

## 75톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 실매질 성능시험

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

## Performance Test of a 75-tonf Rocket Engine Turbopump

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

<sup>a</sup>Rocket Engine Development Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea

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

### ABSTRACT

Performance tests of a 75-tonf liquid rocket engine turbopump were conducted. The performance of sub-components - two pumps and a turbine - and their power matching were measured and examined firstly near the design speed under the LN2 and kerosene environment. In the real propellant - LOX and kerosene - environment tests, design and off-design performance of turbopump were fully verified in regime of the rocket engine operation. During the off-design performance tests, turbopump running time was set longer than the engine operating time to verify the pump operability and set the pump inlet pressure close to design NPSHr to investigate pump suction capability in parallel. It has been found that developed-turbopump satisfied all of the engine required performances.

### 초 록

75톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발 시제에 대한 조립체 성능시험이 터보펌프 실매질 시험설비에서 수행되었다. LN2와 케로신을 적용한 첫 시험에서는 터보펌프 구성품들의 조립체 상태에서의 수력/공력 성능 및 출력 매칭 점검이 설계회전수 근방에서 이루어 졌으며 LOX와 케로신을 적용한 실매질 시험에서는 터보펌프의 설계성능 및 엔진운용영역 탈설계 성능 검증이 이루어졌다. 탈설계시험의 경우, 내구성 검증을 위해 엔진의 운용시간을 초과하여 터보펌프가 운용되었으며 펌프입구압력을 설계 요구 유효흡입양정(NPSHr)에 가깝게 설정하여 흡입성능 검증을 병행하였다. 개발된 75톤급 액체로켓용 터보펌프는 성능, 운용시간의 엔진 요구규격을 만족시키는 것으로 확인되었다.

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

Received 2 December 2015 / Revised 29 February 2016 / Accepted 7 March 2016

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2015년도 추계학술대회(2015. 11. 25-27,

경주 현대호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

### Nomenclature

$A$  : pump inlet area,  $m^2$

|            |  |
|------------|--|
| $c_p$      | : constant pressure specific heat                |
| $H$        | : head, m  |
| $N$        | : rotational speed, rpm                          |
| $N_s$      | : specific speed, $NQ^{0.5}/H^{0.75}$            |
| $NPSH$     | : net positive suction head                      |
| $PR$       | : pressure ratio                                 |
| $Q$        | : volume flow rate, $m^3/min$                    |
| $TIP$      | : turbine inlet pressure                         |
| $TIT$      | : turbine inlet temperature                      |
| $u_{1t}$   | : inducer tip velocity, m/s                      |
| $u_{2t}$   | : impeller tip velocity, m/s                     |
| $u/c_{ad}$ | : turbine velocity ratio                         |
| $\gamma$   | : specific heat ratio                            |
| $\phi_d$   | : design flow coefficient, $\phi = Q/Au_{1t}$    |
| $\sigma$   | : cavitation number, $2gNPSH/u_{1t}^2$           |
| $\psi_d$   | : design head coefficient, $\psi = 2gH/u_{2t}^2$ |

## 1. 서 론

현재 한국항공우주연구원에서는 한국형발사체 1,2단에 적용될 75톤급 액체로켓엔진이 개발중에 있다. 엔진은 가스발생기 사이클을 채택하고 있으며 1, 2단 각각 진공비추력 298, 315초를 성능 목표로 한다.

터보펌프는 엔진의 주요 구성품중 하나로, 원심형의 산화제펌프와 연료펌프가 동일 축에 연결된 초음속 충동형 터빈에 의해 구동되는 구조를 갖고 있으며, 발사체 추진제 탱크에서 공급된 저압의 액체산소 및 케로신을 100 bar 전후의 높은 압력으로 승압시켜 연소기로 공급하는 역할을 한다.

75톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발은 30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프에 대한 설계/제작/시험의 경험을 바탕[1,2]으로 하며 7톤급 액체로켓엔진용 터보펌프[3,4]와 동시에 개발이 진행되고 있다. 2007년초 설계 요구조건 정립을 기점으로 구성품 성능 및 기초형상 확정, 레이아웃 설계, 3차원 형상 설계과정을 거쳐 2008년 중반에 제작을 위한 형상설계가 완료되었다. 초도 제작

Table 1. 75tonf Turbopump Design Point Performance.

| parameters                  | unit  | LOX pump | Fuel Pump |
|-----------------------------|-------|----------|-----------|
| $N_s^{-1}$                  | -     | 217[4]   | 109[4]    |
| $\phi_d^2$                  | -     | 0.095    | 0.096     |
| $\psi_d^2$                  | -     | 1.12     | 1.32      |
| $\sigma^3$                  | -     | 0.035    | 0.066     |
| specific power <sup>4</sup> | kJ/kg | 261      |           |

1 specific speed  $N_s = NQ^{0.5}/H^{0.75}$ , N[rpm], Q[m<sup>3</sup>/min], H[m]

2 flow coeff.  $\phi = Q/Au_{1t}$ , head coeff.  $\psi = 2gH/u_{2t}^2$ , design value

3 cavitation no.  $\sigma = 2gNPSH/u_{1t}^2$ , test verified value

4 ( $\Sigma$ pump power)/(turbine driving air massflow at 900 K)

품에 대한 단계적인 구성품 성능시험이 2009년에 이루어졌으며[5-7] 터보펌프 조립체의 상사매질환경 성능 검증은 2010년 초에 시작되었다[8]. 구성품 및 조립체 시험과 다양한 제작 검증시험 결과를 반영한 세 차례의 설계변경을 통해 초도 개발모델(DM1)이 완성되었는데 이 과정에서 펌프의 성능뿐 아니라 경량화, 운용 신뢰도 (operational reliability) 제고[9,10]등 하드웨어적 완성도를 높이기 위한 많은 노력들이 덧붙여졌다.

터보펌프의 개발과 함께 국내 최초로 터보펌프 실매질 시험설비의 구축이 진행되어[11] 75톤급 터보펌프 시체에 대한 실매질 시험이 2014년 11월에 시작되었다. 75톤급 터보펌프 DM1 모델에 대해 LN2-케로신 환경하의 성능시험을 거쳐 LOX-케로신 실매질 성능시험이 이루어졌으며 본 논문에는 실매질 시험설비에서 수행된 일련의 시험 결과를 정리하였다. 시험을 통해 검증된 75톤급 터보펌프의 설계점 주요 성능값은 Table 1과 같다.

## 2. 75톤급 실매질 시험설비

Fig. 1에 실매질 시험설비의 개략도[11]를 나타내었다. 연료 및 산화제의 공급탱크(run tank) 및 회수탱크(catch tank)를 독립적으로 두었으며, 두 탱크 사이에는 재생필터를 두어 추진제를 반복적으로 재활용할 수 있도록 하였다. 75톤급 터

보펌프의 경우 280초 연속시험이 가능한 용량으로 설비가 구성되었다.

터보펌프의 구동은 알코올버너 시스템을 적용하였다. 알코올버너 시스템은 저장된 고압공기(최대 32 MPa)를 고순도에탄올(ethanol, 99.9%)과 연소시켜 터빈의 요구조건에 맞게 고온 가스를 생성시켜 터보펌프에 공급한다. 75톤급 터보펌프 시험을 위해서는 고유량 알코올버너 2기가 동시에 사용된다.

펌프의 입구압력은 각각의 공급탱크의 가압량으로 조절되며 시험 목적(경격운용 시험, 흡입성능 시험 등)에 따라 설정값을 결정한다. 펌프의 유량계수는 펌프 출구에 설치된 오리피스를 통해 시험 목표에 따라 조절된다. 터보펌프의 회전수는 터빈 출구 초킹 오리피스로 배압을 조절하여 제어하였다. 터보펌프의 성능 검증은 터보펌프 구성품 별 성능시험 결과에서 확인된 특성 [5-7]과 실매질시험에서 측정된 각 라인별 유량/압력(측정 정확도 : 0.1% full scale) 측정값과의 비교 검토를 통해 이루어진다.

