

터보펌프 실매질 시험설비 구축에 대한 소개

김진선* · 고영성**

Introduction to Construction of a Turbopump Real-Propellant Test Facility

Jin-Sun Kim* · Youngsung Ko**

ABSTRACT

The development of a turbopump is fundamental to have an independent LRE(liquid rocket engine) for KSLV-II. Recently, the detail design of a turbopump real-propellant test facility based on liquid oxygen and kerosene has been performed to structure the test facility for the experimental validation of the turbopump. In this paper, the design requirements of the turbopump and the specifications of the test facility was presented and the representative sub-facilities were explained on the basis of the design results. Also, the uncertainty of the sub-facilities which could be appeared during the operation was removed in advance through the simulation method and the experimental verification

초 록

한국형발사체에서 독자적인 액체로켓엔진을 확보하기 위해 터보펌프개발은 필수적인 항목이라고 볼 수 있으며, 이 터보펌프의 실험적 신뢰성검증을 위한 실매질 시험설비의 구축을 위해 최근 액체 산소와 케로신을 토대로 한 시험설비의 상세설계가 수행되어져 왔다. 본 논문에서는 시험설비 설계 결과를 토대로 75톤급 터보펌프의 요구구격과 함께 실매질 시험설비의 설계구격을 제시하였고, 대표적인 서브시스템들의 설계결과를 설명하였다. 또한, 시험설비 운용과정에서 발생할 수 있는 주요 서브시스템에 대한 불확실성을 시뮬레이션과 실험적 검증을 통하여 사전에 제거할 수 있도록 하였다.

Key Words: Turbopump(터보펌프), Real-Propellant Test Facility(실매질 시험설비), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), 액체산소(Liquid Oxygen), 케로신(Kerosene)

1. 서 론

액체로켓엔진에서 터보펌프는 추진제를 가압하여 연소실에 공급하는 역할을 수행하는 동안 시스템 내부에 극저온/고온/고압의 환경이 밀집됨으로써 액체로켓엔진에서 가장 극한환경에 놓이게 되는 핵심구성요소 중에 하나이다. 한공우

* 한국항공우주연구원 추진시험팀

** 충남대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: jsk@kari.re.kr

주연구원(이하 항우연)에서는 민군겸용과제로 2000년 초반 구축이 완료된 10톤급 터보펌프 상사시험설비의 수정/보완과 항우연이 독자적으로 개발한 극저온 펌프 시험설비[1-2]를 통하여 30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프의 개발시험이 이루어져 성공적인 독자모델의 개발을 수행할 수 있었다[3-4]. 이 후, 나로호[KSLV-I]의 연이은 발사실패로 1단 액체로켓엔진의 부재가 지적되고, 한국형발사체[KSLV-II]를 위한 독자적인 엔진개발에 대한 필요성이 급격히 대두되면서 액체로켓엔진의 필수품인 터보펌프의 확보에 대한 시급성이 요구되어졌다. 이러한 대외적인 요구에 따라 항우연 내 터보펌프 상사매질 시험설비는 75톤급 터보펌프 개발을 위한 설비로 탈바꿈하기 위해 대폭적인 개량에 들어가게 되었다.

현재, 항우연 내 터보펌프 상사매질 시험설비는 75톤급 펌프 및 터빈의 단품성능시험과 조립체 성능시험을 수행할 수 있는 설비로 개조되어 있다[5]. 하지만, 10톤급 시험설비에서 개조해 온 시험설비의 한계로 단품의 경우 설계회전수의 50% 회전수와 유사매질을 이용한 조립체 성능시험만이 가능하다. 30톤급 터보펌프의 경우, 실패질 시험을 해외전문기관에서 수행하여 그 성능검증이 이루어졌다[6]. 터보펌프는 반드시 실패질 환경에서 그 성능검증 및 평가가 이루어져야 하기에 실패질 시험설비는 개발과정에서 가장 우선적으로 확보 되어야 할 부분이다.

본 연구에서는 75톤급 터보펌프의 개발을 위한 터보펌프 실패질 시험설비의 설계결과와 이 시험설비에서 주요 서브시스템들의 설계검증에 대한 내용을 소개한다.

