

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.2.065>

## 7톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 조립체 성능시험

곽현덕<sup>a</sup> · 김대진<sup>a</sup> · 김진선<sup>a</sup> · 김진한<sup>a</sup> · 노준구<sup>a</sup> · 박편구<sup>a</sup> · 배준환<sup>a</sup> · 신주현<sup>a</sup> ·  
윤석환<sup>a</sup> · 이항기<sup>a</sup> · 전성민<sup>a</sup> · 정은환<sup>a,\*</sup> · 최창호<sup>a</sup> · 홍순삼<sup>a</sup> · 김성룡<sup>b</sup> · 김승한<sup>b</sup> · 한영민<sup>b</sup>

### Performance Test of a 7 tonf Liquid Rocket Engine Turbopump

Hyun Duck Kwak<sup>a</sup> · Dae-Jin Kim<sup>a</sup> · Jin-Sun Kim<sup>a</sup> · Jinhan Kim<sup>a</sup> · Jun-Gu Noh<sup>a</sup> ·  
Pyun-Goo Park<sup>a</sup> · Jun-Hwan Bae<sup>a</sup> · Ju-Hyun Shin<sup>a</sup> · Suck-Hwan Yoon<sup>a</sup> ·  
Hanggi Lee<sup>a</sup> · Seong-Min Jeon<sup>a</sup> · Eunhwan Jeong<sup>a,\*</sup> · Chang-Ho Choi<sup>a</sup> ·  
Soon-Sam Hong<sup>a</sup> · Seong-Lyong Kim<sup>b</sup> · Seung-Han Kim<sup>b</sup> · Yeong-Min Han<sup>b</sup>

<sup>a</sup>Turbopump Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

<sup>b</sup>Propulsion Test and Evaluation Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [jeh@kari.re.kr](mailto:jeh@kari.re.kr)

#### ABSTRACT

Performance tests of a turbopump for the developing 7-tonf liquid rocket engine were conducted. The performance of turbopump components and their power matching were measured and examined firstly under the LN2 and water environment. In the real propellant(LOX and kerosene) environment tests, design and off-design performances of turbopump were fully verified. During the off-design tests, turbopump running time was set the same as engine operating time and pump inlet pressure were set lower than nominal operating value in order to investigate pump suction capability. It has been verified that subject turbopump satisfies required performance - flow rate, head, suction performance and operational time - in the operating regime of developing liquid rocket engine.

#### 초 록

7톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발 시제에 대한 조립체 성능시험이 수행되었다. LN2와 물이 적용된 상사매질 조립체 시험을 통해 터보펌프 단품 간 출력 매칭 및 조립체 레벨에서의 수력/공력 성능 검증이 선행되었으며 LOX와 케로신의 실제 운용 환경의 실매질 시험에서는 터보펌프의 설계점, 탈설계점 성능 검증시험이 이루어졌다. 탈설계시험은 엔진의 운용시간을 적용하여 이루어졌으며 펌프의 흡입성능 검증을 병행하였다. 개발된 7톤급 액체로켓용 터보펌프는 엔진운용영역에서 유량, 양정, 흡입성능, 그리고 운용시간의 요구규격을 만족시키는 것으로 확인되었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Turbopump(터보펌프), Performance Test(성능시험), Kerosene(케로신), LOX(액체산소)

Received 27 December 2014 / Revised 8 March 2015 / Accepted 13 March 2015

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 추계학술대회(2014. 12. 17-19,

강원랜드 호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

#### Nomenclature

$N_s$  : specific speed,  $NQ^{0.5}/H^{0.75}$

$N$	: rotational speed, rpm
$Q$	: volume flow rate
$H$	: head
$\phi_d$	: design flow coefficient, $\phi = Q/Au_{1t}$
$\psi_d$	: design head coefficient, $\psi = 2gH/u_{2t}^2$
$A$	: pump inlet area
$u_{1t}$	: inducer tip velocity
$u_{2t}$	: impeller tip velocity
$\sigma$	: cavitation number, $2gNPSH/u_{1t}^2$
$NPSH$	: net positive suction head
$TIT$	: turbine inlet temperature
$TIP$	: turbine inlet pressure
$PR$	: pressure ratio
$u/c_{ad}$	: turbine velocity ratio