LN2-케로신 환경에서 설비검증을 겸한 첫 시험이 수행되었고, 뒤 이은 시험들에서는 LOX-

케로신의 실매질 환경에서 설계점, 탈설계점으로 구분된 세 차례의 성능시험이 이루어졌다.

### 3. 75톤 터보펌프 성능시험 결과 및 분석

#### 3.1 LN2-케로신 환경 성능시험

LN2-케로신 조합의 첫 번째 시험은 설계 유량비 조건 및 예측 최대회전수 11,600 rpm의 조건에서 시험이 수행되었다. 그러나 Table 2와 같이 산화제와 연료펌프 모두 저유량 조건에서 시험이 수행되었고 이로 인해 펌프의 매칭 회전수가 예상보다 높게 형성되어 안전을 위해 약 2% 마진을 두고 설정한 비상정지 회전수 11,800 rpm에서 종료되었다. 분석결과, 연료펌프 출구 오리피스 후단의 큰 유동속도와 산화제펌프 출구 오리피스 후단에 전 범위적으로 형성된 캐비테이션으로 인해 예측보다 높은 오리피스 차압이 형성되었고, 이로 인해 산화제, 연료 펌프 모두 저유량 환경에서 작동한 것으로 확인되었다. 비록 낮은 유량비로 인해 높게 형성된 회전수로 시험은 중단되었으나 측정된 수력, 공력적 특성 자체는 단품 각각의 예상 범위에서 벗어나지 않았다. 펌프 입구 최저 캐비테이션수는 산화제 펌프 0.049, 연료펌프 0.076였으며 산화제, 연료펌프의 양정은 구성품 시험 결과 대비 각각 96%, 99%로 측정되어 엔진 경격성능 구현을 위한 분산영역 내에 존재하는 것으로 확인되었다. 구성품 시험결과로 비교한 펌프와 터빈출력의 편차는 4% 내외로 펌프의 극저온 및 고 회전수에 따른 효율 차이를 고려하면 양호한 것으로 판단되었다.

시험 중 특이한 진동현상은 발견되지 않았으며 각 주파수 영역별 진동특성을 파악하여 LOX-케로신 실매질 시험 분석의 기초 자료를

Table 2. LN2-Kero. test conditions and results.

| test no. | Media |       | Test cond. | Q/Q <sub>d</sub> |      | N <sub>max</sub> /N <sub>d</sub> | Duration |
|----------|-------|-------|------------|------------------|------|----------------------------------|----------|
|          | Ox.   | Fuel  |            | Ox.              | Fuel |                                  |          |
| test1    | LN2   | Kero. | DP*        | 0.89             | 0.94 | 1.15                             | 97sec    |

\* DP : design point, OD : off design point

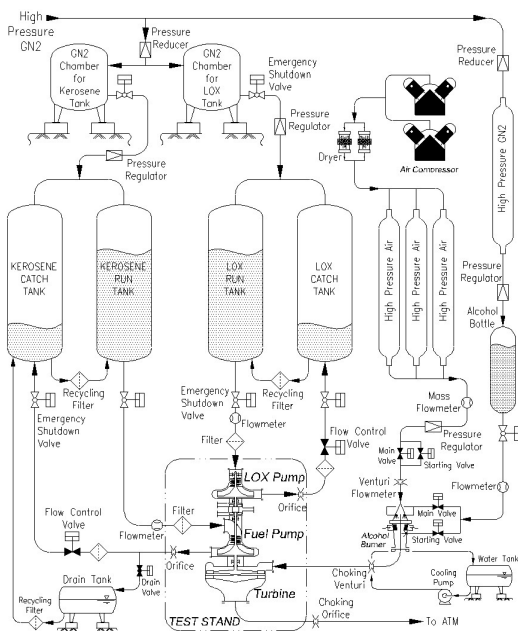


Fig. 1 Schematic of turbopump test facility[11].