2. 터보펌프 실패질 시험설비 구성

2.1 터보펌프 설계조건

총 3단으로 구성될 한국형발사체의 1단에는 75톤급 엔진 4기, 2단에는 75톤급 엔진 1기로 구성된다. 1단과 2단 액체로켓엔진에는 동일한 형태의 터보펌프가 적용되며, 그 설계요구조건을 Table 1에서 제시하였다.

이 터보펌프는 크게 산화제펌프, 연료펌프, 터빈으로 구분되며, 추진제로는 액체산소와 케로신이 사용된다. 조립체는 두 펌프를 스플라인으로 일축선상에 연결된 회전축으로 구성되어 회전수 10,000~11,000rpm의 영역에서 작동된다. 현재 개발 중인 모델(Technology Demonstration Model, TDM)의 형상과 상사매질을 이용한 성능시험을 수행하기 위해 장착된 터보펌프의 모습을 Fig. 1에서 보여주고 있다.

Table 1. Design requirements of the Turbopump

항목	유체	유량	압력	온도	회전수
	kg/s	kg/s	MPa	K	rpm
산화제 펌프	액체 산소	176	8.4+Pin	93	10,000 ~ 11,000
연료펌프	케로신	82	11.0+Pin	288	
터빈	GG가스	12.7	5.8*	900	

*Inlet Pressure

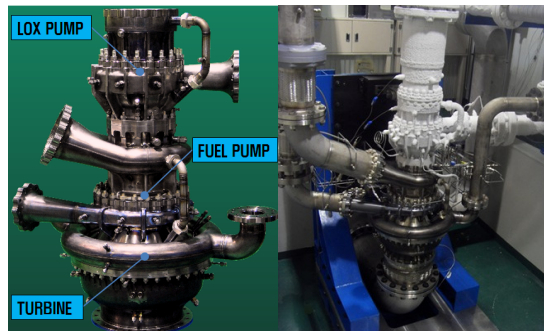


Fig. 1 Turbopump Assembly for a 75-ton Class Liquid Rocket Engine (Technology Demonstration Model)

2.2 시험설비 설계규격

터보펌프 실패질 시험설비의 설계규격은 기본적으로 75톤급 터보펌프 실패질 시험수행을 토대로 선정되었으며, Table 2에 상세한 시험설비의 규격을 나타내고 있다. 한국형발사체의 3단에 적용될 수 있는 5~10톤급 터보펌프의 성능시험이 가능하도록 추가적인 소형 시험스탠드를 포함한다. 75톤급 터보펌프를 기준으로 추진제 공급탱크의 용량은 예상비행시간(약 135초)의 2배인 270초 연속시험을 가능하게 하며, 터보펌프의 구동을 위해 터빈에 공급되는 가스는 공기와 고

순도 알코올(C_2H_5OH , 99.8%ethanol)을 이용한 버너시스템에 의해 생성된 고온가스가 사용된다.

Table 2. Specifications of the Turbopump Test Facility(TPTF)

시스템		규격		
		개별용량	운용압력	수량
테스트	대형	75ton급	-	1
스탠드	소형	5~10ton급	-	1
산화제	공급탱크	70(20 [*])m ³	1.7MPa	1
	회수탱크	70(20 [*])m ³	1.7MPa	1
공급/회수	시스템	주배관	250(100 [*])A	1.5MPa
	주배관	250(100 [*])A	1.5MPa	-
케로신	공급탱크	50	1.7MPa	1
	회수탱크	50	1.7MPa	1
공급/회수	시스템	주배관	200A	1.5MPa
	주배관	200A	1.5MPa	-
고온공기	알코올	6kg/s	8.0MPa	3
	버너		<1100K	
생성	알코올			
	공급탱크	200L	32MPa	3
고압가스	고압공기	320	32.0MPa	3
	제조/공급	압축기	Nm ³ /hr	T _d <-60°C
	저장용기	1.3m ³	32.0MPa	6
시스템	저장용기	1.3m ³	32.0MPa	64

*5~10ton Test Stand

5~10톤급 터보펌프 시험은 75톤급 시험설비에서 추진제 공급라인을 분기시켜 공급하는 방식을 취하며, 산화제 공급/회수부분을 제외한 대부분의 75톤 유공압 시스템을 공유하게 된다. 터보펌프 구동을 위한 알코올 버너는 총 3기로 구성되어 기본적으로 75톤급 터보펌프 성능시험을 위해 2기, 5~10톤급 터보펌프의 성능시험을 위해 1기를 배정한다. 고압공기의 경우는 최대 320기압까지 제조/저장할 수 있는 시스템을 자체적으로 갖추게 되며, 추진제를 가압하기 위한 고압질소의 경우는 공유설비로부터 지원받게 된다.

