

30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 실매질시험

홍순삼* · 김대진* · 김진선* · 김진한**

Real-Propellant Test of a Turbopump for a 30-Ton Thrust Level of Liquid Rocket Engine

Soon-Sam Hong* · Dae-Jin Kim* · Jin-Sun Kim* · Jinhan Kim**

ABSTRACT

Turbopump test for a 30-ton-thrust liquid rocket engine was carried out using real-propellant. Liquid oxygen, kerosene, cold hydrogen gas were used for the oxidizer pump, the fuel pump, and the turbine, respectively. The turbopump was reliably operated at the design and off-design conditions and the performance requirements were satisfied, which implies that the turbopump development at the engine subsystem level is successfully accomplished in the point of performance validation. This paper presents the results of a test where the turbopump was run for 75 seconds at three operating modes. In terms of performance characteristics of pumps and turbine, the results of turbopump assembly test using real-propellant showed a good agreement with those of the turbopump component tests using simulant working fluid.

초 록

30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프에 대하여 실매질을 사용하여 성능시험이 이루어졌다. 산화제펌프와 연료펌프에는 각각 액체산소, 케로신의 실매질을 사용하고 터빈에는 고압의 상온 수소가스가 사용되었다. 터보펌프는 설계점과 탈설계점의 전 영역에서 안정적으로 작동하였고 요구되는 성능 조건을 만족시켰으며 이로써 엔진 서브시스템 수준의 터보펌프 개발이 성능 측면에서 검증되었다고 볼 수 있다. 본 논문에서는 단일 운전으로 세 운용점에서 총 75초간 작동된 경우의 시험결과를 소개하였다. 펌프와 터빈의 성능 특성 관점에서 터보펌프 조립체의 실매질 성능시험 결과와 터보펌프 구성품의 상사 성능 시험 결과가 양호하게 일치하였다.

Key Words: Turbopump(터보펌프), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Real-Propellant Test(실매질시험), Oxidizer Pump(산화제펌프), Fuel Pump(연료펌프), Turbine(터빈)

† 2009년 1월 6일 접수 ~ 2009년 4월 23일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀

** 중신회원, 한국항공우주연구원 터보펌프팀
연락처, E-mail: sshong@kari.re.kr

1. 서 론

터보펌프는 액체로켓엔진에서 추진제를 가압

하여 연소실로 공급하는 역할을 한다. 현재 한국 항공우주연구원(이하 항우연)에서는 액체산소와 케로신을 추진제로 하는 가스발생기 사이클의 30톤급 액체로켓엔진에 적용 가능한 터보펌프를 개발하고 있다[1, 2]. 이 터보펌프는 단단 원심형의 산화제펌프와 연료펌프, 그리고 단단 충동형의 터빈으로 구성되어 있으며 한 개의 터빈이 동일 축에 있는 두 개의 터보펌프를 구동하는 형식이다. 터보펌프에서 연소실로 공급되는 추진제의 일부가 가스발생기로 공급되며 여기에서 연소되어 생성된 고온/고압 가스가 터보펌프의 터빈에 공급되어 터보펌프가 작동된다. 본 시험에 사용된 터보펌프가 Fig. 1에 제시되어 있으며 이 사진에는 좌측에서 우측으로 산화제펌프, 연료펌프, 터빈이 배치되어 있다. 산화제펌프와 연료펌프 사이에 IPS(Inter-propellant seal)를 두고 퍼지를 함으로써 산화제와 연료의 접촉이 이루어지지 않도록 하였다.

