

30톤급 터보펌프-가스발생기 연계시험에서 예냉 절차 연구

문윤완* · 남창호* · 김승한**

A Study of Chill-down Process in 30 tonf Turbopump-Gas Generator Coupled Tests

Yoonwan Moon* · Chang-Ho Nam* · Seung-Han Kim**

ABSTRACT

An analysis of chill-down process was performed for 30 tonf Turbopump-Gas generator coupled tests. The chill-down process must be fulfilled before liquid rocket engine test using cryogenic propellant. Cavitation, damage and/or combustion instability due to bubble of propellant must be eliminated by chill-down process in a test specimen, especially cryogenic pump. The analysis of test data obtained by 30 tonf TP-GG coupled tests was performed in order to be based on the test process of KSLV-II liquid propellant rocket engine which will be developed. To macroscopically understand the process of chill-down from the viewpoint of test procedure the temperatures of important part and total time of chill-down process were analyzed.

초 록

30톤급 터보펌프-가스발생기 연계시험에서 예냉 절차에 대해 분석을 수행하였다. 예냉은 극저온 추진제를 사용하는 액체로켓엔진에서는 시험 전 반드시 수행하여야 하는 절차이다. 예냉을 통해 시험기, 특히 극저온 펌프의 온도를 극저온으로 낮춰 펌프의 공동화 현상, 베어링 부의 파손, 기포에 의한 연소 불안정성의 가능성을 사전에 제거한다. 30톤급 터보펌프-가스발생기 연계시험을 통해 수집한 자료를 분석함으로써 한국형발사체 엔진 개발 시험 시 유용한 자료로 사용하고자 연구를 수행하였으며, 각 주요 부위의 온도, 예냉 수행 시간 등을 파악하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Chill-down(예냉), Turbopump(터보펌프), Gas Generator(가스발생기), LOx(액체산소), Cryogenic(극저온), Temperature(온도)

1. 서 론

예냉은 극저온 액체로켓엔진을 시험 또는 발사하기 전에 반드시 수행하여야 하는 절차이다. 극저온을 추진제로 사용하는 액체추진체로켓엔진의 경우, 액체산소는 절대 온도 90 K 정도에서 운용되거나 추진제를 엔진부에 접촉시킬 때, 접

* 한국항공우주연구원 엔진팀

** 한국항공우주연구원 추진기관팀

† 교신저자, E-mail: ywmoon@kari.re.kr

축부는 상온이므로 극저온 추진제가 급격히 증발한다. 급격한 증발이 발생했을 시 추진제의 밀도가 약 1/1000이하로 감소하므로 요구하는 유량이 엔진으로 유입되지 않아 정상적인 성능을 기대하기는 어려운 상황이 된다. 하지만 성능 감소 문제 이전에 안전상의 문제가 더 크다. 엔진의 터보펌프, 배관, 밸브 등을 충분히 냉각시키지 않고 엔진을 작동하면 추진제의 기화로 인해 터보펌프가 제대로 작동하지 못하고 공동화(cavitation) 현상이 발생한다. 터보펌프의 공동화 현상은 심한 진동과 임펠러의 물리적 파손을 유발하여 대형 사고로 이어진다. 또한 고속으로 회전하는 터보펌프는 베어링에 열부하가 많이 걸리므로 예냉을 수행하지 않고 엔진을 점화할 경우에는 베어링의 손상과 더불어 폭발의 위험성이 존재한다. 실제로 베어링을 충분히 냉각하지 못하여 HM7B 엔진이 폭발한 경우가 있다[1]. 만약 충분히 냉각되지 못한 배관, 펌프 등을 거쳐 추진제가 연소실로 유입되면 추진제 내에 기체 용존도가 높아 연소 안정성을 해치게 된다.

본 연구에서는 한국형발사체 액체로켓엔진의 시험에 사용하기 위해 30톤급 액체로켓엔진의 주요 구성품인 터보펌프+가스발생기 연계 시험에서 예냉 절차를 분석하였으며 이를 바탕으로 예냉 기준의 적합성을 살펴보았다.

2. 30톤급 터보펌프-가스발생기 연계시험

2.1 30톤급 터보펌프-가스발생기 연계 시험기 구성

30톤급 터보펌프-가스발생기 연계시험에서의 시험기 구성은 참고문헌 [2]와 [3]에 잘 나타나 있다. 터보펌프-가스발생기 시험기의 경우 개회로 구성과 폐회로 구성으로 시험을 수행하였는데, 개회로 구성은 터보펌프의 승압된 추진제를 가스발생기로 보내 가스발생기의 연소가스를 생성시키고 배출하여 후연소로 태우며 터빈은 기체수소로 구동한다. 폐회로 구성은 개회로 구성과 거의 동일하나, 실제 엔진처럼 가스발생기의 연소가스를 터빈으로 보내 터보펌프를 구동한다.

