〈학술논문〉 DOI:10.3795/KSME-B.2009.33.12.933

액체로켓엔진용 터보펌프의 고온 성능시험

홍순삼† · 김대진* · 김진선* · 김진한*

(2009년 4월 10일 접수, 2009년 11월 8일 수정, 2009년 11월 11일 심사완료)

Hot Test of a Turbopump for a Liquid Rocket Engine

Soon-Sam Hong, Dae-Jin Kim, Jin-Sun Kim and Jinhan Kim

Key Words: Turbopump(터보펌프), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Performance Test(성능시험), Oxidizer Pump(산화제펌프), Fuel Pump(연료펌프), Turbine(터빈)

Abstract

Hot test of a full-scale turbopump for a 30-ton-thrust liquid rocket engine was carried out. The turbopump is composed of an oxidizer pump, a fuel pump, and a turbine on a single shaft. Model fluid was used in the test, that is, hot air for the turbine and water for the pumps. The turbopump was operated stably at full speed for 120 seconds. In terms of performance characteristics of pumps and turbine, the results from the turbopump assembly test are compared with those from the turbopump component tests which were performed at about half of the design rotational speed.

기호설명

A_1 : 인듀서 입구의 허브-팁 사이 유로 면적
c_{is} : 터빈 가스의 단열 속도
c_p : 터빈 가스의 정압 비열
k : 터빈 가스의 비열비
$\dot{m}$: 터빈 가스의 질량 유량
p_{01} : 터빈 입구 전압력
p_2 : 터빈 출구 압력
P_{is} : 터빈의 등엔트로피 동력
PR : 터빈 압력비, p_{01}/p_2
Q : 펌프의 유량
T_{01} : 터빈 입구의 전온도
U : 터빈 날개의 원주 속도
u_{1t} : 인듀서 입구 날개끝 원주 속도
u_{2t} : 임펠러 출구 날개끝 원주 속도
Δp_0 : 펌프의 전압력 상승
η : 펌프, 터빈의 효율

† 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원
E-mail : sshong@kari.re.kr
TEL : (042)860-2739 FAX : (042)860-2679
* 한국항공우주연구원

1. 서 론

터보펌프는 액체로켓엔진에서 추진제를 가압하여 연소실로 공급하는 역할을 한다. 현재 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서는 액체산소(LOX)와 케로신을 추진제로 하는 가스 발생기 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 펌프를 구동하는 형식이다(Fig. 1 참조). 두 펌프 사이에는 액체산소와 케로신이 만나서 반응하는 것을 방지하기 위하여 기체 헬륨으로 퍼지하는 분리기구(separate unit)가 있다. 터보펌프에서 연소실로 공급되는 추진제의 일부가 가스발생기(GG)로 공급

Table 1 Turbopump specification

Item	LOX pump	Fuel pump	Turbine
Flow rate (kg/s)	64.1	29.1	4.6
Inlet pressure (MPaA)	0.48	0.25	5.78
Outlet pressure (MPaA)	9.8	14.3	0.4
Inlet temperature (K)	95	288	900
Rotational speed (rpm)	20,000		