## 1. 서 론

현재 한국항공우주연구원에서는 한국형발사체 3단에 적용될 7톤급 액체로켓엔진이 개발중이다. 엔진은 가스발생기 사이클을 채택하고 있으며 진공비추력 325 초를 성능목표로 한다. 터보펌프(TP)는 엔진의 주요 구성품으로 발사체 추진제 탱크에서 공급된 저압의 액체산소 및 케로신을 100 bar 전후의 높은 압력으로 승압시켜 연소기로 공급하는 터보기계이다. 7톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발은 항공우주연구원에서도 개발된 30톤 및 75톤급 액체로켓엔진용 터보펌프에 대한 설계/제작/시험의 경험[1-4]을 바탕으로 진행되었다. 터보펌프는 원심형 산화제펌프와 연료펌프가 스플라인 축을 통해 동일회전수로 초음속 충동형 터빈에 의해 구동되는 구조를 갖고 있는데 성능 뿐 아니라, 경량화, 운용 신뢰도 제고[5-7]등에 많은 노력이 이루어졌다.

7톤급 액체로켓엔진용 터보펌프는 2011년 초, 설계조건 검토를 시작하여, 레이아웃 설계, 구성품 설계 규격 확정, 3차원 형상설계, 그리고 상세설계 완료 및 제작 착수등의 일련의 과정을 거쳐 2013년 여름, 초도 제작품에 대한 구성품 성능시험이 이루어졌다. 구성품 성능시험 완료 후, DM#1 조립체의 상사매질 성능시험을 수행

하였으며 본격적인 검증시험인 실매질 시험은 2014년 중반에 시작되었다. 실매질 시험에서는 개발된 터보펌프의 설계점, 탈설계점 및 흡입 성능의 다양한 검증이 이루어졌다.

DM#1의 구성품시험결과와 구조적 안정성 향상을 위한 형상/제작공정을 반영한 터보펌프 설계변경이 병행되어 2013년 말 완료되었으며 엔진개발모델(EDM#1)의 제작에 적용되었다. 제작 완료된 개발품에 대한 구성품 성능시험은 2014년 여름에 시작되었고, 연이어 상사매질 조립체 시험, 그리고 실매질 설계성능 및 흡입성능시험을 2014년 말에 완료하였다.

단품 성능시험[7-9]과 조립체시험을 통해 터보펌프는 엔진요구 규격을 만족시키기가 확인되었다. 본 논문에는이에 대한 시험결과를 정리하였다.

## 2. 7톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 및 시험설비

개발대상 7톤급 액체로켓엔진 터보펌프의 비속도, 유량계수, 양정계수, 그리고 터빈 비출력등 시험을 통해 검증된 주요 설계변수들은 Table 1 과 같다.

Fig. 1은 터보펌프 상사매질 성능시험설비 개략도이다. 산화제펌프는 액체질소(LN2), 연료펌프는 물을 작동매질로 이용한다. 펌프의 입구압력은 LN2와 물탱크의 가압량으로 조절하여 펌프의 흡입성능을 관찰할 수 있으며 펌프 출구에 오리피스를 설치하여 펌프 유량비를 조절한다. 터보펌프의 회전수는 터빈에 공급되는 공기의

Table 1. 7 tonf turbopump design point performance.

parameters	unit	LOX pump	Fuel Pump
$N_s$	-	163.1[8]	79.8[8]
$\phi_d$	-	0.0721 <sup>1</sup> /0.0737 <sup>2</sup>	0.0620
$\psi_d$	-	1.080 <sup>1</sup> /1.099 <sup>2</sup>	1.233
$\sigma^3$	-	0.043	0.062
Specific Work <sup>4</sup>	kJ/kg	309	

1 DM#1, 2 EDM#1(Fuel pump is the same for DM/EDM)

3 Test verified minimum. value

4 ( $\Sigma$ pump power) $\div$ (turbine air mass flow rate at 900 K)

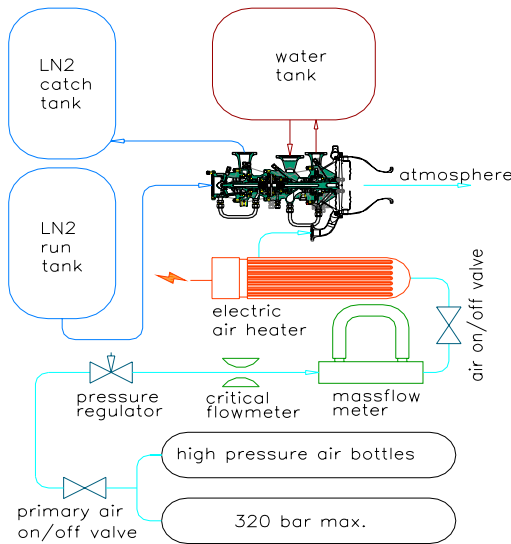


Fig. 1 Schematics of TP similarity test facility.

