 문제가 발생할 수 있다. 작동 유체가 기화하는 캐비테이션 현상은 진동 발생 및 구조적인 문제를 초래하기도 하며 연료 및 산화제의 공급압력에 변동을 가져오고 이에 따라 연소의 불안정성을 초래하거나 인듀서 날개의 파손을 가져오며, 최악의 경우 로켓의 폭발로 이어 질 수 있다는 점에서 매우 중요하다. 일본의 H-II 로켓의 폭발 원인이 터보펌프의 인듀서 캐비테이션에 의한 엔진의 불안정성이 원인이었다는 사실에서 이 현상이 얼마나 중요한 기술 인지를 알 수 있다. 이와 같이 캐비테이션에 관한 기술은 로켓엔진의 안정성 및 고효율 확보에 필수적인 고난도 기술이며 수치적 계산 등으로는 정확한 예측이 어려워 터보펌프의 개발 단계에서는 시험을 통한 연구가 필수적이다.

국내에서는 한국항공우주연구원 (이하 항우연) 및 서울대학교에서 수류시험기를 통하여 인듀서에 대한 연구를 수년 간 수행하고 있으며⁽²⁾, 항우연에서는 터

보펌프 수류성능시험기를 2003년에 완성하여 독자적인 발사체용 터보펌프의 연구개발에 주력하고 있다. 그리고 2002년부터는 극저온 유체를 사용한 터보펌프 성능시험설비의 확보계획을 가지고 시험설비를 설계하고 제작해 왔다. 극저온 유체를 사용한 터보펌프의 시험연구는 우리나라에서는 처음이며, 액체 산소와 물성이 비슷하고 비교적 안전한 액체질소를 사용하여 연구를 수행할 계획이다. 첫 번째 단계로 액체 질소를 사용한 극저온 시험기를 설계하고 구축하며, 다음 단계에서는 이 시험설비를 이용하여 개발하는 터보펌프의 극저온 성능 및 캐비테이션 성능을 연구하는 것을 목표로 극저온 터보펌프 성능시험기를 개발해 왔다. 현재는 시험기의 공사를 마치고 시험기의 시운전을 통하여 액체질소 탱크의 원격 압력제어, 터보펌프의 로켓 작동상태까지의 시험부 온도 강하 등 주요한 시운전 시험을 성공적으로 수행하였다. 본 논문에서는 항우연에서 개발한 극저온 터보펌프 성능시험설비 (Cryogenic Pump Test Facility, CPTF)의 설계과정과 시험기의 사양, 시운전 결과를 소개하였다.

2. 성능시험기의 설계

항우연이 개발하는 성능시험기는 1단계로 10톤급의 액체로켓에 사용될 터보펌프의 실험에 초점을 맞추었으며, 인듀서의 성능 및 캐비테이션 시험을 위해서는 약 50톤급 이하의 터보펌프용 인듀서를 시험할 수 있도록 개발되었다. Table 1에는 극저온 터보펌프 성능 시험기의 주요 사양을 나타내었다.

Table 1 Design specifications of CPTF

Items	Specifications
Working fluid	Liquid nitrogen (LN2)
Pump capacity	10 tons of liquid rocket
Operating temp.	-197℃
Driving system	Electric motor & speed increaser
Max. power	320 kW
Max. rpm	32000
Max. outlet pressure	11 MPa
Max. Flow rate	80 liter/s

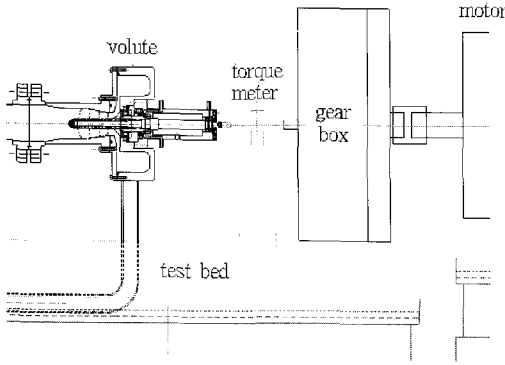


Fig. 1 Schematic of CPTF test rig

2.1 성능시험부

성능시험부는 시험하고자 하는 임펠러와 인듀서, 볼류트 등을 장착하여 터보펌프를 회전시키면서 성능을 시험하는 부분으로서 성능시험부의 개념도는 Fig. 1에 나타내었다. 펌프의 구동은 320 kW급 전기모터를 사용하여 구동하며, 증속기(기어박스)를 사용하여 회전속도를 최고 32000 rpm까지 운용할 수 있게 설계하였다. 기어박스는 토크미터로 연결되어 펌프로 입력되는 토크를 측정하며, 토크미터는 시험용 펌프의 축과 연결되어 있다. 펌프의 회전수는 토크미터에서 측정하며, 모터의 축에서도 엔코더를 사용하여 회전수를 측정한다. 성능시험부는 모터를 장착하는 베드와 펌프 시험부를 장착하는 베드로 구분하여 설계하였으며, 베드는 정반으로 제작하였고 진동의 감쇠를 위하여 시험실 바닥으로부터 방진 설계 되었다.