제작된 터보펌프에 대한 성능시험은 먼저 상사매질을 이용하여 단품시험 및 조립체시험이 이루어진 후 실매질을 이용하여 조립체시험이 이루어진다. 상사매질을 이용한 시험에는 펌프 단품 성능시험, 터빈 단품 성능시험, 조립체 성능시험 등이 있으며 이 시험들은 항우연내의 시험설비를 이용하여 수행된다[1, 2]. 펌프 단품 상사 성능시험에서는 상온의 물을 매질로 하고 전기모터로 펌프를 구동하며 이 시험을 통하여 펌프의 양정-유량 특성, 효율-유량 특성, 캐비테이션 특성, 그리고 축추력특성이 얻어진다[3, 4]. 한편, 터빈 단품 상사 성능시험에서는 상온의 공기를 매질로 하고 터빈 동력은 수력동력계로 측정되며 이 시험을 통하여 터빈 효율 곡선이 터빈 속도비와 압력비의 함수로 얻어진다[5, 6]. 터보펌프 조립체 상사 성능시험에서는 산화제펌프 및 연료펌프에는 상온의 물을 매질로 하고 터빈에는 고온/고압 공기를 매질로 하여 터보펌프 조립체가 정격회전수에서 운전되며 이 시험을 통하여 상사매질에서의 터보펌프 운전의 안전성, 펌프-터빈의 동력 균형 등이 점검된다[7].

본 시험에 사용된 터보펌프의 경우 먼저 상기

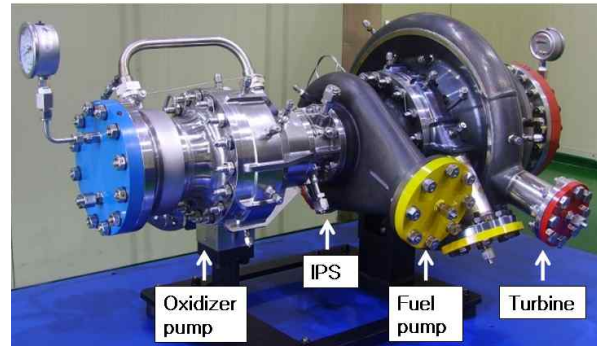


Fig. 1 Turbopump assembly for test

의 단품 및 조립체 상사시험이 이루어졌고 이후 실매질을 사용하여 국외에서 성능시험이 이루어졌다. 본 논문은 이 실매질 성능시험에 대하여 기술한다. 실매질 시험의 목적은 펌프에 실매질을 사용할 때 터보펌프의 수력 및 공력 성능 점검뿐만 아니라 펌프 운전의 안정성 점검, 펌프-터빈 동력균형 점검, 터보펌프 진동 점검, 터보펌프 실(seal) 점검 등을 하는 것이다. 그리고 본 시험에 이어서 터보펌프-가스발생기 폐회로 연계 시험(터보펌프로부터 공급받은 추진제를 가스발생기에서 연소시키고 이 연소가스로 터보펌프를 구동하는 형식)이 성공적으로 이루어졌다[8].

2. 성능시험 설비 및 조건

국내에는 아직 30톤급 터보펌프에 대한 실매질시험을 수행할 용량의 시험설비가 없으며 따라서 실매질시험은 국외에서 수행되었다. 성능시험 설비의 개략도를 Fig. 2에 제시하였다. 펌프 매질로는 실매질, 즉 산화제펌프에는 액체산소를 사용하고 연료펌프에는 케로신을 사용하였고 터빈 매질로는 상온 수소가스를 사용하였다. 질소나 공기를 사용하지 않고 수소로 터빈을 구동한 이유는 수소의 가스상수가 질소나 공기보다 훨씬 커서 설계압력을 넘지 않는 터빈 입구압력에서도(또는 적은 질량유량으로도) 산화제펌프와 연료펌프를 정격 회전수로 구동할 수 있기 때문이다. 수소가스 구동으로 터보펌프 시험을 하는