압력(레귤레이터)과 온도(전기히터) 조절을 통해 이루어지는데 3 ~ 8 MPa, 290 ~ 360 K 범위에서 이루어졌다.

실매질시험 설비의 개략적인 기능은 상사매질 성능시험설비와 유사하다. 실매질 시험설비는 Fig. 1에서 액체질소(LN2) 대신 액체산소(LOX)를, 물(water) 대신 케로신을 사용하며, 케로신 라인에는 LOX 라인과 같이 독립적인 Run, Catch 탱크를 갖도록 하였다. 고압공기는 전기히터가 아닌 알콜버너로 가열되어 터빈으로 공급된다. 알콜버너는 점화된 상태에서 8 MPa 전후로 연소압력이 고정되며 온도는 800 ~ 900 K 수준으로 유지된다. 이에 따라 터보펌프 터빈의 입구조건이 고정되어 터보펌프의 최대회전수는 터빈 배압을 통해 조절하였다.

### 3. 터보펌프 조립체 성능시험

#### 3.1 상사매질 조립체 성능시험

상사매질 조립체 성능시험은 실매질 성능검증 전 단계의 시험으로 계획되었다. 조립체 시험에 앞서 수행된 펌프 및 터빈 단품 성능시험에서 확인되지 않는 터보펌프 조립성 점검, 단품 간

출력 매칭 및 조립체 레벨에서의 목표 수력/공력 성능 만족여부, 진동특성 확인, IPS(Inter Propellant Seal)/MFS(Mechanical Face Seal) 기능검증, 베어링 냉각 및 IPS 퍼지 특성 확인 등 다양한 의미와 목적하에 시험이 수행되었다.

DM#1 터보펌프 조립체 시험은 개발 초도품의 첫 번째 시험이었으며, 이에 시험조건을 다소 보수적으로 결정하였다. 물의 밀도가 케로신에 비해 크기 때문에 연료펌프 기준, 설계 토출압력은 설계회전수의 약 89% 수준에서 구현이 가능하였고 이 값은 처음 두 시험(Table 2, test1s, test2s 참조)의 목표 회전수가 되었다. 펌프입구 압력은 캐비테이션수 기준 0.2를 상회하도록 설정하여 캐비테이션 마진을 크게 하였다. 시험에서는 연료펌프의 유량비가 다소 낮게 형성되어 터보펌프의 매칭 회전수가 높게 형성되었지만 측정된 유량, 회전수, 그리고 양정(Head)은 구성품 시험 결과와 일치하였으며 펌프-터빈 출력 매칭도 구성품시험 효율을 이용한 환산값 기준, 5% 이내의 편차를 보였다.

EDM#1 터보펌프 시험은 DM#1시험에서 한 걸음 더 나아가 설계회전수 근방에서 설계유량비 성능시험이 이루어졌으며(Table 2, test3s, test4s 참조) 엔진의 탈설계운용 영역을 고려한 산화제 저유량비-연료 고유량비 (Table 2, test5s 참조) 조합, 산화제 고유량비-연료 저유량비 (Table 2, test6s 참조) 조합의 탈설계점 펌프 작동성 검증도 이루어졌다. 매질의 밀도로 인해 연료펌프 출구 압력은 설계운용 압력보다 30% 가량 높은 압력이 형성되었음에도 터보펌프는 안정적으로 작동하였다. EDM#1 성능시험에서는 펌프 입구압력을 DM#1시험에 비해 낮게 하였는데, test4s ~ 6s의 경우 펌프의 상시 운용 조건(nominal operating condition)에 비해 낮은 압력에서 시험이 수행되어 수력성과 동시에 펌프 흡입성능을 평가할 수 있었다. EDM#1 터보펌프 시험은 DM#1 시험과 마찬가지로 모든 운용점에서 구성품시험과 일치하는 결과를 보여주었으며 설계변경 목적에 상응하는 유량 및 양정특성을 보여주었다.