2.2 베어링 및 윤활 시스템

극저온 터보펌프 시험기의 설계에서 가장 중요한 부분 중의 하나는 긴 시험 시간을 확보하는 것이다. 이것은 질소 저장탱크의 용량을 크게 하는 것과 시험배관의 단열성을 높이는 것과도 관련이 있지만, 더욱 근본적인 문제는 베어링과 관련된다. 실제 터보펌프에서는 볼 베어링이 사용되는 데, 작동되는 실매질을 사용하여 베어링이 윤활되기 때문에 극저온 상태에서 베어링이 작동할 경우 베어링의 수명이 아주 짧은 것이 일반적이다. 이렇게 짧은 수명을 가진 베어링 시스템으로 펌프의 수력성능과 캐비테이션 성능을 도출하고 기타 연구의 목적으로 실험을 하기에는 베어링을 교체하며 여러 번 극저온 시험을 수행해야 하는 등 많은

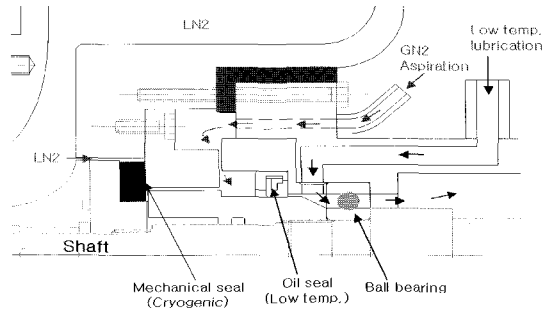


Fig. 2 Conceptual drawing of bearing lubrication and seal system

어려움이 있다. 이런 문제를 해결하기 위하여 본 시험기에는 베어링을 극저온 상태에서 작동시키지 않고 약 $-30 \sim -60^{\circ}\text{C}$ 로 작동시키며 윤활유를 사용하여 윤활하는 방식을 채택하여 시험시간을 획기적으로 늘리는 데 성공하였다. 이것은 임펠러와 인듀서, 볼류트 등의 수력성능을 시험할 때에는 극저온용 볼베어링과 실(seal)을 사용하지 않고 장축을 사용하여 시험부를 베어링 장착부를 분리시키는 방법으로 실현시켰다. Fig. 2에는 베어링 시스템에 대한 개념도를 나타내었다.

액체질소는 극저온용 메카니컬 실 (mechanical seal)을 사용하여 베어링 쪽으로 극저온 매질이 유입되는 것을 차단하고, 윤활유는 저온용 오일실 (oil seal)을 사용하여 차단하였으며, 메카니컬 실과 오일실 사이에 기체질소를 퍼지 (purge)시켜 양쪽의 실 (seal)을 넘어온 소량의 매질들이 혼합되거나 오일이 응고되는 현상을 방지하고 두 실사이의 열전달을 최소화 하였다.

이런 방식으로 극저온 터보펌프 실험을 장기간 시험하는 것이 가능해 졌으며, 성능시험뿐 아니라 캐비테이션 시험에서도 정밀한 시험을 수행할 수 있게 되었다.

2.3 질소 저장 탱크

액체질소 저장탱크는 터보펌프 시험부에 액체질소를 공급하는 공급탱크 (run tank)와 펌프에서 토출되는 질소를 회수하는 회수탱크 (catch tank)로 설계되었다. 공급탱크는 캐비테이션을 방지하기 위하여 10 bar까지 가압이 가능하다. 터보펌프로 공급된 유체는 압력과 유량 등 측정 파라미터를 측정한 후에 스로틀 (throttle) 밸브를 통하여 감압한 후에 액체질소는 회