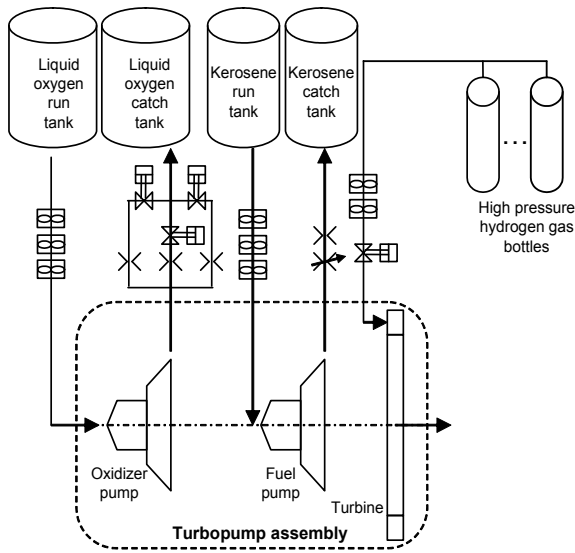


Fig. 2 Schematic of turbopump real-propellant test facility

경우는 액체산소/액체수소 엔진의 터보펌프에서 많이 사용한다[9, 10]. 펌프의 경우 공급탱크로부터 유입된 추진제는 펌프에서 가압된 후 회수탱크로 배출된다. 터빈의 경우 고압 탱크에 저장된 수소가스는 터빈을 구동한 후 터빈 하류 배관을 통하여 외기로 배출되며 안전을 위하여 이 가스는 연소된다. 펌프 주배관의 밸브를 개방한 상태에서 터빈 구동용 수소 가스 공급 밸브를 개방/폐쇄함으로써 터보펌프가 작동/정지된다.

산화제인 액체산소 공급 탱크 용량은 1 MPa, 44 m³(22 m³ × 2)이고 회수 탱크 용량도 1 MPa, 44 m³(22 m³ × 2)이다. 연료인 케로신 공급 탱크 용량은 1 MPa, 20 m³(10 m³ × 2)이고 회수 탱크 용량도 1 MPa, 20 m³(10 m³ × 2)이다. 터빈 구동용 고압 수소의 공급 탱크 용량은 32 MPa, 80 m³(10 m³ × 8)이다. 그리고 각종 밸브 구동, 각종 배관 퍼지, 추진제 탱크 가압 등에 사용되는 질소 가스를 저장하는 탱크의 용량은 32 MPa, 130 m³(10 m³ × 13)이다.

산화제펌프 출구에는 오리피스 3개와 각각의 개폐밸브를 두어 3단계로 유량이 조절되도록 하였다. 연료펌프 출구에는 스톱 밸브를 두어 유량이 연속적으로 조절되도록 하였다. 터빈 상류에는 압력 레귤레이터를 설치하여 터빈 입구 압

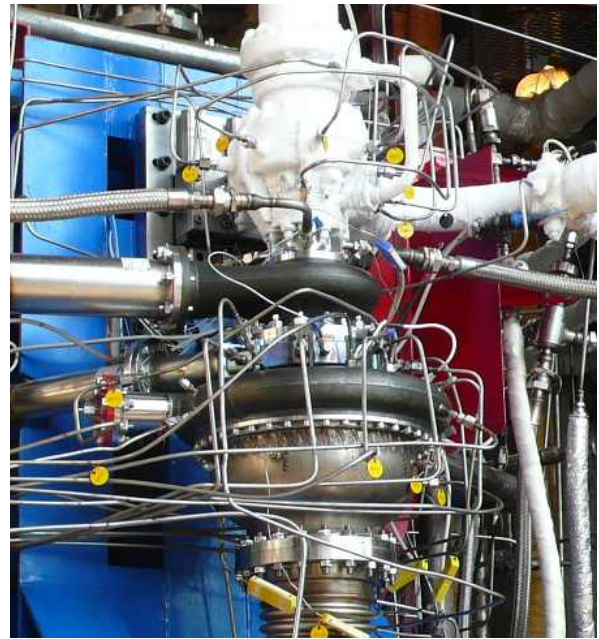


Fig. 3 Turbopump installation for real-propellant test

력이 조절된다.

산화제펌프, 연료펌프, 터빈의 입구와 출구에서 온도 및 압력을 측정한다. 그리고 산화제펌프, 연료펌프, 터빈의 상류에는 유량계를 설치하여 체적유량을 측정하며 유량계 직후에서 유체의 온도와 압력을 측정하여 질량 유량을 계산한다. 안정적인 유량 측정을 위하여 산화제펌프와 연료펌프에는 터빈 유량계 3개를 직렬로 설치하였고 터빈 상류에는 터빈 유량계 2개를 직렬로 설치하였다.

시험 후 터보펌프 상태를 Fig. 3에 제시하였는데 산화제펌프 외부에는 성애가 관찰된다. 그림에서 터보펌프는 세로로 세워져있고 위쪽에 산화제펌프 입구가, 아래쪽에 터빈 출구가, 좌측에 연료펌프 입구 배관과 출구 배관이, 우측에 산화제펌프 출구 배관과 터빈 입구 배관이 연결되어 있다.