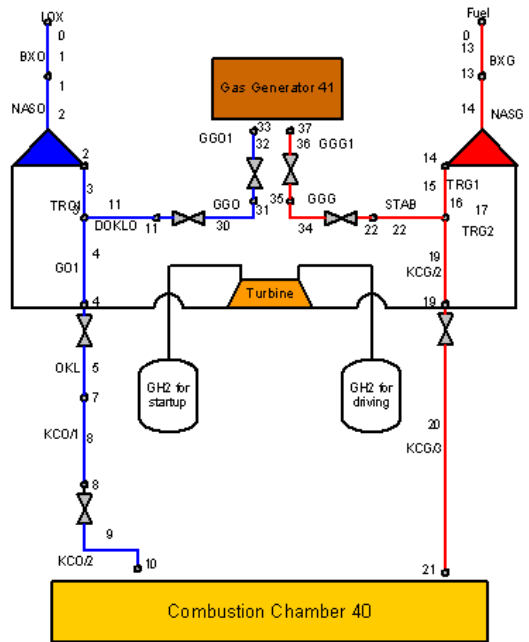


Fig. 1 Schematic for hydraulic network of open loop test[2]

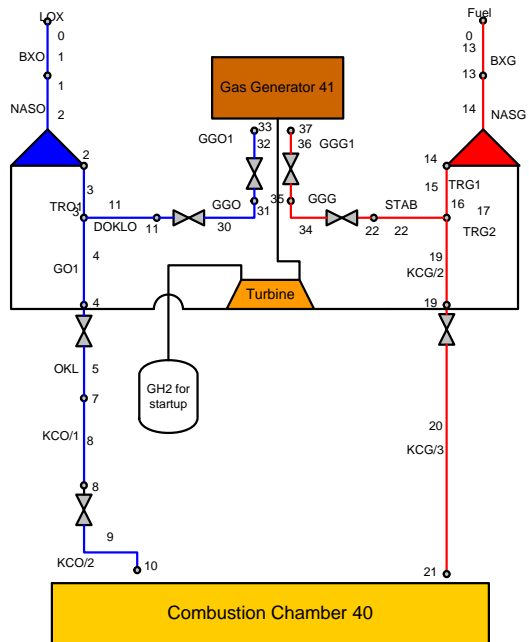


Fig. 2 Schematic for hydraulic network of closed loop test[3]

2.2 터보펌프-가스발생기 시험에서의 예냉

터보펌프-가스발생기 시험에서 예냉은 LOX 시험설비 배관을 통해 터보펌프의 산화제 펌프로 유입되고 산화제 펌프 출구를 통해 LOX를 배출한다. 이때 산화제 펌프의 냉각되는 부분은 산화제 펌프 입출구와 베어링 부이다. 이러한 예냉을 수행할 때 극저온 추진제를 강제로 흘려 강제대류로 냉각하는 방식과 일정 시간이 지난 후 극저온 추진제를 유로에 가둬 일정시간 냉각을 하고 배출하는 두 가지 방식을 모두 상용한다.

3. 결과 및 고찰

극저온 산화제 펌프의 예냉에서 주요 점검 부위는 산화제 펌프 입구, 출구 및 베어링 부이다.

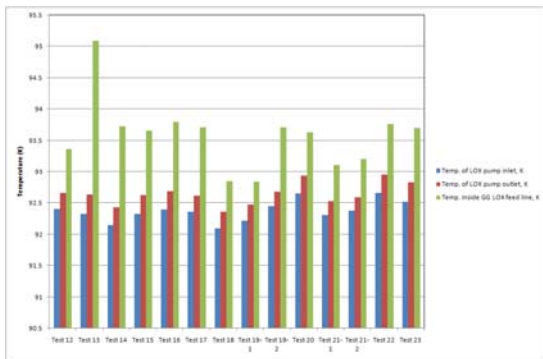


Fig. 3 Temperature of LOX Pump Inlet/Outlet

산화제 펌프 입구와 출구의 온도는 Fig. 1과 같다. 그림에서 보면 92.5 K 전후로 냉각이 된 것을 볼 수 있다.

Figure 2는 산화제 펌프 베어링에서의 온도이다. 베어링 부는 3부분의 온도를 점검하였는데 전체 100 K이하로 유지되는 것을 볼 수 있다. Figure 1과 Figure 2로부터 Vulcain 엔진의 예냉 조건(Table 1)을 잘 만족하는 것을 볼 수 있었다.