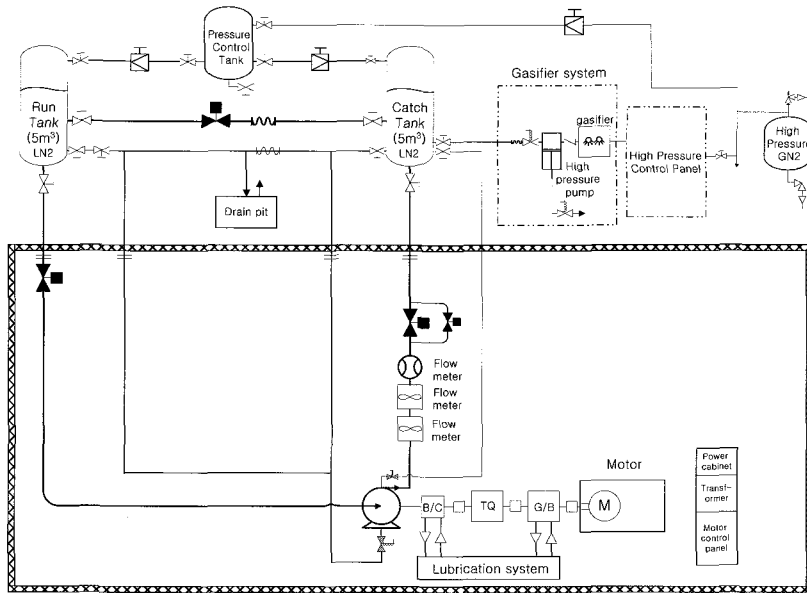


Fig. 3 Conceptual drawing of cryogenic pump test facility (CPTF)

수탱크로 회수된다. 회수탱크도 시스템의 작동상황에 따라 10 bar까지 가압할 수 있게 설계되었다. 회수탱크로 회수된 액체질소는 가압 또는 감압을 통하여 액체질소의 온도를 적절히 조절하여 다시 공급탱크로 공급할 수 있도록 설계되었다.

성능시험과 흡입성능시험 시에는 작동상황에 따라 임의의 설정압력을 유지하는 등 두 액체질소 저장탱크의 압력을 제어실에서 원격으로 제어할 필요가 있다. 이것을 위하여 두 액체질소 탱크의 압력을 제어실에서 원격으로 제어하는 장치가 설계되었다. 액체질소를 고압의 기체 (320 bar)로 기화시켜서 고압탱크에 저장하고 이것을 압력을 조절하여 압력탱크 (35 bar)를 가압한 후 이 압력탱크로부터 압력제어 시스템을 통하여 공급탱크와 회수탱크의 압력을 조절할 수 있게 설계되었다.

2.4 배관 시스템

배관 시스템은 시험용 주배관, 배출용 배관, 증발타워, 제어밸브, 안전밸브 등 질소가 흐르는 부분을 모두 총칭한다. 우선 개발 대상의 펌프를 설치하고 이 펌프에 액체질소는 공급하고 회수하는 주배관의 크기 선정이 중요하다. 주배관은 모두 진공배관으로 제작되어 배관 내부로의 열전달을 최소화 하도록 설계되었

다. 시험기 주 배관의 크기는 주배관 내부의 유속과 시스템의 손실을 고려하여 결정하여야 한다. 관의 직경이 너무 작으면 유속이 빨라서 시스템의 손실이 커져서 터보펌프의 시험 조건에 제한을 받는다. 그리고 관의 직경이 필요 이상으로 클 경우에는 배관의 설치 비용이 커지고, 배관의 초기 냉각에 필요한 액체질소가 과도하게 필요할 뿐 아니라, 배관에 부수적으로 필요한 유량계, 밸브 등의 비용이 기하급수적으로 상승하므로 시험하려는 목적에 맞는 배관의 선정이 중요하다. 본 연구에서는 다양한 배관의 크기에 대하여 밸브 및 관내부의 손실과 관내부의 속도, 동압, 시험조건과의 타당성 등을 고려하여 배관의 크기를 선정하였다.

시험기에 흐르는 유량과 배관의 크기에 대하여 배관시스템의 손실을 계산하였다. 유량이 증가하면서 배관시스템의 손실은 증가하는데, 배관의 크기가 클수록 유속이 작아져서 손실이 줄어든다. 시스템의 손실은 두 개의 액체질소탱크의 압력차이보다 작아야하며, 손실이 작을수록 시험기를 운용할 수 있는 영역이 넓어지므로 유리하다. 하지만 앞에서 언급한대로 배관이 커지면서 밸브, 유량계 등 부대적인 장비들의 이용이 크게 증가하므로 배관의 크기는 목적에 맞는 적절한 크기가 바람직하다. 본 시험기는 손실이 작아서 충분히 시험 목적을 만족시키며, 50톤 급의 인듀서 성능시험도 가능하도록 100 A (4 inch) 진공배관을 사용하