개발 중인 터보펌프의 설계조건(NC)을 Table 1에 제시하였으며, 30톤급 엔진 개발/인증에 필요한 엔진 운용 영역과 이에 따른 터보펌프 운용점을 Table 2에 제시하였다. 터보펌프는 설계점(NC) 및 4개 탈설계점(OD1, OD2, OD3, OD4)에서 안정적으로 작동하는 것이 검증되어야 한

Table 1. Nominal condition (NC) of turbopump operation

Item	Unit	Oxidizer pump	Fuel pump	Turbine
Flow rate	kg/s	64.0	28.5	4.2
Inlet pressure	MPa	0.48	0.28	4.9
Outlet pressure	MPa	9.6	14.4	0.35
Inlet temperature	K	95	288	900
Rotational speed	rpm	19,410		

Table 2. Operating points of engine and turbopump (normalized by NC)

Item	NC	OD1	OD2	OD3	OD4
Engine mixture ratio	1.00	0.92	1.08	1.07	0.92
Pressure of main combustion chamber	1.00	0.95	0.95	1.05	1.05
Rotational speed of turbopump	1.00	0.95	0.98	1.06	1.02
Mass flow rate of oxidizer pump	1.00	0.92	0.98	1.09	1.02
Mass flow rate of fuel pump	1.00	1.00	0.91	1.02	1.11
Discharge pressure of oxidizer pump	1.00	0.91	0.96	1.10	1.05
Discharge pressure of fuel pump	1.00	0.89	0.98	1.13	1.02

다. 따라서 터보펌프 실매질시험에서는 모두 5개 운용점(NC, OD1, OD2, OD3, OD4)에서 운전되었다.

Table 3에 터보펌프 실매질시험 내역을 제시하였다. 처음에는 산화제펌프가 극저온 환경에서 정상적으로 작동하는 것을 확인하기 위하여 액체산소 대신에 액체질소를 매질로 하여 정격 회전수에서 시험하였다. 이후 산화제펌프에 액체산소, 연료펌프에 케로신, 터빈에 상온 수소가스를 매질로 하여 터보펌프를 5회 시험하였으며 본 논문에서는 그 중에서 단일 시험 중 운용점 3개에 대하여 총 75초간 운전된 경우에 대하여 기술한다(Table 3의 Test No. 4). 참고로 Test No.

Table 3. Real-propellant tests of turbopump

Test No.	Oxidizer pump medium	Fuel pump medium	Turbine medium	Operating point	Test time [sec]
1	LN2*	kerosene	GH2***	NC	60
2	LOX**	kerosene	GH2	NC	50
3	LOX	kerosene	GH2	OD1	75
				OD2	
				NC	
4	LOX	kerosene	GH2	NC	75
				OD4	
				OD3	
5	LOX	kerosene	GH2	NC	25
6	LOX	kerosene	GH2	NC	25

*liquid nitrogen, **liquid oxygen, ***gas hydrogen

5~6에서는 가스발생기 시동을 모사하기 위한 시험이 이루어졌다.

3. 성능시험 결과

모든 운용점에서 터보펌프가 안정적으로 작동되었으며 특히 터보펌프 안정성에서 중요한 터보펌프 진동 및 기밀작용이 매우 양호한 특성을 보였다.

3.1 주요 측정량

세 운용점에서 운전되었으며 각 운용점에서 약 25초씩 운전되어 총 75초간 운전되었다. 시간에 따른 터보펌프 회전수, 산화제펌프 유량, 연료펌프 유량을 Fig. 4에 제시하였으며 운용점 변경에 따라서 이 측정량들의 값이 변화하는 것이 관찰된다. 연료펌프 유량이 Time=25~30 sec 및 Time=50~58 sec에서 천천히 변화하는 것은 연료펌프 출구의 스톱 위치변경 속도가 느리기 때문이다.