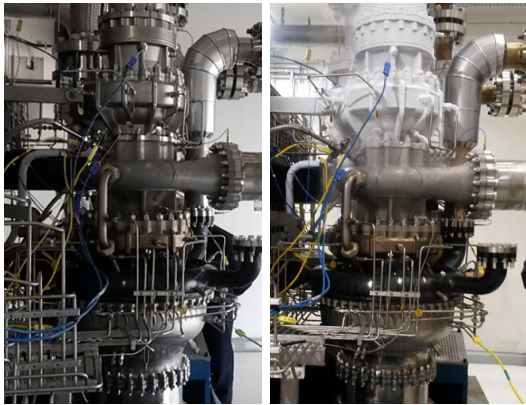


Fig. 2 75 ton DM1 turbopump performance test.

Table 3. TP assembly similarity test results.

| Parameters             |                        | DM1, Test1 |          |
|------------------------|------------------------|------------|----------|
| Speed <sup>1</sup> , % |                        | 100.3      | 115      |
| Duration, sec          |                        | 97         |          |
| L <sup>3</sup>         | Medium                 | LN2        | LN2      |
|                        | $\sigma_{LOX}$         | 0.07       | 0.047    |
|                        | $\phi$                 | 0.0846     | 0.0842   |
|                        | $\psi$                 | 1.16       | 1.15     |
| F <sup>3</sup>         | Medium                 | Kerosene   | Kerosene |
|                        | $\sigma_{fuel}$        | 0.106      | 0.075    |
|                        | $\phi$                 | 0.0907     | 0.0905   |
|                        | $\psi$                 | 1.37       | 1.35     |
| T <sup>3</sup>         | TIT, K                 | 592        | 779      |
|                        | TIP, MPa               | 4.8        | 6.1      |
|                        | PR                     | 46.8       | 57.8     |
|                        | pwr ratio <sup>2</sup> | 1.057      | 1.041    |

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

확보하였다. 이와 함께 IPS(Inter-Propellant Seal) 헬름 퍼지량과 누설특성 및 베어링 냉각특성도 정량화하였다.

설비의 경우, 터보펌프의 구동을 위한 알콜버너의 병렬 구동 검증, 추진제 예냉 및 충전 특성 파악, 그리고 비상정지 파라미터 설정 기능 확인 등이 순조롭게 이루어졌다.

