

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2014.18.1.065>

터보펌프 터빈의 열구조적 적합성 검증을 위한 터빈로터-파이로시동기 연계시험

정은환^{a,*} · 강상훈^b · 홍문근^b · 이항기^a · 이수용^b · 김진한^a

Turbine Rotor-Pyrostarter Coupled Test for the Verification of Thermo-Structural Suitability of a Turbopump Turbine

Eunhwan Jeong^{a,*} · Sang Hun Kang^b · Moongeun Hong^b ·
Hanggi Lee^a · Soo Yong Lee^b · Jinhan Kim^a

^aTurbopump Department, Korea Aerospace Research Institute, Korea

^bAdvanced Propulsion System Department, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: jeh@kari.re.kr

ABSTRACT

Turbine rotor-pyrostarter coupled test was performed for the verification of thermo-structural suitability of a turbopump turbine. Newly developed solid propellant and design concept were used in pyrostarter development. In case of turbine rotor, rotor configuration modification and post EDM machining process are adopted in rotor manufacturing respectively for the thermal stress relief and the surface integrity improvement on the blade surfaces. In the test, combustion gas of pyrostarter was directly ejected from the nozzles and impinged on the stationary turbine rotor specimen through the identically shaped flow passage of turbopump. Three kind of thermal load - design to extreme condition - test were performed and no damages were found on the turbine rotor specimens.

초 록

터보펌프 터빈로터의 열구조적 적합성 검증을 위한 터빈로터-파이로시동기 연계시험을 수행하였다. 새로운 추진제를 적용한 파이로시동기와 열용력 경감 설계 및 터빈 동익 표면 건전성 향상을 위한 후가공 공정이 적용된 터빈로터시편이 시험에 사용되었다. 시험은 75톤급 엔진시동을 위한 파이로 시동기의 연소가스를 터보펌프 터빈로터와 동일한 형상의 시편에 분사하는 방식으로 이루어졌다. 터빈에 가해지는 열 부하는 운용 설계점에서 극한 조건까지 세 종류로 구분하여 시험을 진행하였으며 모든 시험에서 터빈로터의 손상은 발견되지 않았다.

Key Words: Turbopump(터보펌프), Turbine(터빈), Pyrostarter(파이로시동기), 연계시험(Coupled-test)

Received 7 June 2013 / Revised 23 December 2013 / Accepted 2 January 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>

[이 논문은 한국추진공학회 2013년도 춘계학술대회(2013. 5. 30-31, 부산 해운대 한화리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

가스발생기 사이클(gas generator cycle) 액체

로켓엔진의 시동에는 SPGG (Solid Propellant Gas Generator), 즉 파이로 시동기가 널리 사용된다. 현재 한국항공우주연구원에서 개발중인 75톤, 7톤급 액체로켓엔진 역시 파이로 시동기를 이용한 시동방식을 채택하고 있다.

점화된 파이로 시동기의 연소가스는 독립적인 유로를 통해 터보펌프의 터빈으로 공급되고 펌프와 단일축으로 연결된 터빈은 터보펌프 정격 회전수의 약 50% 수준까지 가속되어 가스발생기의 점화가 가능한 환경을 만들어 낸다[1]. 이러한 초기 가속구간은 터보펌프 터빈의 열응력이 극심한 구간이며 구조적으로 가장 열악한 환경이 된다[2]. 설계/운용 환경에 따른 터빈의 형상적 특징(얇은 익단의 블리스크, 일체형 슈라우드, 높은 허브-팁 비율 (hub-to-tip radius ratio), 높은 단하중 (stage-loading) 등은 열구조적 불안정성을 배가시키며 엔진의 개발시험을 고려한 다수의 엔진 시동/종료 요구조건과 함께 신뢰도 높은 터빈의 개발에 난점으로 작용한다[3].