시험 중 운용점 변경 순서 및 후반부 15초간 (Time=9~24 sec, 34~49 sec, 59~74 sec) 평균

Table 4. Operating points and rotational speed of tests

Operating point	Time (sec)	Rotational speed (rpm)
NC	0~25	19,490
OD4	25~50	19,670
OD3	50~75	20,235

된 터보펌프 회전수를 Table 4에 제시하였다. 본 터보펌프의 경우 정격 운용점의 회전수는 19,410 rpm이다. 운용점이 변경되면 터빈구동용 수소 압력, 산화제펌프 출구의 개방 오리피스, 연료펌프 출구의 스톱플 등이 동시에 변경되기 시작한다. 터빈구동용 수소 압력은 NC→OD4→OD3로 가면서 수소 압력이 증가한다. 산화제펌프의 경우 NC과 OD4에서는 오리피스 개방량이 동일하고 OD3에서는 오리피스 1개를 추가로 개방한다. 연료펌프의 경우 NC→OD4에는 스톱플 개도가 증가하고 OD4→OD3에는 스톱플 개도가 감소한다. 터빈구동용 수소 압력 변경 및 산화제펌프 개방오리피스 변경에는 1 초 미만의 시간이 소요되었고 연료펌프 스톱플 변경에는 NC→OD4의 경우 약 5초, OD4→OD3의 경우 약 8초가 소요되었다. 실제 비행에서는 가스발생기의 작동 불안정 이외에는 Fig. 4의 Time=25 sec, 50 sec에서와 같은 급격한 모드변화는 없을 것으로 보이지만 본 터보펌프는 이러한 변화에도 모두 안정적으로 작동하였다.

시간에 따른 연료펌프 출구 압력, 산화제펌프 출구 압력, 터빈 입구 압력을 Fig. 5에 제시하였으며 운용점 변경에 따라서 이 측정량들의 값이 변화하는 것이 관찰된다. 시간에 따른 연료펌프와 산화제펌프의 출구 및 입구의 추진제 온도를 Fig. 6에 제시하였다. OD3에서 평균값 기준으로 연료펌프의 출구와 입구의 온도 차이는 7.2K, 산화제펌프의 경우 4.1K로 나타났다.