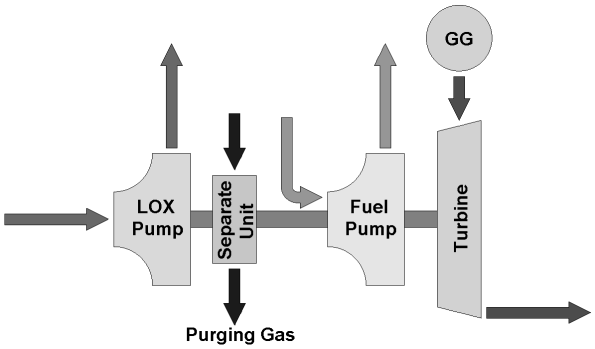

Fig. 1 Schematic of turbopump assembly

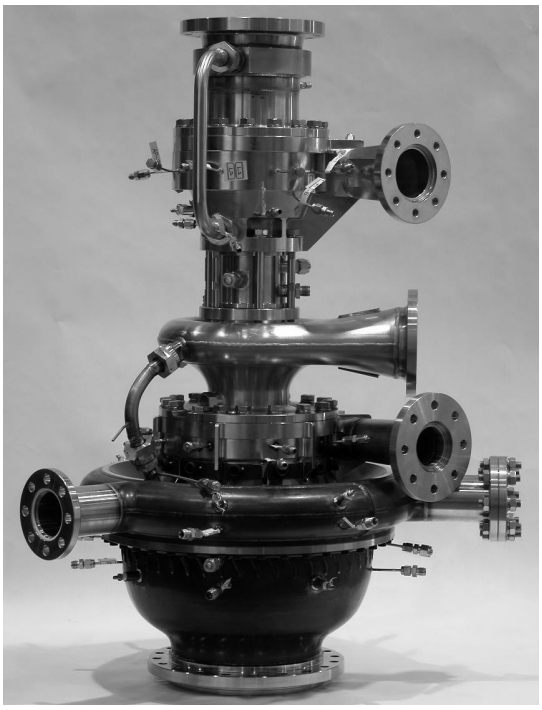

Fig. 2 Turbopump assembly for test

되며 여기서 연소되어 생성된 고온/고압 가스가 터빈으로 공급되어 터보펌프가 구동된다. 본 연구에 적용된 터보펌프의 규격을 Table 1에 제시하였으며 이는 30톤급 엔진의 시스템 해석을 통하여 도출된 값이다. 설계요구조건에 따라 설계되어 제작된 터보펌프가 Fig. 2에 제시되어 있으며 이 사진에는 산화제펌프, 연료펌프, 터빈이 위에서 아래로 배치되어 있다.

제작된 터보펌프에 대한 성능시험은 먼저 각 구성품에 대하여 단품 성능시험이 이루어진 후 조립체 성능시험이 수행되며 이 성능시험은 모두 항우연의 터보펌프 성능시험설비에서 이루어진다.[1] 펌프 단품 성능시험에서는 상온의 물을 매질로 하고 전기 모터로 펌프를 구동하며, 이 시험을 통하여 펌프의 양정-유량 특성, 효율-유량 특성, 그리고 캐비테이션 특성이 얻어진다.[3,4] 터빈 단품 성능시험에서는 상온의 공기를 매질로 하고 터빈 동력은 수력 동력계로 측정하며, 이 시험을 통하여 터빈의 압력비에 따른 효율-속도비 곡선이 얻어진다.[5,6]

터보펌프 조립체 시험에서는 산화제펌프-연료펌프-터빈 조립체의 동력 균형이 검증되며 또한 실(seal) 및 베어링의 작동, 터보펌프의 진동 특성이 점검된다. 터보펌프 조립체 시험에서 상온 공기로 터빈을 구동할 경우 터빈 동력이 충분하지 않아서 펌프를 설계 회전수까지 운전하지 못한다. 30톤급 터보펌프에 대하여 상온 공기로 터빈을 구동하여 시험한 결과는 제시된 바 있으며,[7] 그 시험의 회전수는 설계 회전수의 50% 수준이었다.

항우연에서는 개발 중인 추력 30톤급 터보펌프 조립체에 대하여 고온의 공기로 터빈을 구동하여 실회전수 성능시험을 수행하였다. 본 연구에서는 이 시험의 내용 및 그 결과에 대하여 고찰한다.

2. 성능시험 설비

터보펌프 조립체 시험은 펌프와 터빈에서 실매질 대신 각각 물과 공기를 사용하는 상사매질 시험으로 수행되었다. 조립체 성능 시험 설비의 구성도를 Fig. 3에 제시하였다. 두 펌프, 즉 산화제펌프와 연료펌프의 경우 3㎥ 용량의 물탱크로부터 펌프가 물을 흡입하여 다시 물탱크로 배출하는 폐회로 형식을 취한다. 운전 중 펌프 유량계수는 변경되지 않으며 펌프 출구 배관에 설치된 오리피스에 의하여 하나의 유량계수로 고정되는데, 설계 유량계수가 되도록 몇 번의 시행착오를