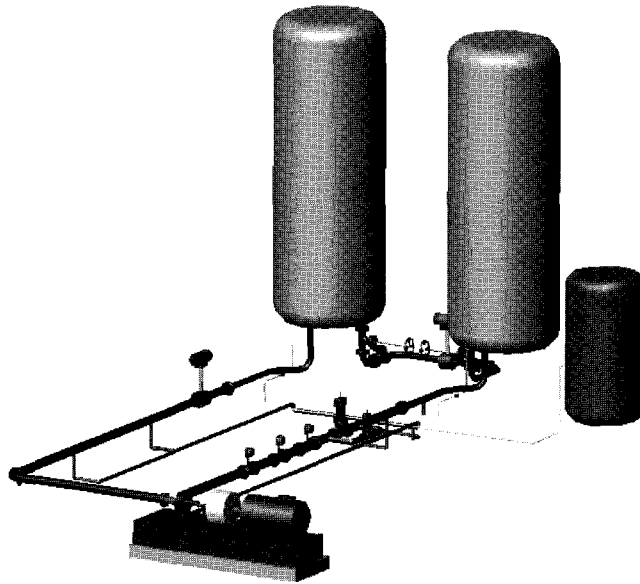


Fig. 4 3D schematic drawing of CPTF

기로 결정하였다.

주배관 뿐 아니라 시험을 위하여 터보펌프 및 배관을 예냉하는 배관을 회수탱크로부터 설치하였으며, 시험이 끝난 후 액체질소를 배출하는 배관도 설치하였다. 그리고 액체질소 저장 탱크와 시험시 배관에 공급된 액체질소는 시험이 끝난 후, 그리고 유사시에 방출할 수 있는 장치를 설계하였다. 그리고 액체질소를 배출하는 배관은 2인치 배관으로서 건물 밖에 배출을 위한 저장소와 증발 타워를 설치하였다.

유량 측정은 측정 정밀도의 향상과 신뢰성을 위하여 세 개의 유량계를 직렬로 설치하여 짧은 시간에도 신뢰할 만하게 유량을 측정할 수 있게 설계하였다. 두 개의 유량계는 터빈 유량계이며 하나는 질량유량계로서 배관 내부에 미소한 가스가 발생한 경우에도 유량을 정밀하게 측정할 수 있도록 설계하였다. 설계된 성능시험기의 개략적인 시스템은 Fig. 3에 나타내었다. 배관에는 안전밸브와 과열판, 체크밸브, 필터, 압력센서 및 온도센서 등 여러 가지 장치가 설치되어 있으나 상세한 사항은 Fig. 3에서는 생략하였다. Fig. 4에는 건물 외부에 설치되어 있는 질소탱크들과 가압탱크들의 3차원 모델링을 나타내었다. Fig. 5는 설치된 공급탱크와 회수탱크의 사진이며, Fig. 6은 설치된 기화기 시스템과 가압탱크의 사진이다.

성능시험기에는 실험과 데이터의 획득 뿐 아니라

안전설비를 포함하여 다른 여러 가지 시설이 필요하다. 회전체가 높은 출력을 가지고 고속으로 회전하므로 유사시를 대비하여 방호벽을 설치하였고, 액체질소의 누설을 고려하여 산소 감지기를 실험실과 제어실, 그리고 액체질소 저장 탱크 주변에 설치하였고, 산소 감지센서들은 자동 환기장치와 연결되어 질소 누출될 경우 시험실을 자동으로 환기하도록 설계되었다.

성능시험을 수행하고 데이터를 획득하는 제어실은 시험실의 앞에 설치하였다. 시험 중에 압력, 온도, 비

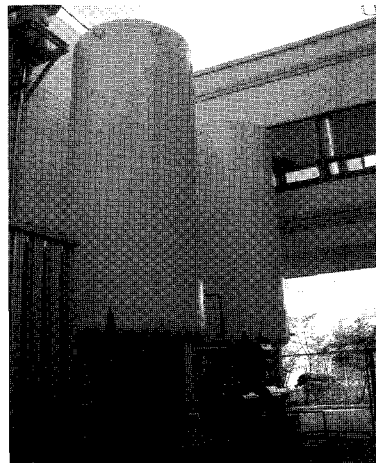


Fig. 5 Picture of run tank and catch tank

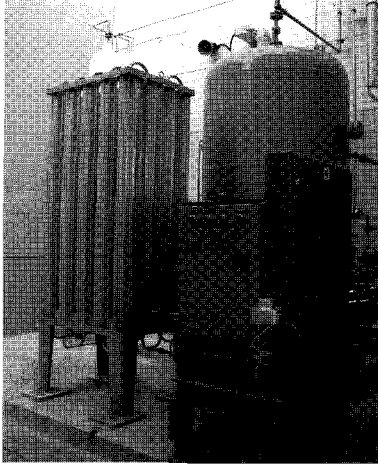


Fig. 6 Picture of pressurizing tank and gassifier system

정상 압력, 간극신호 등을 데이터측정시스템을 사용하여 측정한다. 그리고 시험 중에 시험실과 건물 외부의 주요장비들의 작동상태를 감시할 수 있는 카메라를 제어실에 설치하였다.