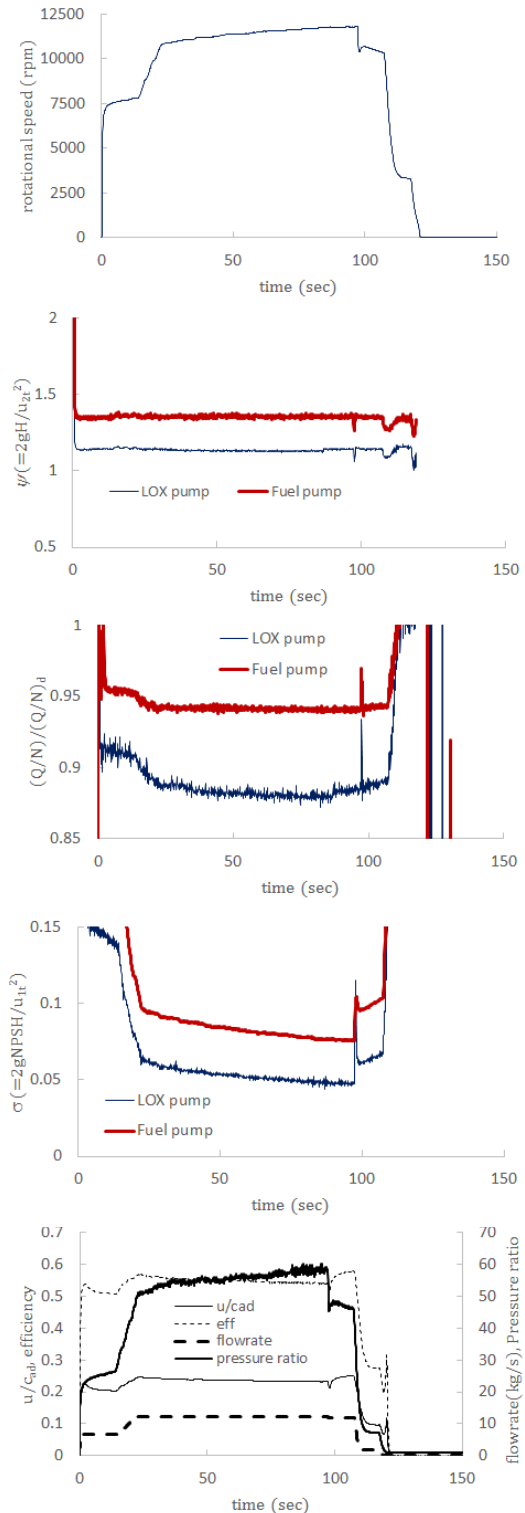


Fig. 3 DM1 test1 measured data.

Fig. 2는 DM1 터보펌프성능시험 전후의 모습이며 Table 3에는 성능시험에서 측정된 주요 성능 값들을 정리하였다. Fig. 3에는 터보펌프의 특성을 확인할 수 있는 회전수, 펌프 양정계수, 유량비, 캐비테이션수, 그리고 터빈의 성능 파라미터(속도비, 효율, 유량, 압력비)의 측정값을 나타내었다.

3.2 LOX-케로신 실매질 성능시험

75톤급 터보펌프에 대한 실질적인 개발 검증 시험이라 할 수 있는 LOX-케로신 실매질 성능 시험에서는 정격운용 조건으로 정의되는 설계점 성능과 4종의 탈설계 운용점 성능의 검증이 이루어졌다. 각 시험점의 회전수 및 유량비 정의는 Table 4와 같다. 엔진운용 영역을 정의하는 탈설계점 OD1~4는 순서대로 저연소혼합비/저추력, 고연소혼합비/저추력, 고연소혼합비/고추력, 저연소혼합비/고추력의 작동조건을 의미한다. 고추력 및 저추력 조건들은 주어진 혼합비에서 터보펌프의 회전수로 정의될 수 있고, 시험설비의 터빈공급 고압공기의 가열 특성과 시험 전 고정되는 유량비 설정을 감안하여 Table 4의 test3으로 정의된 OD1과 4, 그리고 test4로 정의된 OD2와 3을 각각의 한 세트의 시험으로 구성하여 시험을 수행하였다. Test2의 설계점 시험은 유량비와 펌프입구압력을 설계운용조건(nominal operating condition)이 되도록 펌프출구 오리피스와 펌프 입구압력을 조절하였고(캐비테이션 수 기준, 산화제 0.076, 연료펌프 0.106에 준하도록 조절), test3과 4의 탈설계점 시험은 시험 시간을 실제 운용시간보다 늘리고 펌프입구압은 낮게 설정하여 보다 가혹한 시험이 되도록 조건을 정하였다.

Test2(DP) 시험 결과, 유량비((Q/N)/(Q/N)<sub>ap</sub>)가 산화제, 연료펌프 각각 101.4%, 99.7%로 나타났으며 목표시험시간(30초 가속+140초 정속)을 안정적으로 달성했다. 최대회전수는 10,890 rpm에 이른 것으로 나타났다. 버너 안정화 이후, 캐비테이션수는 산화제 펌프 0.093~0.069, 연료펌프 0.14~0.105의 범위에서 변화하여 시험 중 설계운용 펌프 입구 환경이 성공적으로 구현되었다. 산화제, 연료펌프의 양정은 구성품시험 결과 대비

Table 4. Real media performance test conditions.

|                         | Test2 | Test3 |      | Test4 |      |
|-------------------------|-------|-------|------|-------|------|
|                         | DP    | OD1   | OD4  | OD2   | OD3  |
| $N/N_d$                 | 100%  | 91%   | 109% | 91%   | 109% |
| $\frac{(Q/N)}{(Q/N)_d}$ | LOX   | LOX   | LOX  | LOX   | LOX  |
|                         | 100%  | 93%   | 93%  | 108%  | 108% |
|                         | Fuel  | Fuel  | Fuel | Fuel  | Fuel |
|                         | 100%  | 112%  | 112% | 90%   | 90%  |
| Duration                | 140s  | 200s  |      | 200s  |      |