2.3 유공압 시스템 설계

Figure 2에서는 산화제를 공급/회수 시스템에 대한 그림을 도시하였다. 회수탱크의 추진제를 이용하여 전체배관에 대한 효율적인 사전냉각이 이루어질 수 있도록 라인을 구성하였으며, 배관

냉각 시, 산화제펌프를 우회하여 냉각할 수 있는 추가라인을 설계에 적용하였다. 공급탱크에서 공급되는 추진제는 시험스탠드를 거쳐 회수라인을

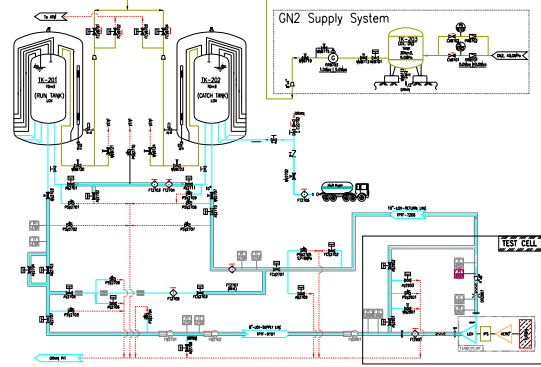


Fig. 2 Schematic of LOX Supply System

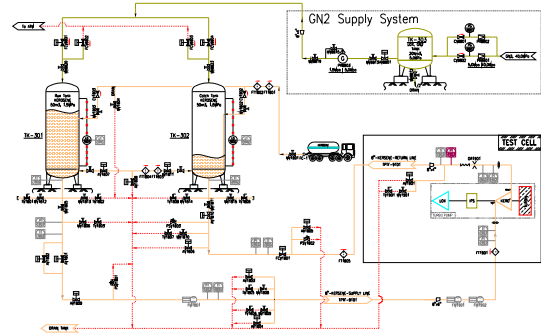


Fig. 3 Schematic of Kerosene Supply System

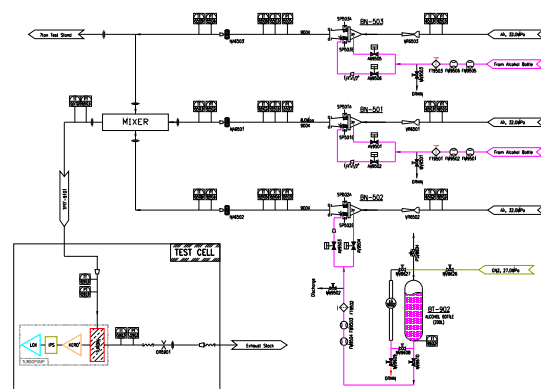


Fig. 4 Schematic of Alcohol Burner System

통하여 전량 회수할 수 있는 시스템으로 구성되었으며, 두 저장탱크의 압력조절은 질소가스에 의해 동시가압과 개별가압을 선택적으로 수행할 수 있도록 시스템 설계가 이루어졌다.

연료펌프를 위한 케로신 공급 및 회수 시스템은 배관 사전냉각 기능을 제외한 산화제 시스템의 구성과 거의 동일한 방법으로 구성된다. Fig. 3에서 나타내고 있는 것처럼 추진제의 가압은 질소공급 시스템에 의해 이루어지며, 두 탱크의 압력제어를 선택적으로 수행할 수 있도록 하였다. 또한, 케로신 시스템에서는 회수탱크에 수집된 추진제를 공급탱크로 전량 이송시켜 재사용함으로써, 추진제의 추가공급이 필요 없다.

Figure 4에서는 터보펌프를 구동시키기 위한 고온공기 생성 시스템에 대한 그림을 도시하였다. 기본적으로 고유량의 상온공기에 소량의 에탄올을 공급하여 희박연소과정을 통해 생성된 고온가스를 터빈에 공급하는 방식이다. 총 3기의 알코올 버너가 설치되어 고유량의 고온가스(최대 18kg/s, 900K 내외)로 75톤급 터보펌프의 설계점 및 탈설계점을 포함한 전 운용영역에 대한 구동력을 생성시킬 수 있도록 하였으며, 필요에 따라 1기는 선택적으로 소형스탠드(5~10톤급)로 공급될 수 있도록 하였다.