3. 예냉 시험

액체로켓은 발사하기 전에 산화제와 연료를 탱크에 충전하며, 발사 직전에 터보펌프를 상온 상태에서부터 예냉 (pre-cooling)시켜 작동 초기에 액체 산소나 수소 등이 기화하는 것을 방지하고 펌프가 정상작동하게 준비한다. 예냉은 펌프의 성능과 진동특성에 중요한 영향을 미치며⁽³⁾, 성능시험기에서는 펌프를 작동시키기 전에 펌프 장착부와 입·출구 배관 시스템을 로켓에서의 터보펌프의 작동상황과 동일한 조건을 만드는 것이 중요하다.

본 성능시험기를 완성한 후에 예냉 시험을 수행하였다. 예냉 시험은 회수탱크에 저장된 액체질소를 예냉용 배관을 통하여 터보펌프 장착부와 주배관 시스템에 공급하여 시험기의 온도를 터보펌프의 작동온도까지 강하시키는 방식으로 수행되었다. 시험결과 터보펌프 장착부 뿐만 아니라 공급탱크에서부터 회수탱크에 이르기까지 주배관 시스템의 모든 구간에서 대기압에서 -197°C 의 온도를 보여 예냉 시스템이 성공적으로 설계되었음을 알 수 있었다. Fig. 7에는 예냉시험이 끝난 후 펌프 장착부를 보인 사진이다. 진공배관이 아닌 볼류트와 주변 배관 및 플랜지에 수분이 결빙되어 하얗게 얼어있는 것을 볼 수 있다.

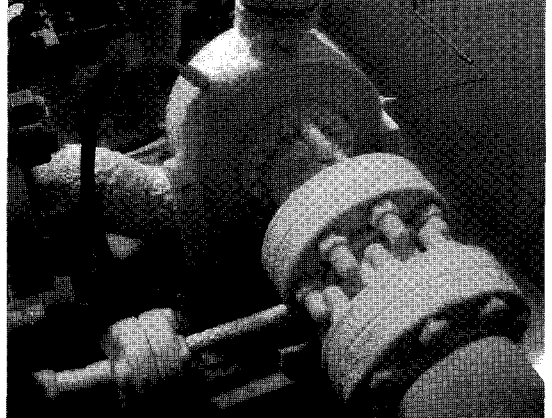


Fig. 7 Picture of test section under pre-cooling test

4. 결론

본 연구에서는 극저온 매질을 사용하여 터보펌프의 성능을 시험할 수 있는 설비를 설계하고 제작하였다. 10톤급 터보펌프와 약 50톤급 인듀서를 최대 320 kW, 회전수 32000 rpm으로 시험할 수 있는 설비를 성공적으로 완성하였다. 액체질소 공급탱크와 회수탱크, 가압탱크, 압력제어시스템 등이 설치되어 다양한 조건에서 성능시험 및 캐비테이션 시험을 수행할 수 있게 설계하였다. 터보펌프의 극저온 시험은 성능시험 뿐 아니라 정밀한 캐비테이션 시험을 위하여 충분한 시험시간을 확보하는 것이 중요한데, 이를 위하여 성능시험부를 시험부와 베어링 장착부로 분리하는 방식을 사용하여 장시간 시험이 가능한 설비를 구현하였다. 설비를 완성한 후 예냉 시험을 통하여 설비가 극저온 상태에서 성공적으로 실험을 수행할 수 있음을 보였다. 이 설비는 현재 개발되고 있는 KSLV용 터보펌프의 연구, 개발 성공에 크게 기여할 것이다.

참고문헌

- (1) 채연석, 2003, "KSR-III 성공과 우리나라의 우주개발 방향," 대덕과학포럼, pp. 23-33.
- (2) 홍순삼, 구현철, 차봉준, 김진한, 2003, "터보펌프 인듀서의 출구 유동 및 성능 특성," 유체기계저널, 제6권, 제4호, pp. 38-44.
- (3) 渡辺光男 `長谷川敏 `菊池正孝 `斎藤 隆 `1983, "気酸ターボポンプの起動試験," 日本航空宇宙技術研究所資料 519号, pp. 1-20.