Fig. 2는 EDM#1 터보펌프의 상사매질 성능

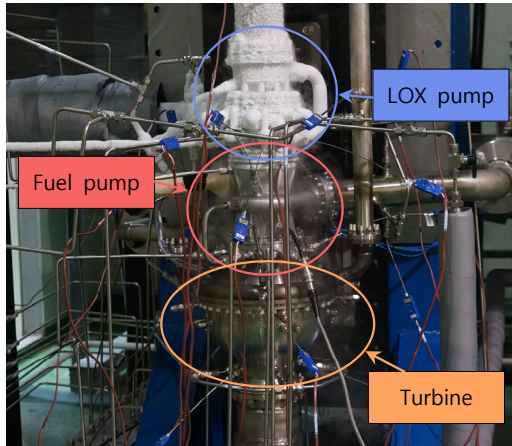


Fig. 2 EDM#1 TP assembly similarity test.

Table 2. TP assembly similarity test results.

Parameters	DM#1		EDM#1				
	test1s	test2s	test3s	tes4s	test5s	test6s	
Speed <sup>1</sup> , %	75	93.1	101.5	100.1	100.5	101.2	
Duration, sec	90	150	150	300	90	120	
L <sup>3</sup>	Medium	LN2	LN2	LN2	LN2	LN2	LN2
	$\sigma_{LOX}$	0.209	0.127	0.089	0.072	0.059	0.063
	$\phi$	0.0753	0.0751	0.0727	0.0726	0.0670	0.0800
	$\psi$	1.060	1.056	1.103	1.103	1.127	1.060
F <sup>3</sup>	Medium	water	water	water	water	water	water
	$\sigma_{fuel}$	0.222	0.138	0.138	0.095	0.091	0.097
	$\phi$	0.0559	0.0557	0.0622	0.0620	0.0674	0.0556
	$\psi$	1.256	1.266	1.237	1.238	1.191	1.277
T <sup>3</sup>	TIT, K	290.2	330.9	341.1	355.9	342.9	352.8
	TIP, MPa	3.58	5.56	8.04	7.63	7.78	7.5
	PR	34.5	53.2	73.1	70.5	70.7	69.4
	pwr ratio <sup>2</sup>	1.038	1.050	1.014	1.010	1.021	1.037

1 Measured max. speed divided by design speed  
 2  $\Sigma(Q \times \Delta p / \text{efficiency})_{\text{pump}} = (\text{massflow} \times \text{adiabatic work} \times \text{efficiency})_{\text{turbine}}$ , efficiency from component test  
 3 L : LOX pump, F : Fuel pump, T : Turbine

시험 직후의 모습이며 Fig. 3에는 성능시험 중 test6s의 측정 회전수, 양정계수, 유량비, 캐비테이션수, 그리고 터빈성능 관련 특성값(유량, 효율, 속도비, 압력비)을 차례로 나타내었다.