3. 시험설비 설계 검증

3.1 추진제 공급 시스템의 유공압 특성 분석

터보펌프 시험과정에서 펌프입구조건을 충족시키기 위해 추진제 공급배관의 특성을 파악하여 적절한 공급탱크의 압력을 조절하는 것은 중요한 시험인자 중에 하나이다. 본 시험설비 설계에서 적용된 구성품에 대한 제조사의 표준 압력손실계수(*pressure loss coefficient, K*)와 Table 1에서 제시한 터보펌프의 설계조건을 기준으로 한 배관유속 및 추진제의 밀도를 적용하여, 공급탱크에서 펌프입구까지의 산화제 및 연료공급라인에 대한 압력손실 예측하였으며, 그 결과를 Eq. 1과 Eq. 2에 나타내었다. 산화제 공급라인은 44kPa, 케로신 공급라인은 32kPa의 압력손실이

예측되어, 공급탱크의 최대 사용압력(1.5MPa)이 공급관의 압력손실을 포함한 펌프입구압력을 충족시키기 위한 운용범위(0.5MPa 내외로 예상)를 충분히 만족시키는 것으로 분석되었다.

$$\begin{aligned} \sum P_{loss} \text{ of LOx Line} &= \sum K \frac{\rho V^2}{2} \\ &= (K_{edge} + K_{gate} + 2K_{ball} + 10K_{elbow} + f(\frac{l}{D_{10''}})) \frac{\rho_{LOx} V_{10''}^2}{2} \\ &= 44kPa \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \sum P_{loss} \text{ of Kerosene Line} &= \sum K \frac{\rho V^2}{2} \\ &= (K_{edge} + 3K_{ball} + 9K_{elbow} + f(\frac{l}{D_{8''}})) \frac{\rho_{kerosene} V_{8''}^2}{2} \\ &= 32kPa \end{aligned} \quad (2)$$

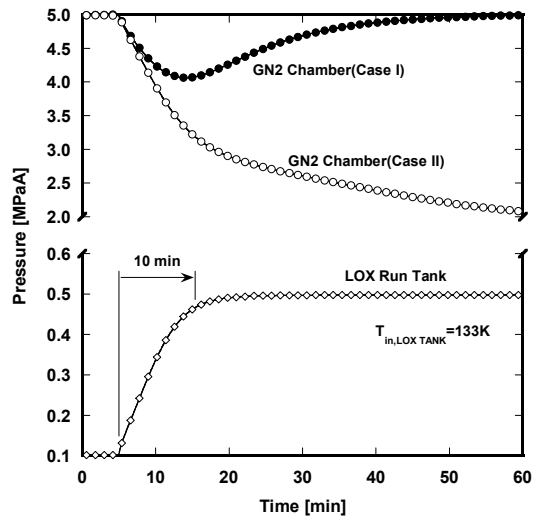


Fig. 5 Comparison of pressure drop of GN2 chambers

펌프의 입구압력을 충족시키기 위해서는 시험과정에서 추진제 공급탱크의 압력이 일정하게 지속되어야 한다. 특히, 액체산소 공급탱크의 경우, 추진제가 소모되면서 내부체적(ullage) 증가와 함께 초저온 환경에 의한 온도효과까지 고려되어야 하기 때문에 가스소모량을 예측하고 그에 따르는 가압챔버의 적절한 규격선택이 요구된다. Fig. 5에서는 초저온의 내부환경(130K 이하)을 가지는 산화제 공급탱크(70m³)를 가압하

는 과정에서 질소가스 공급챔버(30m³)의 상황별 압력변화의 시뮬레이션(AMESim 4.3.0) 예측결과를 보여주고 있다(Fig. 2 참조).