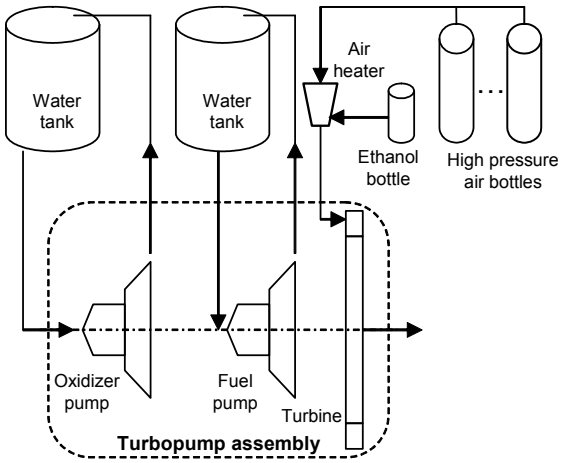

Fig. 3 Schematic of turbopump assembly test facility

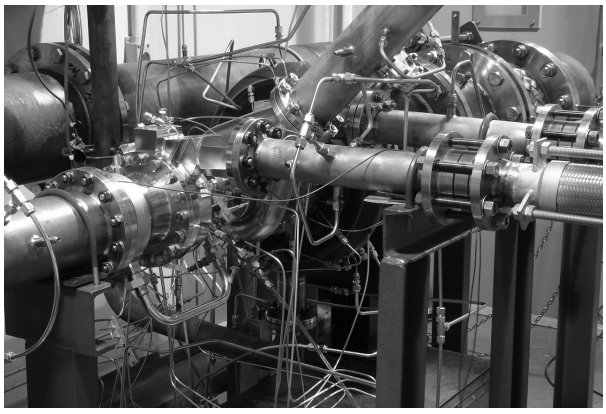

Fig. 4 Turbopump installation for test

거쳐 오리피스 내경이 결정된다. 펌프 양정의 측정을 위하여 펌프의 입구와 출구 배관에 압력센서가 설치되고 유량 측정을 위하여 펌프 하류에 터빈 유량계가 설치된다.

터빈의 경우 작동 유체는 고압의 고온 공기이다. 터보펌프 시험에서는 시험의 안전 또는 시험의 편의성을 위하여 터빈 구동용으로 실운전 가스가 아닌 시험용 가스를 사용하는 경우가 많다.[8,9] 본 시험의 시험용 가스인 고온 공기는 공기가열기에서(Fig. 3의 Air heater) 생성되는데 이 가열기는 연료로 에탄올을, 산화제로 고압 공기를 사용하는 연소기이며 공기와 연료의 혼합비는 약 27이다. 고압공기 공급용기의 규격은 32 MPa, 40 ㎥(0.9㎥×44)이고, 에탄올 공급용기의 규격은 20 MPa, 0.18 ㎥(0.09㎥×2)이다. 터빈에서는 출구 배관에 설치된 오리피스를 교체하여 터빈 압력비를 변경할 수 있다. 터빈의 입구와 출구 배관에는 온도센서와 압력센서가 설치된다. 터빈의 유량은 공기 가열기 상류에 설치된 쵸킹 벤추리에서 측정된 공기 유량과 터빈 유량계로 측정된 알코올 유량을 합하여 계산된다.

터보펌프 조립체의 시험장면을 Fig. 4에 제시하였으며 좌측 하단에 산화제펌프 입구 배관이, 우측 상단에 터빈 출구 배관이 위치하고 있다. 이 그림에는 많은 측정부와센서 케이블이 보이는데 펌프와 터빈의 입구/출구 배관에서 측정하는 주요 성능 파라미터에 추가하여 펌프와 터빈 본품에서 여러 가지 측정이 이루어진다. 펌프의 경우 볼류트 압력, 2차유로 압력, 베어링 온도, 출구 압력 섭동, 케이싱 진동 등이 측정되며 터빈의 경우에도 매니폴드와 로터 후방의 압력 및 온도 등이 측정된다. 측정되는 압력, 온도, 유량의 획득 주파수는 10 Hz이다.

3. 성능시험 결과

터보펌프 조립체 시험 중 실 및 베어링의 작동은 양호했으며 진동 특성에 특이사항은 없었다. 여기서는 터보펌프 성능과 관련된 주요 측정량, 펌프의 성능 특성, 펌프-터빈 동력 균형에 대하여 기술한다.