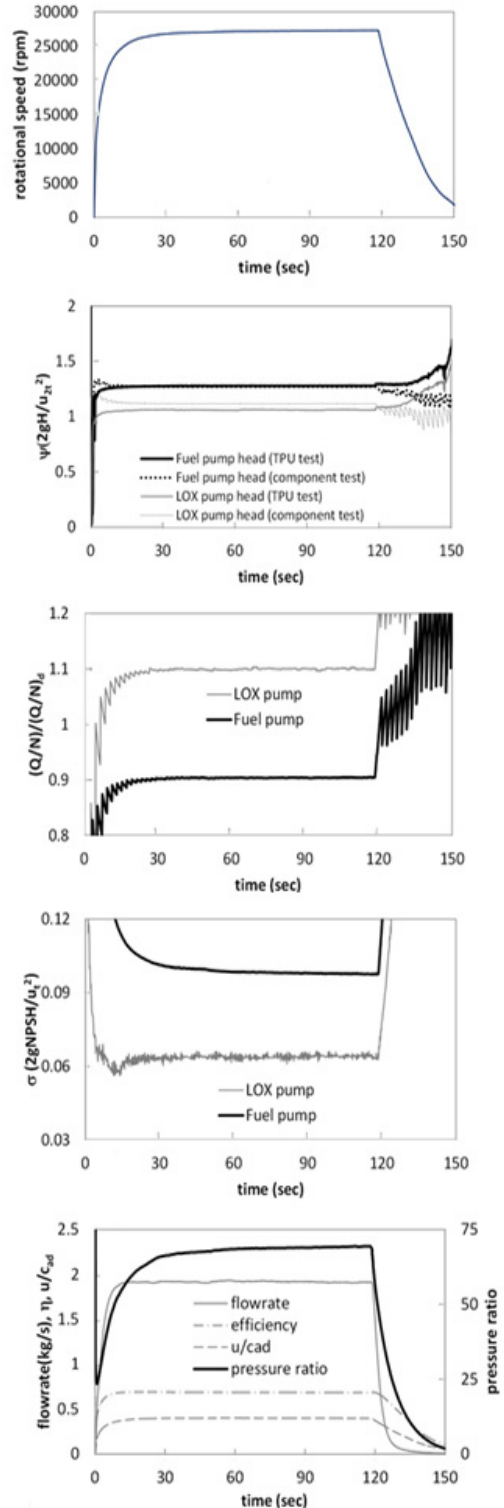


Fig. 3 EDM#1, test6s measured data.

상사매질 시험에서 특이한 진동특성은 발견되지 않았으며 각 주파수 영역별 진동특성을 파악하여 실매질 시험 분석의 기초 자료를 확보하였다. 또한 IPS 헬름 퍼지량 및 누설특성, 베어링 냉각특성의 정량화가 이루어졌다.

### 3.2 실매질 성능시험

국내 최초로 건립된 터보펌프 실매질 시험 설비에서 7톤급 액체로켓엔진 터보펌프의 검증이 진행되었다. DM#1을 적용한 첫번째 실매질 시험(Table 3, test1r 참조)은 설비 검증 및 터보펌프 상태확인을 위해 상사매질시험과 유사한 방식으로 저속 회전수로 설정하여 수행하였고 안전을 고려하여 LOX 대신 LN2를 사용하였다. 저속시험은 연료 유량이 고유량 영역에서 운용된 점을 제외하면 준비에서 종료까지 목표한 대로 진행되었고 단품시험 및 상사매질 조립체 시험과 잘 일치하는 결과를 보였다. 터보펌프 구동은 324초간 이루어졌으며 설계회전수의 78% 수준에서 운용되었다. 연료라인 가압시점부터 시험종료까지 IPS를 통한 연료누설은 1.75 cc/sec로 양호하게 나타났다.

설계 유량비, 설계회전수 운용을 목표로 한 고속시험(Table 3, test2r 참조)은 펌프출구 오리피스 설정오류로 인해 저유량 영역(산화제, 연료펌프 각각 설계유량비의 86, 88%)에서 운용되었다. 이로 인해 터보펌프는 최대회전수 예상값을 크게 초과하여 118% 설계회전수에서 비상정지 되었다. 높은 회전수로 인해 산화제 펌프의 캐비테이션수는 0.05를 기록하여 상사매질 조립체 시험보다 열악한 흡입환경에서 작동하였으며 연료펌프 출구압력은 17 MPa에 이르렀지만(정상 운용값의 145% 수준) 터보펌프 조립체의 물리적 이상은 발견되지 않았다. 목표 유량비를 크게 벗어났음에도 펌프의 성능 측정값들은 구성품 시험 결과 특성에 어긋나지 않았다.

고속회전 시험을 완료한 후 LOX를 적용한 본격적인 실매질 시험이 이루어졌다. 설계점 성능 검증 시험(Table 3, test3r 참조)에서는 산화제, 연료펌프의 유량비가 설계값 대비 각각 96%, 99%에서 수행되었다. 측정값은 해당 구성품 성

능에 잘 부합되었고 터보펌프 조립체/설비의 성능/구조적 이상은 없었다. 최저 캐비테이션수는 산화제 펌프의 경우 0.049, 연료펌프는 0.12로 나타났다으며 펌프출력과 터빈출력은 3.5% 내외의 편차로 일치하였다. 연료펌프 IPS의 드레인 포트 로 연료의 누설이 현저하게 줄었음이 확인되었는데 이는 누적시간 700 초의 앞선 시험들을 통해 IPS 내부 스플릿 카본링과 축의 동심이 서로 잘 맞물리도록 조절된 것에 기인하는 것으로 결론지어졌다.