3.2 단품 성능시험과 조립체 시험의 비교

펌프 단품 성능 시험 결과와 본 시험의 터보

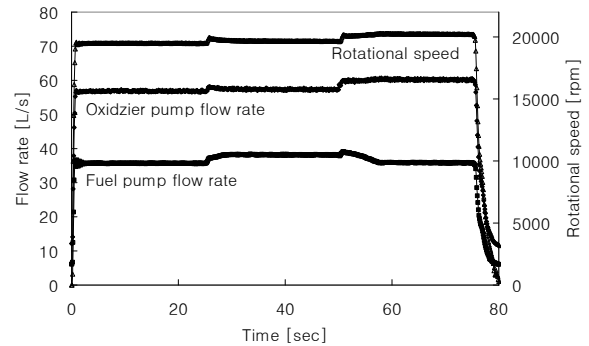


Fig. 4 Rotational speed and pump flow rate

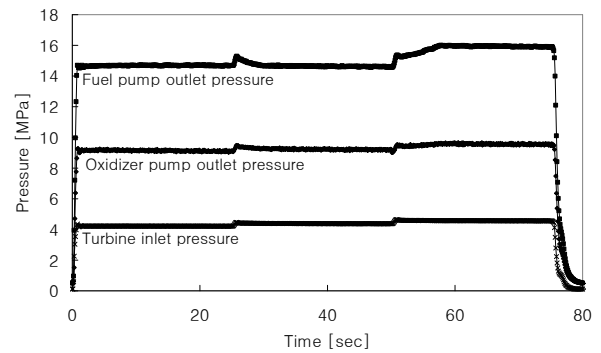


Fig. 5 Pressure at pump outlet and turbine inlet

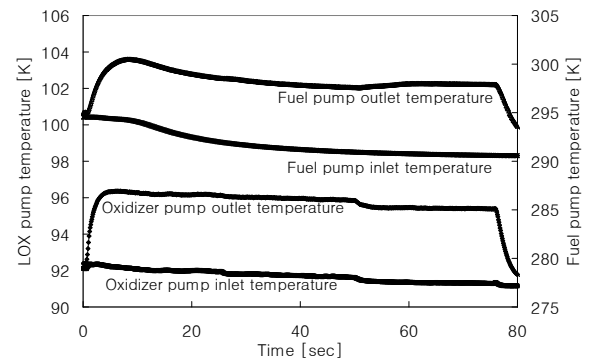


Fig. 6 Temperature at pumps

펌프 조립체 시험 결과를 비교하여 펌프의 양정 계수-유량계수 형태로 Fig. 7에 제시하였다. 펌프 단품 시험은 상온의 물을 매질로 하고 전기모터로 펌프를 구동하였으며 시험 회전수는 약 10,000 rpm 내외로 하였다. Fig. 7에서 펌프 단품시험 결과는 선으로 표시하였고, 터보펌프 조립체 시험 결과는 기호로 표시하였으며 각 펌프

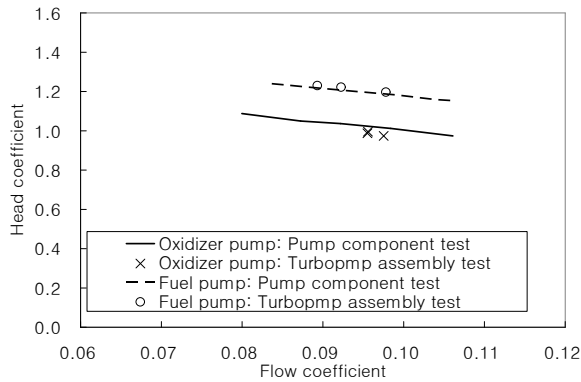


Fig. 7 Head coefficient vs. flow coefficient of pumps

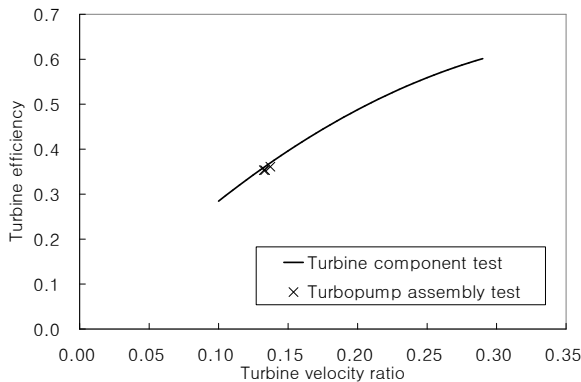


Fig. 8 Efficiency vs. velocity ratio of turbine

에서 세 개의 운용점이 표시된다. Fig. 7을 보면 각 펌프에서 단품시험과 조립체 시험의 두 결과가 양호하게 일치하는 것을 알 수 있다. 연료펌프의 경우 동일한 유량계수에서 조립체시험의 양정계수가 단품시험의 양정계수에 비하여 약 1% 더 높으며 산화제펌프의 경우 조립체시험의 양정계수가 단품시험의 양정계수에 비하여 약 3% 더 낮았다. 극저온 매질에서 운전되는 경우는 물에서 운전되는 경우에 비하여 동일한 유량에서 펌프 양정이 약간 감소한다고 알려져 있으며 이는 두 매질의 점성계수 차이로 인한 체적 효율 차이 때문에 발생한다. 양정계수와 유량계수는 펌프 양정과 유량의 무차원 값으로서 다음과 같이 정의된다.

$$\text{Head coefficient} = \frac{H}{u_{2t}^2/2g} \quad (1)$$

$$\text{Flow coefficient} = Q/A_1 u_{1t} \quad (2)$$

여기서 H 는 펌프 양정, u_{2t} 는 임펠러 출구의 팁 속도, Q 는 펌프 체적유량, A_1 은 인듀서 입구에서 허브와 팁 사이의 유로 면적, u_{1t} 는 인듀서 입구에서 팁 속도이다.