3.1 주요 측정량

시간에 따른 주요 측정량을 Fig. 5-8에 제시하였다. 시험시간은 총 138초이며 이중에서 공기가열기로 공급되는 공기와 연료의 압력이 정상상태가 되는 시각(Time=18 sec)부터 공기와 연료의 공급을 중단시킨 시각 (Time= 138 sec)까지의 시간은 120초이다. 시험 중 터보펌프 회전수의 시간에 대한 변화를 Fig. 5에 제시하였으며 도달 회전수는 약 20,700 rpm이다. 터빈 입구 온도를 Fig. 6에 제시하였으며 도달 온도는 1034K (=761℃)이다. 공기가열기로부터 터빈입구까지 배관길이가 약 8.5 m로서 길기 때문에 터빈입구 온도가 안정되기까지는 어느 정도 시간이 소요되며, Fig. 6에서 터빈 입구온도가 일정해지기 시작하는 시각은 약 Time=50 sec이다. 이 시각은 또한 터보펌프 회전수가 일정하게 되는 시각과 일치한다. 두 펌프의 출구 압력과 터빈 입구 압력을 Fig. 7에 제시하였고 두 펌프의 유량을 Fig. 8에 제시하였다.

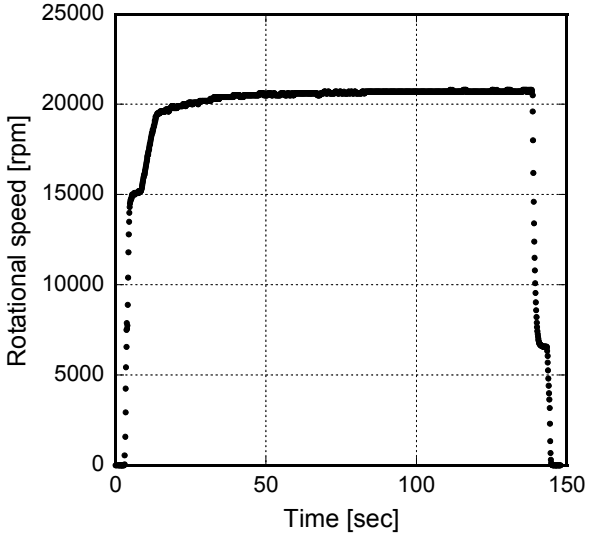

Fig. 5 Rotational speed of turbopump

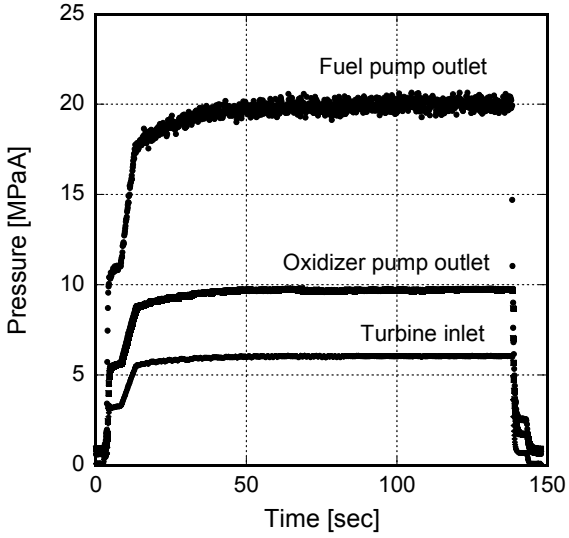

Fig. 7 Pressure of turbopump