Table 3의 test4r과 test5r 시험은 엔진 탈설계 영역의 터보펌프 성능검증 시험으로 각각 산화제 저유량-연료 고유량비, 산화제 고유량-연료 저유량 조합에 해당한다. 유량비 목표값을 두 시험 모두 적절하게 이루어 냈으며 109% 설계회전수, 엔진요구 운용시간 500초를 동시에 만족시켰다. 성능은 구성품 특성에 부합하였고 test5r의 경우 최저 캐비테이션수가 산화제 펌프 0.045, 연료펌프는 0.073로 나타나 다섯 차례의 DM#1 실매질시험 중 가장 가혹한 조건에서 흡입성능 검증이 이루어졌다.

EDM#1 실매질 성능시험(Table 3, test6r 참조)은 본 개발시험에서 터보펌프의 기능 및 흡입성능 검증의 정점이었다고 할 수 있다. 산화제 펌프 0.043, 연료펌프 0.062의 최저 캐비테이션수 환경에서 설계 양정, 유량, 엔진운용시간 검증이 성공적으로 이루어졌다.

Fig. 4는 DM#1 조립체의 실매질시험 장면이며 Fig. 5에는 실매질 성능시험 중 test3r의 주요 측정 데이터의 그래프를 나타내었다. Fig. 6은 조립체 시험과 구성품시험에서 측정된 펌프들의 양정계수-유량계수 특성을 비교한 그림이다. 연료펌프는 DM#1, EDM#1 구분없이 동일한 양정계수 특성을 보이는 반면 산화제펌프는 두 모델 간 특성 차이가 확인되는데 이는 산화제 펌프와 연료펌프가 동일 회전수에서 설계 목표 유량과 양정이 구현되도록 하기위해 산화제 펌프 임펠러 형상을 수정한 것에 기인한다. Fig. 7은 조립체 시험에서 확인된 회전수에 따른 터빈 비출력 특성변화이다. 실매질 시험 결과 중 가열공기로 구동한 경우만 이용하였으며 산화제 펌프 매질

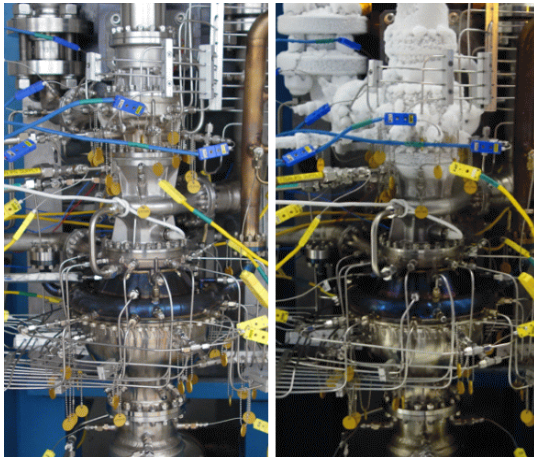


Fig. 4 DM#1 TP assembly real media test.

Table 3. TP assembly real media test results.

Parameters	DM#1						EDM#1
	test1r	test2r	test3r	test4r	test5r	test6r	
Speed <sup>1</sup> , %	77.7	117.2	103.7	107.5	109	105.2	
Duration, sec	324	373	450	524	524	524	
L <sup>3</sup>	Medium	LN2	LN2	LOX	LOX	LOX	LOX
	$\sigma_{LOX}$	0.269	0.051	0.049	0.052	0.045	0.043
	$\phi$	0.0744	0.0630	0.0707	0.0671	0.0794	0.0730
	$\psi$	1.071	1.109	1.072	1.094	1.015	1.108
F <sup>3</sup>	Medium	Kero.	Kero.	Kero.	Kero.	Kero.	Kero.
	$\sigma_{fuel}$	0.384	0.099	0.121	0.108	0.073	0.062
	$\phi$	0.0678	0.0548	0.0612	0.0709	0.0563	0.0609
	$\psi$	1.173	1.243	1.229	1.150	1.252	1.240
T <sup>3</sup>	TIT, K	274	833	891	894	891	862
	TIP, MPa	3.81	5.92	6.12	6.16	6.2	6.33
	PR	36.8	54.8	30	55.8	56.5	58.1
	pwr ratio <sup>2</sup>	0.984	1.078	1.034	1.045	1.047	1.006