한국항공우주연구원은 과거 30톤급 액체로켓엔진의 개발과정에서 파이로시동기 및 터빈 간의 열구조적 적합성 검증에 어려움을 경험한 바 있으며[4,5] 이를 극복하기 위해 새로운 개념을 적용한 파이로 시동기 개발[6-8], 터빈로터 형상 개선 및 로터 후가공 공정 개발등의 노력이 이루어 졌다[3,9]. 본 논문에는 그동안 진행되어 온 개발 검증의 일환으로 수행된 파이로 시동기-터빈 연계시험 결과를 다루었다. 75톤급 터보펌프 터빈로터 및 파이로 시동기를 이용하여 시험이 이루어졌으며 총 3회에 걸쳐 터빈 로터시편에 가해지는 열에너지를 단계적으로 증가시키는 방식으로 진행된 시험결과를 정리하였다.

2. 75톤 엔진 파이로시동기 및 터빈 개발현황

2.1 30톤급 엔진 터빈로터-파이로시동기 연계시험

소형위성발사체(나로호) 개발사업의 일환으로 30톤급 액체로켓용 터보펌프의 개발이 진행되었으며 이와 관련한 검증시험의 일부로서 터빈로터시편-파이로 시동기 연계시험이 2004년 11월에

수행되었다. 시험에 사용된 터빈로터는 현재의 제작방식인 EDM (Electric Discharge Machining)이 동일하게 적용되어 만들어졌다. 파이로 시동기 추진제의 경우 AN (Ammonium Nitrate)을 주산화제로 사용하고 연소온도를 낮추기 위해 (1400 K 이하) 연료 역할을 하는 바인더의 비율을 크게 하였다[5]. 이로 인해 연소 시 검은 고체 입자를 다량 포함하는 가스를 결과하였다. 또한, 저에너지 산화제인 AN기반 추진제의 특성(낮은 점화성, 높은 흡습성)으로 인해 점화기 장약량을 크게 할 수밖에 없었다. 수차례에 걸친

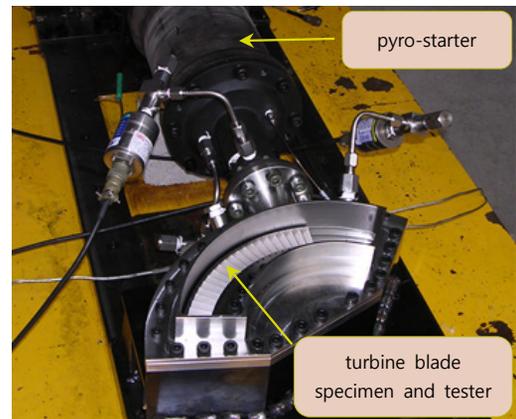


Fig. 1 30 ton Turbine-Pyro Starter Coupled Test.



Fig. 2 Damaged 30 ton turbine after the test.

시험에서 터빈로터 시편의 손상이 나타났으며 연소가스가 지나가는 모든 영역의 동익익단 에서 삭마가 관찰되었다[4]. Fig. 1, 2는 연계시험기 및 손상된 터빈시편을 보여준다. 연계시험과 더불어 파이로 시동기 점화기의 영향을 확인하기 위한 이루어진 점화기-시편 시험결과를 종합하여 내려진 터빈시편 파손의 원인으로는 과도한 점화에너지, 연소가스의 유질 및 온도, 그리고 터빈로터 가공면의 불완전성(poor surface integrity)이 거론된 되었으며 이에 대한 해결책들을 75톤급 파이로 시동기 및 터빈 개발에 적극 반영하였다.

2.2 75톤 엔진 파이로 시동기 개발현황[6-8]

75톤 엔진용 파이로 시동기는 연소압과 추진제 조성등에서 새로운 설계를 적용하였다. 우선 연소압을 대폭 상향하여 (120-150 bar) 연소속도를 높이고 표면적을 줄여 시동기의 크기를 줄일 수 있도록 하였다.

시동기 출구에는 파열판(rupture disk)을 적용하였는데 이로 인해 적은 점화 장약으로도 안정적인 점화가 이루어지게 되었으며, 점화 시 발생하는 큰 온도 피크 문제도 함께 해결되었다.