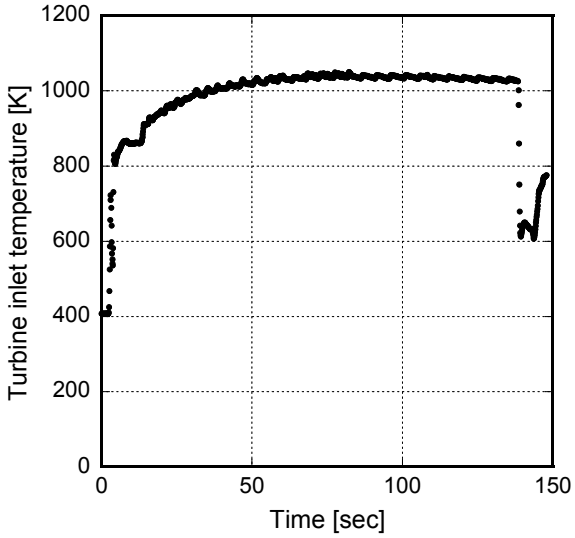

Fig. 6 Temperature at turbine inlet

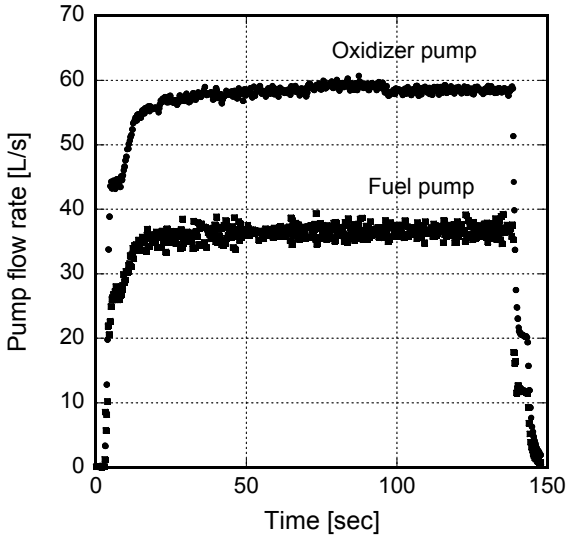

Fig. 8 Flow rate of pumps

3.2 펌프의 양정-유량 특성

펌프 단품성능시험 결과, 터보펌프 조립체 시험결과, 펌프 설계조건을 서로 비교하여 펌프 양정계수-유량계수 형태로 Fig. 9에 제시하였다. 여기서 양정계수와 유량계수는 각각 $\Delta p_0/(\rho u_{2t}^2/2)$, $Q/(A_1 u_{1t})$로 정의된다. 펌프 단품성능시험은 물을 매질로 하고 약 10,000rpm 내외의 회전수에서 이루어졌다. Fig. 9를 보면, 터보펌프 조립체 시험결과가 펌프 단품시험의 양정-유량 특성 곡선을 대체로 잘 따르는 것을 알 수 있다. 조립체시험의 양정과 펌프 단품시험 양정계수의 차이가 연료펌프에서는 1% 미만이고 산화제펌프에서는 약 3%로서 그 값이 크지 않다고 할 수 있다. 이 양정계수의 차이는 두 시험의 회전수가 다르기 때문에 발생한 것으로 보인다. 또한 회전수가 서로 약 2배 다른 두 시험에서 양정계수의 차이가 크지 않은 것으로부터 두 시험의 측정이 신뢰성 있게 수행된 것을 간접적으로 알 수 있다.