터빈 단품 시험 결과와 본 시험의 조립체 시험 결과를 터빈의 효율-속도비 형태로 Fig. 8에 제시하였다. 터빈 단품 시험은 상온의 공기를 매질로 하고 수력동력계로 터빈에서 생성되는 동력을 측정하며 시험 회전수를 약 10,000 rpm 내외로 하였다. 터빈 단품 시험을 통하여 터빈의 속도비와 압력비의 함수로 터빈 효율을 얻을 수 있다. 이 터빈 효율을 Fig. 8에 선으로 표시하였으며 이 때 터빈 압력비는 본 조립체 시험 결과를 사용하였다. 한편 본 시험의 조립체 시험에서 펌프에 소요되는 동력을 본 시험의 터빈 단품 동력으로 나누어 얻은 값이 Fig. 8에 기호 세 개로 표시된 조립체 시험의 터빈 효율이다. Fig. 8을 보면 터빈의 조립체 시험 효율이 단품 시험 효율에 비하여 상대적으로 약 2% 낮다. 터빈 단품시험에서 얻은 터빈 효율식을 조립체 시험에 그대로 적용가능 하다고 가정하면 이 2% 차이는 기계적 손실로 볼 수 있을 것이다.

본 조립체 시험 결과와 펌프 및 터빈의 단품 성능시험 결과를 비교할 때 펌프의 경우 양정계수 차이가 1~3%, 터빈의 경우 터빈 효율 차이가 상대적으로 약 2%로 나타났으며 이로부터 두 시험결과가 성능특성 관점에서 잘 일치한다고 할 수 있을 것이다.

4. 결 론

개발 중인 터보펌프 조립체에 대하여 산화제 펌프에는 액체산소, 연료펌프에는 케로신을 사용한 실매질 시험이 이루어졌다.

터보펌프는 설계점과 탈설계점의 전 영역에서 안정적으로 작동하였고 요구되는 성능 조건을 만족시켰다. 본 논문에서 소개된 시험에서는 1회의 운

전에서 운용점을 3가지로 변경하며 터보펌프가 75초간 운전되었다. 터보펌프 조립체의 실매질 시험 결과와 기존에 상사매질에서 수행되었던 펌프와 터빈의 단품성능시험 결과를 비교할 때, 펌프의 경우 양정계수가 1~3%의 차이가 있었고 터빈 효율의 경우 상대적으로 약 2%의 차이가 있었으며 이 결과는 상사매질 시험 결과와 실매질 시험 결과가 성능특성 관점에서 잘 일치한다고 할 수 있다.

본 시험을 통하여 우리나라의 액체로켓엔진 개발에 있어 큰 장벽을 넘는 결과를 얻었다고 판단된다.

참 고 문 헌

1. 김진한, 홍순삼, 정은환, 최창호, 전성민, "30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발현황," 제25회 한국추진공학회 추계학술발표대회 논문집, 2005, pp.375-383
2. Kim, J., Hong, S. S., Jeong, E. H., Choi, C. H., Jeon, S. M., "Development of a Turbopump for a 30 Ton Class Engine," Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH., 2007, AIAA 2007-5516
3. 김대진, 홍순삼, 최창호, 김진한, "로켓엔진용 산화제펌프의 수류시험," 제4회 한국유체공학학술대회 논문집, 2006, pp.523-526
4. 홍순삼, 김대진, 김진선, 최창호, 김진한, "터보펌프의 수력 성능시험," 한국추진공학회지, 제10권, 제1호, 2006, pp.18-22
5. 정은환, 김진한, "충동형 터빈에 대한 시험적 고찰," 유체기계저널, 제8권, 제6호, 2005, pp.26-32
6. 정은환, 박편구, 김진한, "초음속 충동형 축류터빈의 부분분사비 효과에 대한 실험적 연구," 한국추진공학회지, 제11권, 제4호, 2007, pp.59-66
7. 홍순삼, 김대진, 김진선, 김진한, "액체로켓용 터보펌프의 고온 성능시험," 제8회 우주발사체기술 심포지움, 2007, pp.56-60
8. 김승한, 남창호, 김철웅, 문윤완, 설우석, "터보펌프+가스발생기 폐회로 연계시험," 제31회 한국추진공학회 추계학술발표대회 논문집, 2008, pp.192-132
9. Takida, J., Yoshikawa, K., Ogawara, A., Atsumi, M., Miyagawa, K., Kobayashi, K., Miyawaki, T., "Development of High Performance Oxidizer Turbo-pump," Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH., 2007, AIAA 2007-5509
10. Kinefuchi, K., Uchiumi, M., Inoue, M., Hirata, K., "LE-7A FTP Full Load Cold Run," Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Kitakyushu, Japan, 2005, AJCPP2005-22033