\* (Q/N)<sub>d</sub> = 0.01511(LOX),0.009666(Fuel) [l/s/rpm]

각각 96.5%, 99.0%로 앞선 LN2-케로신환경 성능 시험과 유사한 결과를 보였고 구성품 시험결과로 비교한 펌프출력과 터빈출력은 3.8% 내외의 편차로 일치하였다. 시험 중 연료펌프 IPS를 통한 총 누설량은 0.8 liter로 매우 양호하였다.

Test3(OD1,4)은 유량비가 산화제펌프 92~92.8%, 연료펌프 112.4~112.7%로 나타났다. 시험 운용시간은 230초로 하였고 최대 회전수는 11,150 rpm에 이르렀다. 최저 캐비테이션 수는 산화제, 연료 펌프 각각 0.036, 0.065로 확인되어 요구유효흡입양정(NPSHr) 수준의 낮은 펌프 입구압이 형성되었음에도 터보펌프는 안정적으로 작동하였다. 펌프 양정은 구성품시험 결과 대비 산화제, 연료펌프 각각 96.0%, 99.5%로 나타났다. 연료펌프 IPS 총 누설량은 시험을 거듭함에 따라 크게 줄어들었는데(0.16 liter) 이는 7톤 터보펌프시험[3]과 유사한 현상으로 시험이 거듭됨에 따라 IPS 접합면 조도가 개선되는 것에서 비롯된다.

Test4(OD2,3)의 유량비는 산화제펌프 108.1~108.6%, 연료펌프 89.4~89.8%로 목표한 유량비 근방에서 운용되었다. 시험시간은 Test3과 동일하게 하였고 최대회전수는 11,300 rpm으로 측정되었다. 산화제펌프는 최저 캐비테이션 수 0.031로 Test4보다 낮은 조건에서 안정적으로 작동하였고 연료펌프는 0.071이었다. 산화제와 연료펌프의 양정은 구성품 시험 결과 대비 각각 96.0%, 99.0%의 결과를 보였다.

Fig. 4에는 실매질 성능시험 중 Test4의 주요 측정그래프를 Fig. 3과 동일한 포맷으로 나타내었고 시험결과를 Table 5에 정리하였다.