그리고 Fig. 9에서 조립체 시험 결과와 펌프 단품시험의 경향으로부터 설계 유량계수에서의 양정계수를 예측하였고 이를 터보펌프 규격과 비교

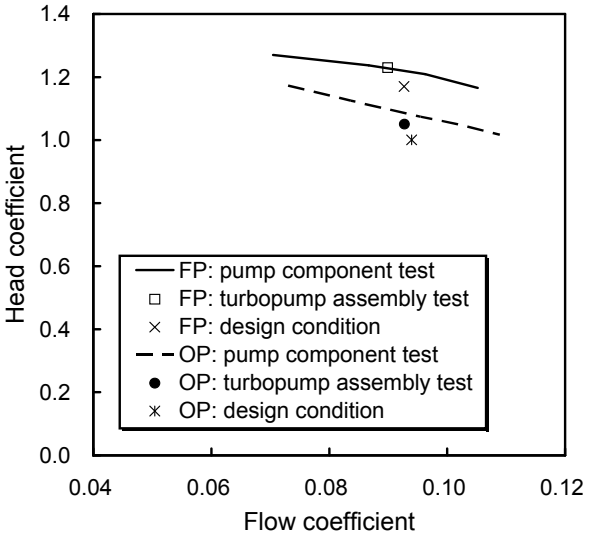

Fig. 9 Head coefficient vs. flow coefficient of pumps

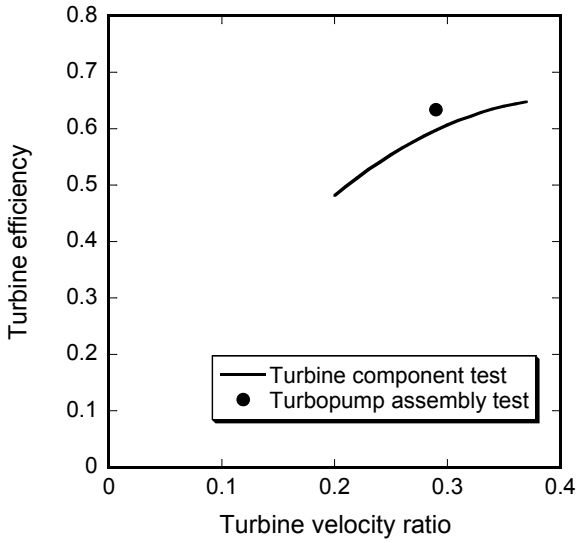

Fig. 10 Efficiency vs. velocity ratio of turbine

할 때 산화제펌프와 연료펌프의 양정계수는 설계조건에 비하여 약 4% 더 컸다. 터보펌프 규격을 만족시키기 위해서는 임펠러 직경 축소 등의 설계변경이 필요할 것으로 보인다.

3.3 펌프와 터빈의 동력 균형

두 가지 방법으로 구한 터빈 효율을 서로 비교함으로써 펌프와 터빈의 동력 균형을 점검하였다. 두 방법은 터빈에서 생성된 동력을 측정하는 방식에서 서로 다르다.

터빈 효율을 계산하는 첫째 방법은 터빈 단품 성능시험의 결과를 그대로 사용하는 것이다. 터빈 단품 성능시험을 통하여 터빈 효율은 속도비(U/c_{is})와 압력비(PR)의 함수로 표현된다.[5,6]

$$\eta_{TB} = f(U/c_{is}, PR) \tag{1}$$

여기서 터빈 속도비는 터빈 날개 속도와 유체가 터빈 입구에서 출구까지 등엔트로피 팽창할 때의 유속의 비이다. 터빈 단품성능시험으로부터 도출된 터빈 효율을 Fig. 10에 선으로 표시하였으며, 여기서 압력비는 터보펌프 조립체 시험의 값을 사용하였다. 참고로 이 터빈의 설계 속도비는 약 0.25이다.

터빈 효율을 계산하는 둘째 방법은 다음과 같다. 터빈에서 공급하는 동력은 펌프에 소요되는 동력과 기계적 손실의 합이며, 기계적 손실은 매우 적으므로 이를 무시할 때 본 터보펌프의 경우 터빈의 동력은 두 펌프, 즉 산화제펌프와 연료펌프에 소요되는 동력의 합과 같게 되며 이를 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\left(\frac{Q\Delta p_0}{\eta}\right)_{OP} + \left(\frac{Q\Delta p_0}{\eta}\right)_{FP} = (\eta P_{is})_{TB} \tag{2}$$

여기서 하첨자 OP, FP, TB는 각각 산화제펌프, 연료펌프, 터빈이다. 식 (2)에서 펌프의 유량과 전압력 상승량은 조립체 시험결과를 사용하고, 펌프 효율은 펌프 단품 성능시험에서 도출된 펌프의 효율-유량 곡선에 유량을 대입하여 얻는다. 그리고 식 (2)의 P_{is}는 터빈에서 생성되는 이상적인 동력이며 다음 식으로 표현된다.

$$P_{is} = \dot{m} c_p T_{01}\left(1 - PR^{\frac{1-k}{k}}\right) \tag{3}$$

P_{is}는 조립체 시험에서 얻은 터빈 유량, 온도, 압력비를 대입하여 계산한다. 이제 위 결과들을 식 (2)에 대입하면 최종적으로 터빈 효율이 계산되며 이 과정으로 구한 터빈 효율을 Fig. 10에 한 점으로 표시하였다.

Fig. 10을 보면 속도비 0.29에서 터빈 단품시험으로부터 구한 터빈 효율은 59.7%이고 터보펌프 조립체 시험을 통하여 구한 터빈 효율은 63.4%로서, 후자가 전자에 비하여 3.7% 포인트 더 높다. 펌프와 터빈의 효율이 개별 단품 성능시험에서보다 조립체 성능시험에서 더 높기 때문에 위의 터빈 효율에 차이가 발생한 것으로 판단된다(식 (2) 참조). 보통 회전 유체기계에서는 동일한 기계에

