

## 터보펌프+가스발생기 연계시험 설계

김승한\* · 남창호\* · 김철웅\* · 설우석\*

### Design of Turbopump+Gas Generator Coupled Test

Kim Seung Han\* · Nam Chang-Ho\*, Kim Cheol-Woong\* · Seol Woo-Seok\*

#### ABSTRACT

This paper describes the current development status of the major subsystems, turbopump and gas generator, for a turbopump-fed liquid oxygen-kerosene rocket engine system. As a secondary stage of the liquid rocket engine development test, turbopump-gas generator powerpack tests are planned. The schematics of the test hardware and the test facility for the TP+GG coupled test are presented. The results of a preliminary analysis for operating regimes of the TP+GG coupled test are also presented.

#### 초 록

본 논문에서는 현재까지 개발된 액체산소, 케로신을 추진제로 하는 액체로켓엔진시스템 개발을 위한 엔진시스템 및 가스발생기와 터보펌프 등의 주요 엔진 구성품의 개발 결과를 살펴보았으며, 액체로켓엔진 개발 시험의 중간 단계로서 연소기를 제외한 터보펌프 등의 엔진 주요 구성품을 이용한 터보펌프+가스발생기 연계시험 수행을 위한 준비로서 터보펌프+가스발생기 연계시험의 시험기 및 시험설비 구성이 제시되었으며, 연계 시험 작동 영역에 대한 시스템 해석결과도 제시하였다.

**Key Words:** Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Turbopump-fed(터보펌프 공급), TP+GG coupled test(터보펌프+가스발생기 연계시험)

#### 1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 우주발사체용 액체로켓엔진 개발에 필요한 선행기술 확보를 위해 선행개발 엔진으로서 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하는 가스발생기 구동방식의 터보펌프식 액체로켓엔진 시스템 및 터보펌프, 연소기, 가스발생기, 밸브류 및 공급계 등의 엔진 주요

구성품 개발을 진행하고 있다[1]. 현재까지는 주로 연소기, 터보펌프, 공급계, 가스발생기 등의 주요 엔진 구성품에 대한 개발시험이 진행되어 왔으며, 실물형 수준에서의 연소기, 가스발생기, 터보펌프 및 공급계 부품에 대한 개발 작업이 진행되고 있다[2].

일반적인 액체로켓엔진 개발시험에서는 터보펌프와 연소기, 가스발생기의 축소형 혹은 상사모델을 이용하여 개발시험들을 수행하고, 그 결과를 이용하여 펌프, 가스발생기, 연소기, 공급계 등의 모든 필요한 실물형 구성품의 개발시험

\* 한국항공우주연구원 엔진그룹  
연락처자, E-mail: detokim@kari.re.kr

을 거치면서, 터보펌프-가스발생기 연계시험과 같은 통합 설계에 대한 엔진 구성품간 조합시험이 수행되고, 이를 통해 확보한 시험결과는 실물형 엔진 시제품 개발에 필요한 기술을 확보하기 위해 이용된다[3]. 이에 따라, 현재까지 진행된 엔진 구성품 개발 결과를 바탕으로 하여 엔진시스템 단계에서의 개발시험들이 수행되고 있고 수행될 예정이다. 엔진 구성품간의 정합성 검증을 위한 시험들이 계획되어 있는데 그 중 대표적인 것이 터보펌프+가스발생기 연계시험을 들 수 있다.

본 논문에서는 현재까지 개발이 진행 중인 액체로켓엔진시스템 구성품인 터보펌프와 가스발생기를 이용하고, 연소기를 모사하는 추진제 공급시스템을 이용하여 액체로켓엔진 시스템 모사 시험으로서의 터보펌프, 가스발생기 연계시험을 소개하고 기술적인 사항들을 살펴보는 것을 목적으로 한다.

## 2. 액체로켓엔진시스템 및 엔진 구성품

### 2.1 엔진 시스템

일반적인 개방형 가스발생기 사이클의 엔진 구성도가 그림 1에 간단한 형태로 제시되어 있다[4]. 일반적으로 가스발생기 사이클 엔진은 단순성과 비용 문제에 있어 장점을 가지며 따라서 엔진 구성에 있어서도 복잡성을 줄일 수 있다.