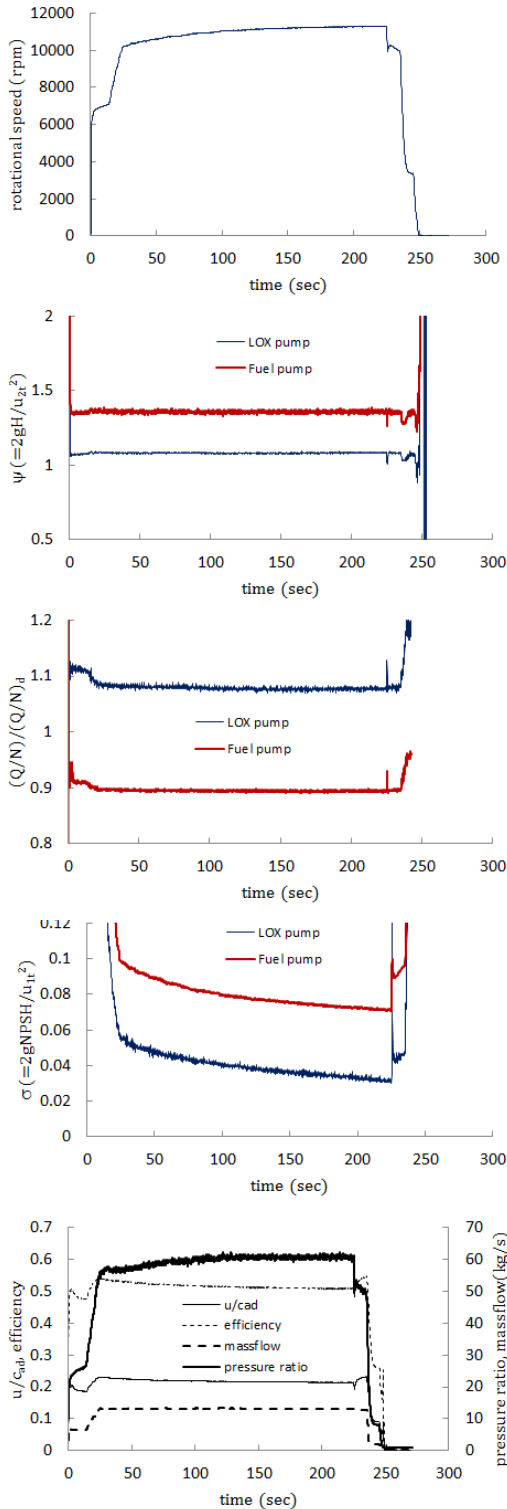


Fig. 4 DM1 test4 measured data.

Table 5. DM1 real media test results.

| Classification         | Test2                  | Test3 |          | Test4 |          |       |
|------------------------|------------------------|-------|----------|-------|----------|-------|
|                        | DP                     | OD1   | OD4      | OD3   | OD4      |       |
| Speed <sup>1</sup> , % | 100                    | 91    | 108.3    | 91    | 109      |       |
| Dur. sec               | 170                    | 230   |          | 230   |          |       |
| L <sup>3</sup>         | Medium                 | LOX   | LOX      |       | LOX      |       |
|                        | $\sigma_{LOX}$         | 0.085 | 0.069    | 0.037 | 0.070    | 0.035 |
|                        | $\phi$                 | 0.095 | 0.088    | 0.088 | 0.103    | 0.102 |
|                        | $\psi$                 | 1.11  | 1.138    | 1.127 | 1.084    | 1.081 |
| F <sup>3</sup>         | Medium                 | Kero. | Kerosene |       | Kerosene |       |
|                        | $\sigma_{fuel}$        | 0.126 | 0.116    | 0.066 | 0.119    | 0.742 |
|                        | $\phi$                 | 0.096 | 0.108    | 0.108 | 0.086    | 0.086 |
|                        | $\psi$                 | 1.337 | 1.329    | 1.323 | 1.365    | 1.355 |
| T <sup>3</sup>         | TIT, K                 | 698   | 573      | 841   | 573      | 813   |
|                        | TIP, MPa               | 5.77  | 4.94     | 6.72  | 4.82     | 6.68  |
|                        | PR                     | 54.5  | 47.8     | 59.9  | 47       | 60.8  |
|                        | pwr ratio <sup>2</sup> | 1.025 | 1.054    | 1.033 | 1.05     | 1.033 |

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

Fig. 5는 실매질 시험에서 측정된 터보펌프의 유량계수에 따른 양정계수의 변화를 구성품시험 값과 비교한 그래프로 전 영역에서 서로 일치하는 결과를 보여준다.

Fig. 6은 조립체 시험에서 확인된 회전수에 따른 터빈 비출력 특성변화이다. 산화제 펌프 매질로 LN2가 사용된 경우는 LOX 밀도로 보정하여 함께 나타내었다. 가열공기 기준 비출력은 설계 회전수에서 261 kJ/kg으로 나타났으며 회전수에 따라 그 값이 큰 폭으로 증가하는 특성을 보인다. 케로신 과농 연소가스로 터빈이 구동될 경우 연소가스 물성변화( $c_p$ ,  $\gamma$  등)로 인해 상사 압력 비에서 가스의 가용에너지가 증가하고 이로 인해 터빈의 비출력의 향상을 가져오게 되는데, 계산결과, 동일회전수에서 가열공기 대비 12% 이상 증대될 것으로 예측되었다. 실제적인 정량비교는 엔진연소시험에서 이루어질 예정이다.