추진제는 30톤급 시동기와 다른 조성을 사용하였다. AN 산화제를 배제하고, 고에너지 산화제인 RDX만을 사용하여 산화제 조성을 최소화한 대신 점화성과 산소함유율 면에서 좋은 특성을 지닌 DHG (Dihydroxyglyoxime) 냉각제를 다량 사용하였다. 소량의 산화제를 보완하기 위해

고에너지 가스제인 TMETN (Trimethylolethane Trinitrate)과 BTTN (Butanetriol Trinitrate)을 적용하였으며 그 비율을 30톤 시동기에 비해 두 배로 늘렸다. 이러한 새로운 조성과 연소조건을 적용함으로써 연소속도, 저장성, 점화신뢰도, 연소온도 등 다수의 기술적 난제들이 해결되었으며 고체입자가 대폭 줄어든 향상된 유질의 연소가스를 구현하였다. Fig. 3은 개발된 75톤급 엔진 파이로시동기를 보여준다.

2.3 75톤 터빈 개발현황[3,9]

현재 개발이 이루어지고 있는 75톤급 터보펌프 터빈은 성능뿐 아니라 열구조적 신뢰도를 높이기 위한 다양한 노력들이 반영되었다. 구조적으로 가장 취약한 동익 허브의 열응력 집중을 완화시키기 위해 로터 슈라우드 분할, 슈라우드 두께조절 및 디스크-동익 연결부위 그루브 삽입 등 다양한 로터 형상변경 연구가 진행되었으며 이로 인해 응력집중부위의 소성 변형량이 형상 개선 전에 비해 해석상 70% 이상 감소하는 것으로 확인되었다. 최근 들어 초음속 터빈제작에 많이 이용되고 있고 본 개발터빈에도 적용된 방전가공(EDM)에 의해 나타나는 터빈 동익 표면의 리캐스트층 (recast layer) 제거 방법에 대한 연구도 이루어 졌다. 리캐스트층은 거칠고 불균일

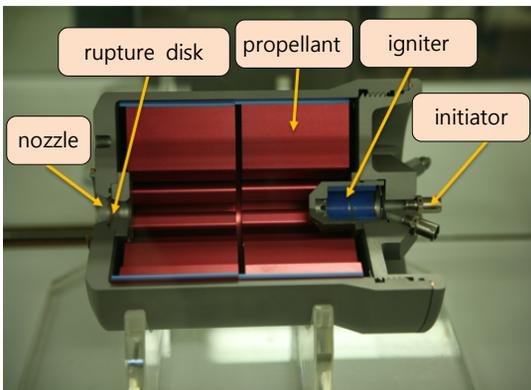


Fig. 3 Pyrostarter of 75 ton liquid rocket engine[8].

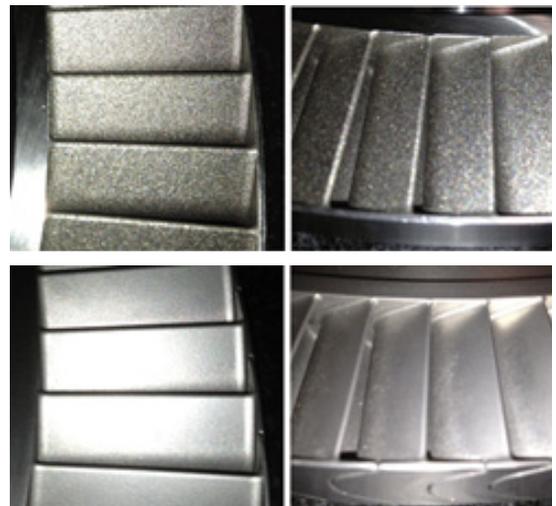


Fig. 4 Turbine blade : before (up) & after (down) RBG[8].

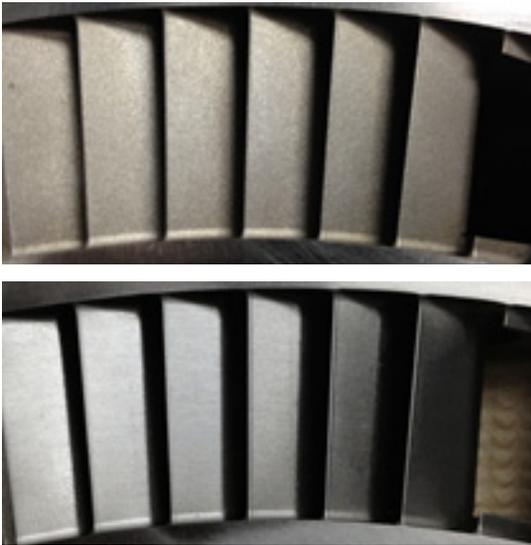


Fig. 5 Turbine blade: before(up) & after(down) AFM[9].