대하여 회전수가 상승하면 효율이 상승하는데, 이는 주로 레이놀즈수 상승으로 마찰계수가 감소하기 때문이다. 펌프 및 터빈의 단품 성능시험은 10,000 rpm 내외에서 이루어진 반면, 터보펌프 조립체 시험은 20,700 rpm에서 이루어진 것을 감안할 때 후자의 경우에 펌프와 터빈의 효율이 높을 것으로 예측된다. 실제로 펌프 및 터빈 단품 성능시험의 회전수와 유사한 회전수에서 수행한 터보펌프 조립체 시험의 경우는, 위의 두 방법으로 구한 터빈 효율의 차이가 상대값으로 1% 이하로서 매우 작았다.[7] 조립체 시험을 통하여 식 (2)로부터 구한 터빈 효율 63.4%는 회전수 상승으로 인한 터빈 효율의 향상 부분뿐 아니라 펌프 효율 향상 부분까지도 포함하는 것으로 볼 수 있다. 한편, 두 방법으로 구한 터빈 효율의 차이가 크지 않은 것으로부터 펌프 단품 성능시험, 터빈 단품 성능시험, 터보펌프 조립체 성능시험의 측정이 신뢰성 있게 수행된 것을 간접적으로 알 수 있다.

4. 결 론

개발 중인 터보펌프 조립체의 실물 크기 모델에 대하여 고온 성능시험이 수행되었다. 터빈의 매질은 고온 공기이고 펌프의 매질은 상온의 물이다. 터보펌프 조립체 시험은 약 120초간 진행되었고 회전수는 설계값에 가까운 20,700 rpm에 도달하였으며 시험 중 터보펌프는 안정적으로 작동하였다.

터보펌프 조립체의 설계 회전수 시험 결과와 기존에 설계 회전수의 약 50% 수준에서 수행되었던 펌프와 터빈의 단품성능시험 결과를 비교할 때, 펌프의 경우 양정계수가 1~3% 차이가 있었고 터빈 효율의 경우 상대적으로 약 6%의 차이가 있었으며 이러한 차이는 시험 회전수의 차이 때문에 발생한 것으로 판단된다.

참고문헌

(1) Kim, J., Hong, S. S., Jeong, E. H., Choi, C. H. and Jeon, S. M., 2005, "Development Status of a Turbopump for 30-ton Thrust Level of Engine," *Proceedings of Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Daejeon, Korea, pp. 375~383.

(2) Kim, J., Lee, E. S., Choi, C. H. and Jeon, S. M., 2004, "Current Status of Turbopump Development in Korea Aerospace Research Institute, " *Proceedings of 55th International Astronautical Congress*, IAC-04-S.P.17, Vancouver, Canada.

(3) Kim, D. J., Hong, S. S., Choi, C. H. and Kim, J., 2005, "Performance Tests of a Fuel Pump for a Turbopump Unit," *Proceedings of the Sixth KSME-JSME Thermal and Fluids Engineering Conference*, EA05.

(4) Hong, S. S., Kim, D. J., Kim, J. S., Choi, C. H. and Kim, J., 2005, "Effect of Inducer on Hydraulic Performance of a Turbopump," *Proceedings of the 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA 2005-3947.

(5) Jeong, E. H. and Kim J., 2005, "Experiments on Supersonic Impulse Turbine," *Journal of Fluid Machinery*, Vol. 8, No. 6, pp. 26~32.

(6) Jeong, E. H., Kang, S. H., Shin, D. Y., Park, P. and Kim J., 2006, "Experimental Investigation of Turbopump Turbine : Turbine Performance and Effect of Nozzle-Rotor Clearance," *Journal of Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 12, No. 5, pp. 78~86.

(7) Hong, S. S., Kim, D. J., Kim, J. S. and Kim, J., 2008, "Hydrodynamic Performance Test of a Turbopump Assembly," *Trans. of the KSME(B)*, Vol. 32, No. 4, pp. 249~254.

(8) Takida, J., Yoshikawa, K., Ogawara, A., Atsumi, M., Miyagawa, K., Kobayashi, K. and Miyawaki, T., 2007, "Development of High Performance Oxidizer Turbo-pump," *Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Cincinnati, OH., AIAA 2007-5509.

(9) Kinefuchi, K., Uchiumi, M., Inoue, M. and Hirata, K., 2005, "LE-7A FTP Full Load Cold Run," *Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power*, Kitakyushu, Japan, AJCPP2005-22033.