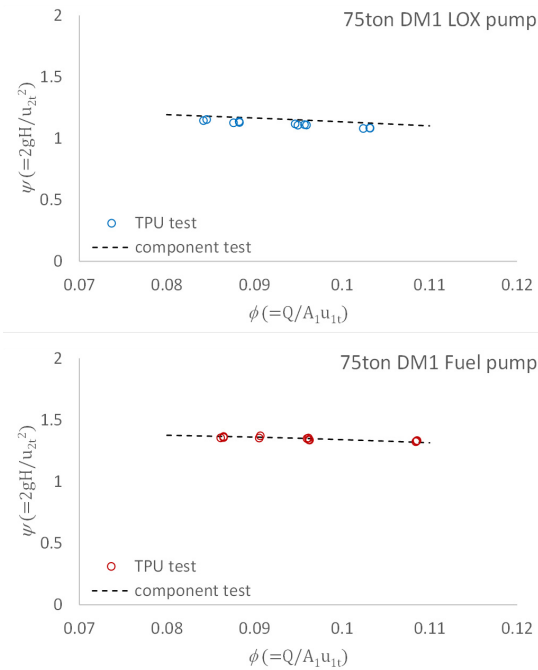


Fig. 5 Head coefficient v.s. flow coefficient.

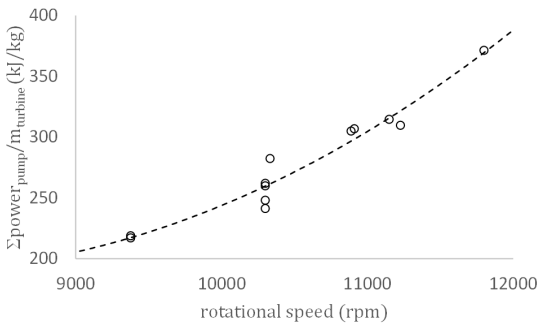


Fig. 6 Specific power v.s. rotational speed.

4. 결론 및 향후계획

75톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 개발 시제에 대한 조립체 성능시험을 수행하였다. 시험은 터보펌프 실매질 시험설비에서 LN2/케로신 및 LOX/케로신 환경에서 수행되었다. 개발된 터보펌프는 설계점을 포함한 엔진운용 영역에서 엔진 요구 성능과 규격을 만족하였다. 향후 내구성 검증을 위한 장시간 운용시험, 파이로 시동기 적

용을 포함한 다회 운용 검증시험이 계획되어 있으며 펌프의 운용 가능영역 확인을 위한 추가적인 극한흡입성능시험도 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. Jeong, E. Kwak, H.D., Kim, D.J., Kim, J.S., Kim, J.H., Noh, J.G., Park, P.G., Bae, J.H., Shin, J.H., Yoon, S.H., Lee, H., Jeon, S.M., Choi, C.H., Hong, S.S., Kim, S.L., Kim, S.H. and Han, Y.M., "Performance Test of the 7 tonf Liquid Rocket Engine Turbopump," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 2, pp. 65-72, 2015.
4. 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," *Asian Joint Conference on Propulsion and Power*, Jeju, Korea, pp. 40-46, 2014
5. Jeong, 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.
6. Kim, D.J., Hong, S.S., Choi, C.H. and Kim, J., "Water Tests of Lox Pump for 75-ton Class Liquid Rocket Engine," *Aerospace*

- Engineering and Technology*, Vol. 10, No. 1, pp. 122-128, 2011.
7. Kim, D.J., Hong, S.S., Choi, C.H., Noh, J.G. and Kim, J., "Hydraulic Tests of Fuel Pump for 75-ton class Liquid Rocket Engines," *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, Kyungju, Korea, pp. 78-81, 2009.
  8. 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.
  9. 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.
  10. 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.
  11. Kim, J.S., Han, Y.M. and Ko, Y., "Construction and Validation Test of Turbopump Real-propellant Test Facility," *Journal of the Korean Society of Propulsion*, Vol. 19, No. 4, pp. 85-93, 2015.