Table 1. EDMed surface residual stress comparison.

no	blade mach.	post-mach.	surface stress*	comments
1	EDM	NA	+768MPa	surface rough. : 3.5Ra
2	EDM	Rotating Barrel Grinding (RBG)	-694MPa	surface rough. : 1.0~ 0.4Ra used in the current test
3	EDM	AFM**	-624MPa	surface rough. : 0.5~ 0.7Ra

* Measured by X-ray diffraction method. +/- signs imply compressive/tensile residual stresses respectively.

** Abrasive flow machining.

한 표면조도 및 단차, 미세 크랙등의 표면손상, 그리고 인장 잔류 응력등에 의한 피로강도 저하 (모재 대비 40% 이하 수준)등 공력 및 구조적으로 악영향을 미친다. 이에 리캐스트층 제거를 위한 화학적 전처리 공정 및 회전식 바렐연마 (Rotating Barrel Grinding, RBG)와 AFM (Abrasive Flow Machining) 기법을 개발/적용하여 동익 표면의 건전성 (surface integrity)을 크게 향상시켰다 (Fig. 4, 5 참조). 동익 표면의 리캐스트층 제거는 가공면의 압축잔류응력 형성과 표면조도 개선 (Table1 참조) 이라는 부가적인

효과도 결과하였는데 이는 피로강도와 성능향상에 기여하는 것으로 확인되었다.

3. 터빈로터-파이로 시동기 연계시험기 설계 및 시험 조건 설정

2절에서 기술된 파이로시동기와 터빈의 향상된 설계와 제작기법에 대한 검증과 궁극적으로 두 부품간의 적합성(suitability)을 확인하기 위한 시험기설계/제작이 이루어졌다. 연계시험용 시험기는 터보펌프 터빈 본품과 동일유로(입구플랜지-엘보-매니폴드-노즐)를 갖도록 제작되었으며 터빈로터 시편은 노즐 출구에 고정되도록 하였다. (Fig. 9 참조) 이러한 구조는 기본적으로 30톤급 엔진 터빈로터-파이로시동기 연계시험기[4] 시험기와 동일하다.

로터가 회전하는 경우 파이로 시동기에 의한 열에너지는 로터 유로의 전체 원주(360 deg)에 고르게 분산되는 반면, 고정 상태에서는 시동노즐 영역(Fig. 6 참조)의 로터에만 집중된다. 이와 더불어, 로터 회전 시 로터가 느끼는 온도는 회전수가 증가함에 따라 감소하여 로터에 가해지는 열부하도 일정 정도 감소하게 된다. 고정시편 형태의 시험기는 이러한 현상들을 반영하지 못하며 이를 해결할 수 있는 방안을 강구하여 시험기에 구현하고자 하였다.

Fig. 7은 파이로 시동기 연소시험에서 얻은 온도압력 측정값과 터빈 구성품 시험에서 얻은 터빈성능 특성을 이용하여 시동초기 터보펌프 회전수 발달을 예측한 결과[1]이며 Fig. 8은 해당 예측결과를 바탕으로 로터에 부과되는 열에너지를 계산한 것이다. 시동 후 0~0.1초 구간에서는 회전수 발달이 미미하나 가스유량 및 온도 역시 적고 낮아 인가되는 열에너지는 크지 않은 것으로 확인되었다. 0.1초 이후 구간에서는 회전수가 충분히 발달, 0.1초당 2~8회의 로터회전이 이루어져 시동기의 연소가스가 터빈로터 유로를 균일하게 가열하는 것으로 가정할 수 있으며 이에 따라 시동노즐 영역의 로터에 가해지는 열에너지(energy on the rotor)는 회전좌표계 시동기

열에너지 (energy in rotating frame)의 1/6로 쉽게 계산된다. Fig. 8에서 보듯, 시동노즐 영역의 로터에 가해지는 열에너지는 0~1.2초 구간(시동기의 주요작동구간)에서 거의 균일하게 나타나며 0.1초 이후 각 시간대별 파이로시동기에너지 대 로터부과에너지 비율은 6.2~6.6 사이에 분포하는 것으로 예측되었다.