이 결과는 산화제 공급탱크를 요구압력(0.5MPaA 기준)으로 가압하기 위해 소요되는 시간을 10분으로 가정하여 가압챔버의 압력강하와 압력회복특성을 보여주는 것으로서, 공용설비로부터 질소가스(40MPaA, 상온)가 가압챔버에 지속적으로 지원되는 경우(Case I)와 가압챔버의 충전가스로만 공급탱크를 가압하는 경우(Case II)에 대하여 비교한 결과를 보여주고 있다. 산화제 공급탱크의 압력이 설정압력(0.5MPaA)에 도달하는 시점에서 질소가스 가압챔버의 압력이 각각 4.0MPaA(Case I), 3.0MPaA(Case II) 이상의 잔류압력을 보임으로써, 공급탱크 가압 후, 시험 중에 요구되는 공급탱크 보상압력을 위한 챔버의 압력회복에 추가적인 시간지연 없이 바로 시험이 가능할 것으로 판단된다.

3.2 고온공기 생성부 검증시험

터보펌프 실매질 시험설비 구축에서 가장 핵심적인 시스템은 Fig. 4에 도시된 터보펌프의 구동력을 생성시키는 고온공기 생성부이다. 총 3기의 알코올 버너로 구성된 이 시스템에 의해서 최대 유량 18kg/s의 상온 공기를 900K 내외의 고온으로 형성시켜 터빈에 공급하도록 시험설비가 설계되었는데, 시험설비 구축에 앞서 이 고온공기 생성부의 설계검증을 위해 항우연 내의 터보펌프 상사매질 시험설비에 우선 적용되어 그 설계의 타당성을 검증하였다.

상사매질 시험설비에 2기의 버너를 적용하여 증설된 고온공기 생성 시스템의 개략도와 그 설치형상을 Fig. 6에서 보여주고 있다. 시스템 검증을 위해 75톤급 터보펌프 터빈을 대신하는 모사노즐을 설치하여 성능시험을 수행하였으며, 그 결과를 Fig. 7과 Fig. 8에 나타내었다. 병렬로 설치된 2기의 버너를 동시점화 하여 생성된 고온가스는 완전연소 후, 버너하류의 믹서에서 합쳐져 터빈모사노즐에 공급된다. 총 30초 시험시간에서 약 20초 동안 단계별 상승과정을 통하여 75톤급 터빈이 요구하는 최종 유량, 온도 및 압

력을 형성시킨다.

Figure 7에서 시험 후반부 10초(20~30초 구간) 동안 터빈이 요구하는 압력과 온도를 형성시키고 있는 것을 볼 수 있다. 시험종료 전 5초간 평균값(25~30초 구간 평균)을 분석하면 총 유량 12.1kg/s, 터빈입구온도(TIT) 867K, 터빈입구압력 5.18MPaA로 나타난다. Eq. 3에서 터빈의 압력비(pressure ratio, PR)를 20, 고온가스를 고온공기로 대체한 정압비열($C_{P_{air}}$)과 비열비(k)을 적용할 때, 터빈에서의 가용과워(P_{avail})는 6.35MW로 산출된다. 이는 액체질소와 물을 이용한 75톤급 터보펌프의 조립체 상사매질 성능검증에서 실회전수까지 시험 가능한 구동력이다[5].

본 시험을 통하여 고온공기 생성부에 대한 사전 설계검증을 수행할 수 있었다. 75톤급 터보펌프 실매질 시험설비 구축에도 버너 1기를 추가한 유사한 방식이 적용될 예정이며, 성능시험 시설계점 및 탈설계점에서 요구되어지는 구동과워를 생성시킬 수 있을 것으로 보인다.