1 Measured max. speed divided by design speed  
 2  $\Sigma(Q \times \Delta p / \text{efficiency})_{\text{pump}} / (\text{massflow} \times \text{adiabatic work} \times \text{efficiency})_{\text{turbine}}$ , efficiency from component test  
 3 L : LOX pump, F : Fuel pump, T : Turbine

로 LN2가 사용된 경우는 LOX 밀도로 보정하여 함께 나타내었다. 가열공기 기준 비출력은 설계 회전수에서 309 kJ/kg으로 나타났으며 회전수에

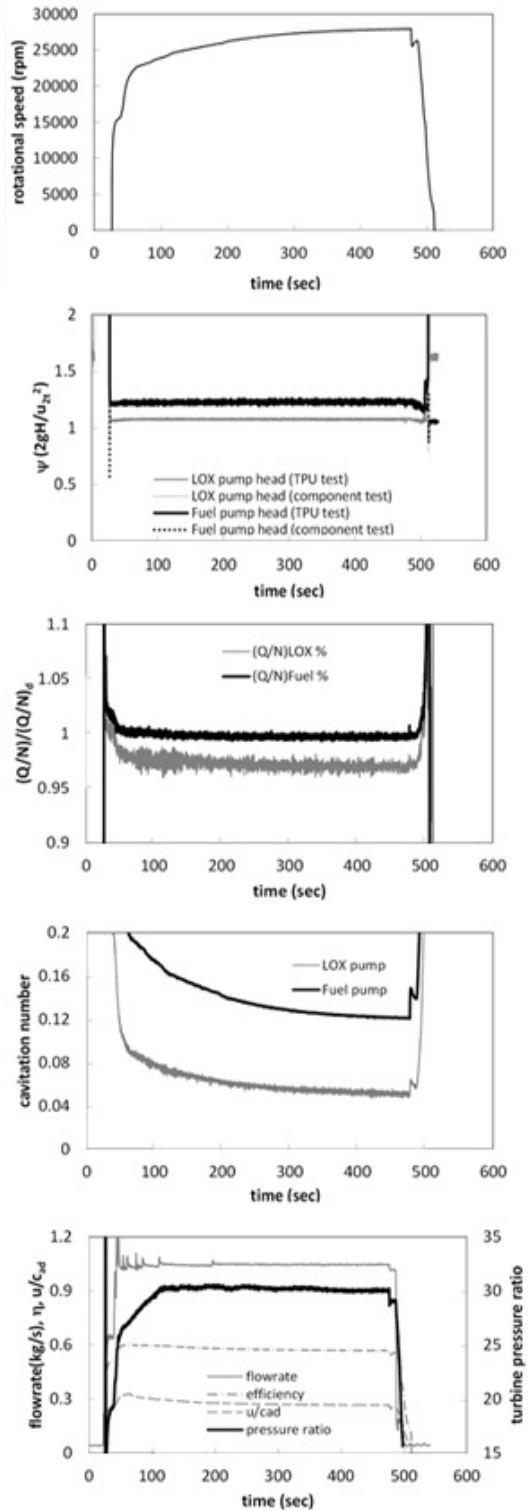


Fig. 5 DM#1, test3r measured data.

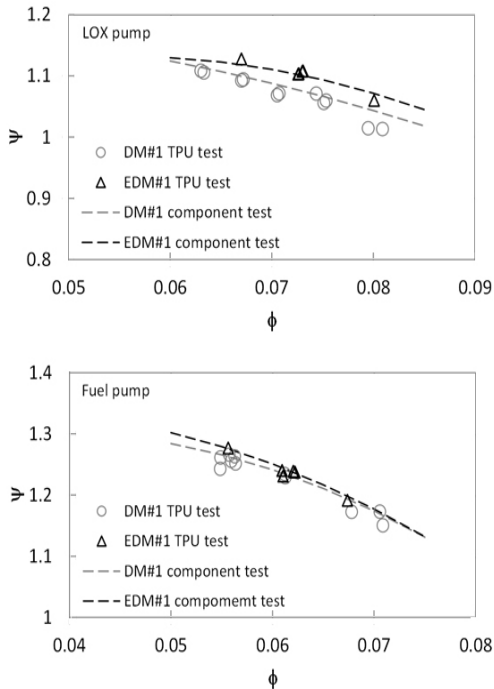


Fig. 6 Head coefficient vs. flow coefficient.