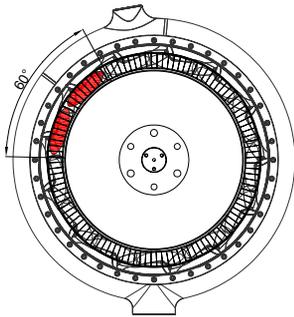


Fig. 6 75 ton turbine nozzleblock exit.

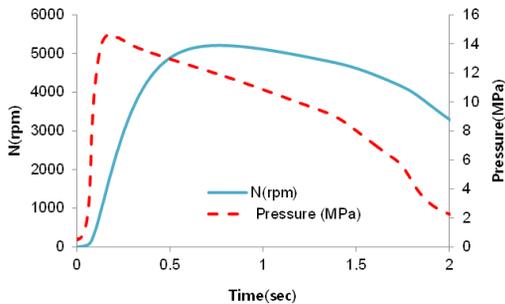


Fig. 7 Turbopump speed development[1].

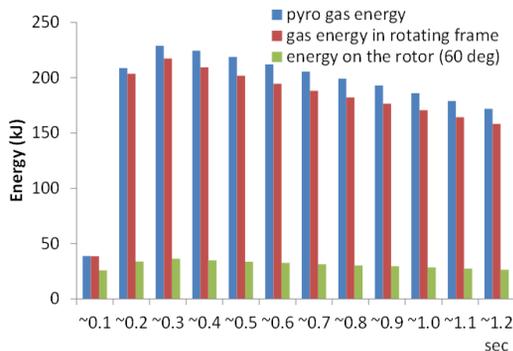


Fig. 8 Heat load on the rotor per 0.1 second.

이와 같은 검토를 바탕으로 시험기는 고정시편에 가해지는 열에너지가 실제 회전하는 터빈과 유사하도록 설계하였다. 가해지는 열에너지의 조절은 시험기 매니폴드에 바이패스 포트 (Ø 15.7 mm × 9)를 설치하여 시동노즐 (Ø14.9 mm × 2)을 통과하는 유량을 조절하는 방법으로 구현하였으며 노즐 통과 유량은 파이로 시동기 유량의 최소 1/6배 까지 조절되도록 하였다.

시험은 터빈 시편에 부과되는 열에너지를 세 가지로 구분하여 수행하였으며 그 차이점을 Table 2에 정리하였다. Test 1은 회전을 고려할 때 로터에 부과되는 에너지가 노즐의 질유량에

Table 2. Test conditions.

Test	% nozzle flow*	Comments	Pyrostarter
Test 1	16.7%	Assume heat load is proportional to combustion gas flow rate. Nine bypass ports are opened.	EM-08
Test 2	23.1%	Assume heat load is proportional to combustion gas flow rate and adiabatic work. Six bypass ports are opened.	EM-09
Test 3	100%	All of combustion gas flow through the nozzles. No bypass port opened.	EM-10

* Defined as mass flowrate through nozzles divided by total pyrostarter gas flow.

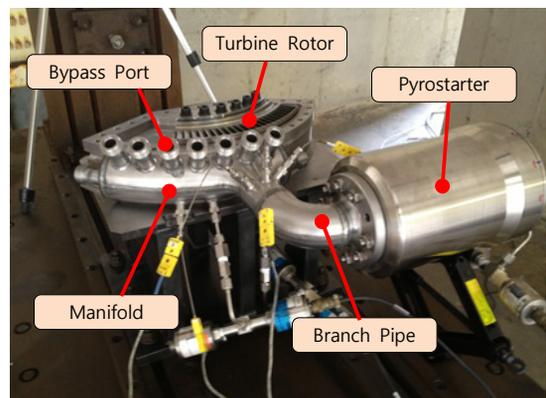


Fig. 9 Pyrostarter-turbine rotor coupled tester.

비례하는 경우, Test 2는 질유량과 단열일에 비례하는 경우이며, Test 3은 극한시험으로 Test 1의 6배의 열부하가 가해지는 경우에 해당한다. 파이로시동기의 연소상태 확인 및 정상적인 시험수행여부 판별을 위해 유로내부의 온도, 압력을 측정하였으며 위치별 센서의 장착 모습을 Fig. 9에 나타내었다.