$$P_{avail} = \dot{m} \times C_{P_{air}} T_{t,in} (1 - PR^{(1-k)/k}) \quad (3)$$

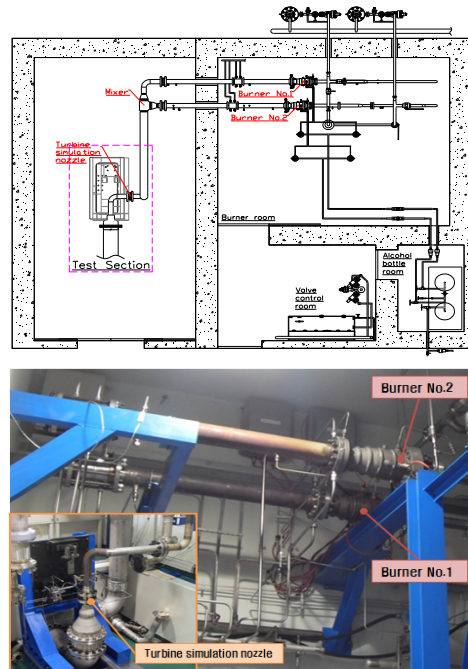


Fig. 6 Air Heating Test Facility with a Multiple Alcohol Burner System

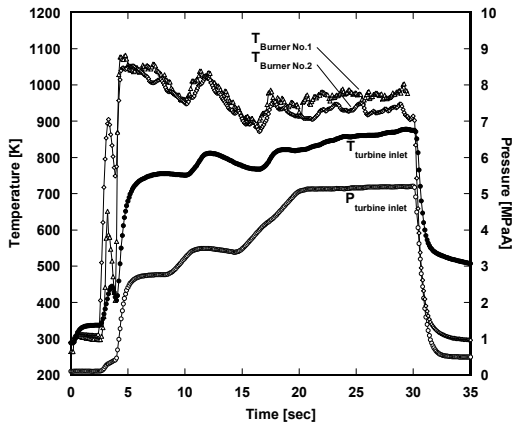


Fig. 7 Temperature & Pressure of hot air

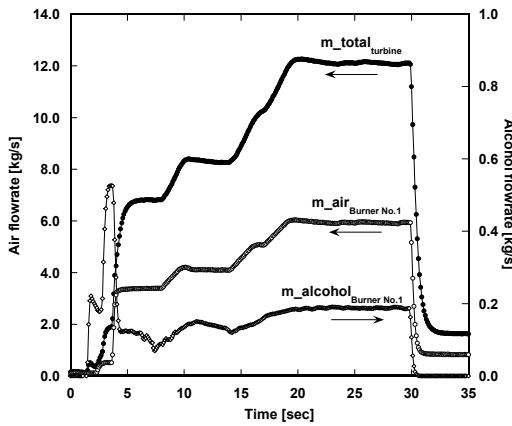


Fig. 8 Flow rate of air and alcohol

4. 결 론

한국형발사체개발을 위해 액체산소와 케로신을 작동유체로 하는 터보펌프 실험설비 구축에 대한 상세설계가 이루어 졌다. 이 실험설비의 설계규격과 서브시스템에 대한 유공압 특성을 요약하고 분석하였으며, 항우연 내 상사매질 실험설비를 이용하여 주요 서브시스템에 대한 설계 타당성을 실험적 방법을 통하여 확인하였다.

1단과 2단 엔진에 공용으로 적용되는 75톤급 터보펌프의 성능평가의 경우는 최대 270초 연속 시험이 가능하며, 3단용 터보펌프의 경우는 최대 600초의 시험시간을 확보할 수 있는 설계가 이루어졌으며, 터보펌프 구동을 위한 다중 알코올 버너 시스템에서는 2기의 버너에 대하여 최대 12kg/s이상의 유량과 터빈이 요구하는 입구압력/온도를 충족시킬 수 있음을 실험적으로 확인할 수 있었다.

본 연구에서 수행된 설계와 검증시험의 결과는 향후 한국형발사체에 적용될 터보펌프의 성능검증 및 성능평가를 위한 실험설비 설계/시공/인수시험과정에서 기본자료로 활용될 수 있을 것으로 사료된다.

참 고 문 헌

1. 김진선, 홍순삼, 김대진, 최창호, 김진한, "액체질소를 이용한 산화제펌프의 극저온 성능 시험," 대한기계학회논문집 B권, 제34권, 제4호, 2010, pp.391-397
2. 강정식, 김진선, 김진한, "극저온 펌프 성능 시험설비의 개발," 유체기계저널, 제7권, 제4호, 2004, pp.47-52
3. 김진한, "국내 터보펌프 개발현황," 한국추진공학회지, 제12권, 제5호, 2008, pp.73-78
4. Kim, J., Hong, S. S., Jeong, E. H., Choi, C. H. and Jeon, S. M., "Development of a Turbopump for a 30 Ton Class Engine," AIAA 2007-5516, 2007
5. 홍순삼, 김진선, 김대진, 김진한, "75톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 조립체의 상사매질 성능시험," 한국추진공학회지, 제15권, 제2호, 2011, pp.56-61
6. 홍순삼, 김대진, 김진선, 김진한, "30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 실험설비," 한국추진공학회지, 제13권, 제3호, 2009, pp.20-26