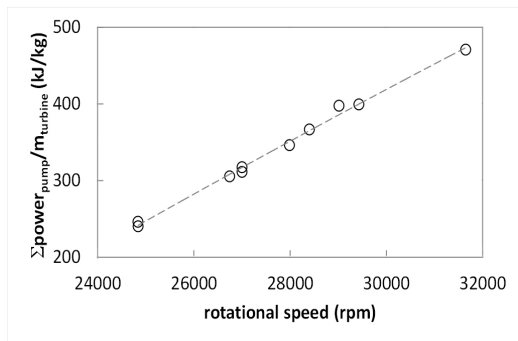


Fig. 7 Specific power vs. rotational speed.

따라 그 값이 큰 폭으로 증가하는 특성을 보인다. 케로신 과농 연소가스로 터빈이 구동될 경우 비출력은 더욱 증가하는데, 동일회전수에서 가열 공기 대비 20% 이상 증대될 것으로 기대된다.

4. 결론 및 향후계획

7톤급 액체로켓엔진용 터보펌프에 대한 조립

체 성능시험이 성공적으로 수행되었다. 개발된 7 터보펌프는 LN2와 물이 적용된 상사매질 시험과 LOX와 케로신이 적용된 실매질 시험을 통해 설계점을 포함한 엔진운용 영역에서 엔진 요구 성능과 규격을 만족시키는 것으로 확인되었다. 향후 내구성 검증을 위한 장시간 운용시험, 파이로 시동기적용을 포함한 다회 운용 검증시험이 계획되어 있으며 펌프의 운용 가능영역 확인을 위한 추가적인 극한흡입성능시험과 운용 신뢰도 제고를 위해 설계변경이 이루어진 터빈을 적용한 설계변경 모델에 대한 개발 검증시험도 이어질 예정이다.

References

1. Kim, J., "Status of the Development of Turbopump in Korea," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 12, No. 5, pp. 73-78, 2008.
2. Hong, S.S., Kim, J.S., Kim, D.J. and Kim, J., "Real-Propellant Test of a Turbopump for a 30-ton Thrust Level of Liquid Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 13, No. 3, pp. 20-26, 2009.
3. Jeoeng, E., Lee, H., Park, P.G., Kwak, H.D. and Kim, J., "Investigation of the Performance Characteristics of the 75ton Class Turbopump Turbine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 5 pp. 65-71, 2010.
4. Hong, S.S., Kim, J.S., Kim, D.J. and Kim, J., "Performance Test of Turbopump Assembly for 75ton Liquid Rocket Engine Using Model Fluid," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 15, No. 2 pp. 56-61, 2011.
5. Jeong, E., Yoon, S.H., Moon, S.D., Kim, J. and Seol, W.S., "Current Status of a Turbopump Turbine Development for the

- Improvement of Thermo-Mechanical Reliability," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 10, No. 1, pp. 154-161, 2012.
6. Jeong, E., Kang, S.H., Hong, M.G., Lee, H., Lee, S.Y. and Kim, J., "Turbine Rotor-Pyrostarter Coupled Test for the Verification of Thermo-Structural Suitability of a Turbopump Turbine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 1 pp. 65-72, 2014.
  7. Jeong, E., Park, P.G., Lee, H. and Kim, J., "Development of a High Specific Power Turbine For the 7-tonf Class Liquid Rocket Engine Application," *Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power*, Jeju, Republic of Korea, Mar. 2014
  8. Choi, C.H., Hong, S.S. and Kim, D.J., "Development of Pumps for Liquid Rocket Engine Turbopumps," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Jeongsun, Kangwon-do, Republic of Korea, Dec. 2014.
  9. Hong, S.S., Kim, D.J. and Choi, C.H., "Water Performance Test of an Oxidizer Pump for a 7ton Class Liquid Rocket Engine," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Jeongsun, Kangwon-do, Republic of Korea, Dec. 2014.