4. 시험결과

본 시험에 사용된 파이로 시동기는 시험모델(EM) 08, 09, 10호기이며 EM-04호기 부터 동일한 추진제를 사용하고 있다. Fig. 10은 파이로 시동기 연소실 압력 측정 그래프를 비교한 그림이다. 연계시험 Test 2 (EM-09호)의 경우 연소실 압력이 측정되지 않아 그림에는 누락되었으나 매니폴드 측정압 및 노즐/시동기 목면적으로 환산된 연소압은 정상적인 수준인 것으로 판단되었다. 그림을 보면 Test 1 (EM-08호)은 예전 시험결과보다 약간 낮은 압력, Test 3 (EM-10호)은 약간 높은 압력을 나타내고 있으며 이는 독립적으로 수행된 추진제 연소속도 측정 데이터와 유사한 경향을 보여준다 (Table 3 참조). 하지만 Test 1, 3의 측정압 편차는 추진제 제조사에서 제시한 표준편차에 들고 있어 수행된 시험의 시동기 연소는 정상적으로 이루어진 것으로 볼 수 있다.

Fig. 11은 시험기 매니폴드에서 측정된 연소가스 온도를 비교한 그림으로 최대온도(1420K) 및 온도거동이 세 시험 모두 유사하게 나타났다.

Fig. 12는 Test 3의 0.2초 간격 스냅사진이며 Fig. 13에는 시험전과 시험후의 시편들을 비교하였다. 시험이 수행된 모든 시편에서 열화의 흔적이 나타났으나 육안으로 확인할 수 있는 손상은 발견되지 않았다. 시험시편의 미세크랙 등의 발생여부를 확인하기 위해 수행된 FPI (Fluorescent Penetrant Inspection) 검사에서도 문제점은 발견되지 않았으며 경도 검사에서도 시험 전후의 경도값(HRC)이 40.2~42.5에 분포해 큰 차이를 발견할 수 없었다. 참고로 시효경화

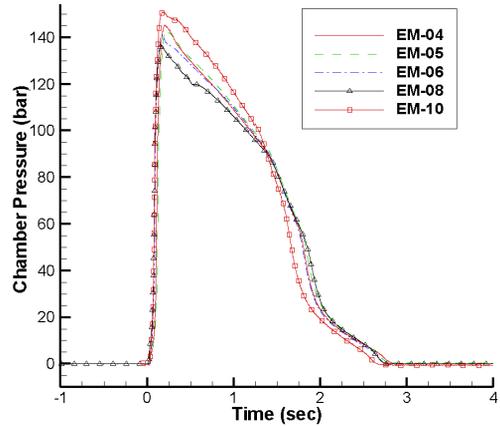


Fig. 10 Pyrostarter combustion pressure.

Table 3. Pyrostarter propellant burning rate.

model	EM-04	EM-05	EM-06	EM-08	EM-09	EM-10
	-	-	-	test 1	test 2	test 3
burning rate (mm/second) @2000 psi	7.00	6.97	6.71	6.6	7.14	7.14

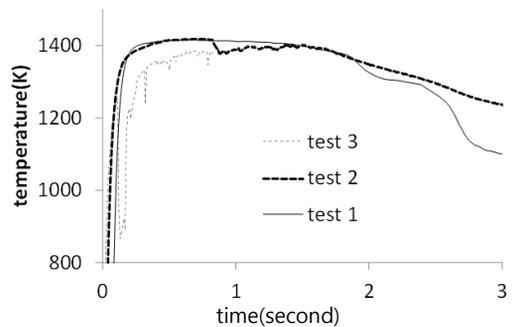


Fig. 11 Pyrostarter gas temperature comparison.



Fig. 12 Snap shot of test 3 (0.2 second per frame).