예냉에 필요한 전체 용량 등을 파악하기 위해 전체 예냉 시간을 파악하는 것이 중요하다. 전체 예냉시간과 산화제 펌프의 예냉시간은 Fig. 3에 잘 나타나 있다. Figure 3은 30톤급 TP-GG 연계 시험에서의 예냉시간 시작과 종료 시간 및 LOX

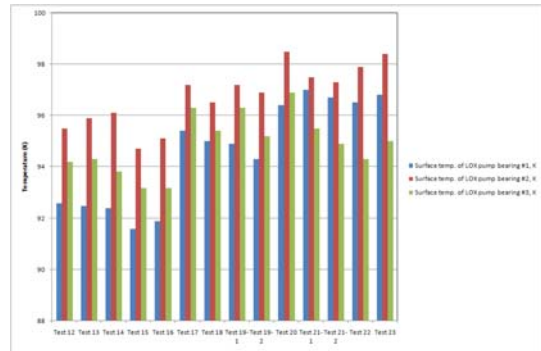


Fig. 4 Surface Temperature of LOX pump bearings

Table 1. Requested Temperature of Vulcain Engine[1]

| Mea. point | Req. temperature |
|-------------------|---------------------|
| LOX pump inlet | 90.1 K < T < 92.5 K |
| LOX pump outlet | 90.1 K < T < 93.1 K |
| LOX pump Bearings | 87.1 K < T < 100 K |

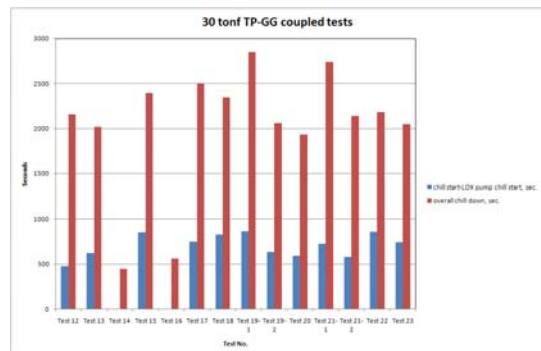


Fig. 5 The Consumed Time for chill-down during TP-GG coupled tests

펌프 예냉시작과 전체 예냉종료를 도시한 것이다. 전체 예냉시간은 경우에 따라 차이가 나지만 적게는 2000 초에서 많게는 약 2800 초 동안 예냉하는 것을 볼 수 있다. 여기서 (chill start-LOX pump chill start)는 예냉 명령이 떨어진 후 산화제 펌프 예냉시작 전까지의 시간이며 이때는 산화제 펌프로 산화제가 유입되지 않고 우회하여 return된다. 산화제 펌프 전단의 예냉 시간은 약 500~800 초 정도 된다. 하지만 이것은 설비에 따라 달라진다. 그 이후는 산화제 펌프로 극저온

유체가 유입되면서 산화제 펌프 및 설비의 후단 부분을 냉각한다. 그림에서는 산화제 펌프와 후단의 설비 부분 냉각 시간이 구분되어 있지 않다. 하지만 Test 13, 14와 Test 15, 16을 통해 유추할 수 있다. Test 13, 14 및 Test 15, 16은 하루에 2번의 시험을 수행한 경우로서 펌프의 온도 수준을 예냉으로 환경조성을 하고 시험을 수행하였다. 이때를 보면 전체 예냉시간이 440초와 560초로 엔진 부분을 냉각하는 데에는 시간이 많이 소요되지 않음을 볼 수 있었다. 그러므로 예냉 시간은 설비 냉각이 큰 부분을 차지함을 알 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 30톤급 터보펌프-가스발생기 연계시험을 통해 예냉 절차를 분석하였다. 시험설비 포함 전체 예냉 시간과 펌프 냉각 시간을 비교하여 보았고 그로부터 냉각된 주요 부위의 온

도가 해외의 기준과 일치하는 것을 볼 수 있었다. 이러한 데이터는 추후 한국형발사체 엔진 시험 시 감고할 예정이며 그에 맞는 절차를 구체적으로 도출할 예정이다.

참 고 문 헌

1. Kitsche, W., Operation of a Cryogenic Rocket Engine: An Outline with Down-to-Earth and Up-to-Space Remarks, Springer, 2010.
2. 문윤완, 김승한, 설우석, “터보펌프 조립체-가스발생기 연계 개회로 시험에서의 시동특성 분석,” 제31회 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2008, pp.15-18
3. 문윤완, 김승한, 설우석, “터보펌프 조립체-가스발생기 연계 폐회로 시험에서의 시동특성 분석,” 제31회 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2008, pp.19-22