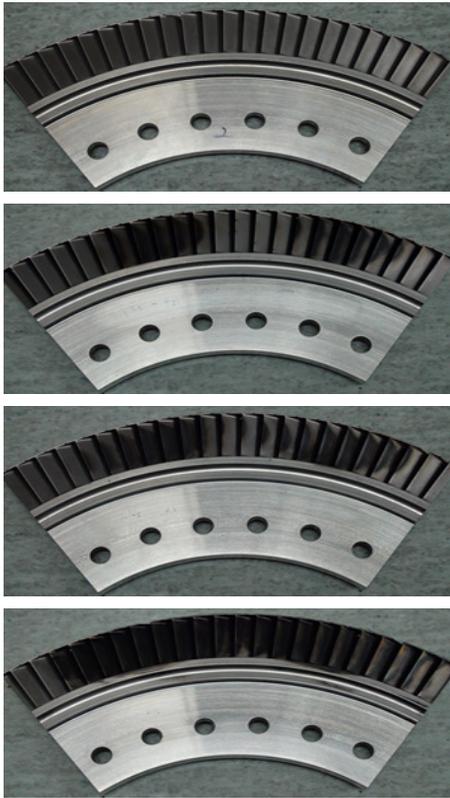


Fig. 13 Turbine rotor specimens, before test and after test 1~3 (from the top).

처리된 시편소재 Inconel 718의 HRC는 36~44 정도이다. 시험전후 형상의 직접비교를 위해 준비해 둔 로터시편 익단의 3차원 좌표값의 비교의 경우, 열부하가 극심했던 Test 3 시편 팁의 미미한 노즐방향으로의 변형(0.015 mm 미만)을 제외한다면 손상은 없었다고 할 수 있으며 발견된 변형 역시 중동형 터빈에서 나타나는 전형적인 열변형 [2] 양상으로 부분적으로 절개된 로터시편의 변형에 대해 물리적 해석은 크게 의미가 없는 것으로 결론지어졌다.

5. 결론 및 향후 계획

본 연계시험을 통해 75톤 파이로 시동기 개발과 터빈의 열구조 신뢰도 향상을 위한 연구들이 성공적으로 수행되었음이 확인되었다. 여섯배를

넘어서는 열부하 조건을 포함한 세 차례의 연계시험에서 터빈로터에는 과거 30톤급 터빈 연계시험 결과와 같은 손상이 발견되지 않았으며 시험 전후 형상적, 물리적 차이점들도 발견되지 않았다.

향후 AFM을 적용하여 EDM 리캐스트 층을 제거한 터빈시편에 대해 유사한 시험이 계획중에 있다. 한국형발사체 3단용 7톤급 터보펌프 터빈에 대해서도 본 연계시험과 동일한 절차를 통해 열구조적인 검증시험을 진행할 예정이다.

References

1. Jeong, E., Lee, H., Park, P.G., Hong, M., and Kim, J., "Research on the Torque and Starting Characteristics of a Turbopump," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 1, pp. 35-41, 2013.
2. Yoon, S.H., Jeon, S.M., and Kim, J., "Transient Thermal and Structural Analysis of Liquid Rocket Turbopump Turbine," 2005 ASME Summer Heat Transfer Conference, San Francisco, CA., USA, Jul. 2005.
3. 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.
4. Jeong, E., "Turbine Rotor - Pyrostarter Integrated Test," TR-13534-PA30000-0005, Korea Aerospace Research Institute, Internal document, 2005.
5. Hong, M. and Han, S.Y., "Present Status and Prospective of Turbopump Starter for KSLV," KARI-PCG-TM-2005-002, Korea Aerospace Research Institute, Internal document, 2005.

6. Hong, M. and Lee, S.Y., "Development of Pyro-starter TM," KARI-FLT-TM-2009-002, Korea Aerospace Research Institute, Internal document, 2009.
7. Song, J.K., Choi, S.H., Hong, M., and Lee, S.Y., "Development of Propellant for Turbopump PyroStarter," *Proceedings of the 2009 KSPE Spring Conference*, pp. 7-10, 2009.
8. Choi, J., Song, J.K., Choi, S.H., Hong, M., and Kang, S., "Study of Solid Propellant for Starter of Turbo Pump," *Proceedings of the 2013 SASE Spring Conference*, 2013.
9. Jeong, E., Yoon, S.H., Moon, S.D., and Kim, J., "Study on Stress Concentration Relief and EDM Recast Layer Removal of a Turbopump Turbine Rotor," *The 12th Symposium on Space Launch Technology*, KAIST, 2013.