터보펌프 및 가스발생기의 개발요구조건은 엔진시스템 설계에 의해 결정되며, 엔진의 추력, 비추력, 혼합비, 공급계의 수력손실 특성 등에 의해 연료 및 산화제 펌프의 유량 및 토출압 등이 결정되고, 소요 펌프 동력을 제공하기 위한 터빈 요구 출력이 결정된다. 가스발생기 측면에서는 요구되는 터빈 요구출력과 터빈 효율 예상 값을 고려하고, 터빈의 허용온도 한계에 따라 제한된 가스온도에 의해 추진제 혼합비와 비열비와 분자량 등의 가스물성치가 결정되면, 가스발생기로 공급되어야 할 최종 추진제 공급조건이 결정되게 된다.

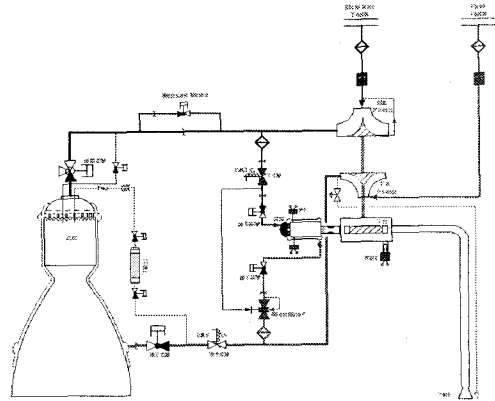


그림 1 가스발생기 사이클 엔진 구성

### 2.2 터보펌프

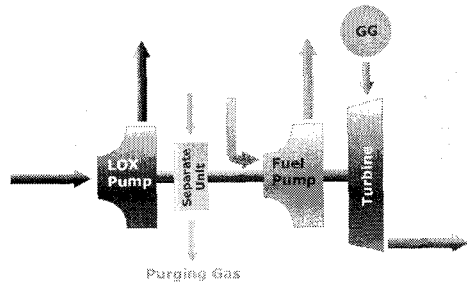


그림 2 터보펌프 구성 개략도

현재 개발 중인 터보펌프는 그림 2에 제시된 개략도와 같이 산화제펌프, IPS (Inter Propellant Seal), 연료펌프, 터빈부가 하나의 회전축 위에 순서대로 배치되는 일축 설계방식을 채용하였으며, 액체산소 및 케로신을 공급하기 위한 단단 원심형 펌프들과 단단 충동식 터빈으로 구성되어 있다. 또한, 일축식으로 구성되어 있어 액체산소 펌프와 케로신 펌프 사이에 IPS (Inter Propellant Seal)이 배치된 형태이다[5].

액체산소 측 터보펌프는 액체산소가 축방향으로 유입되어 반경방향으로 토출이 되고, 연료 펌프측은 연료가 반경방향으로 유입되어 반경방향으로 토출이 되는 방식이다. 또한 펌프에 동력을 공급하는 터빈은 가스발생기로부터 공급된 고온 가스가 터빈 노즐을 통해 초음속으로 가속되어

1단형 증동형 터빈 블레이드 디스크에 축방향으로 동력을 전달하는 방식이다.

현재까지 터보펌프 개발 과정에서 터보펌프 및 터빈 수력성능시험, 펌프 축추력 시험, 베어링 및 셸 시험, 회전체 회전시험, 고속회전체 동역학 시험 등이 성공적으로 수행되었으며 터보펌프 조립체에 대한 실험전수 조건의 시험도 성공적으로 수행되었다.

### 2.3 가스발생기

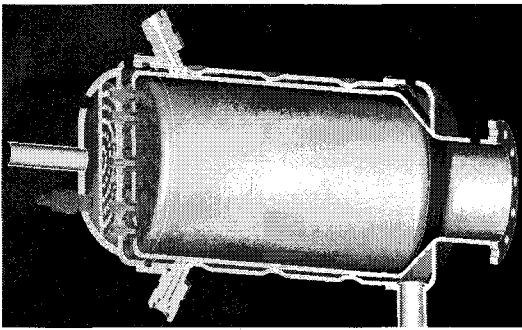


그림 3 재생냉각방식 일체형 가스발생기[6]

가스발생기는 엔진이 사용하는 추진제를 이용하는 것이 일반적이며, 주요 인자로는 추진제 혼합비, 유량, 연소압력, 가스온도, 가스의 분자량 및 비열비 등을 들 수 있다. 그림 3에 제시된 가스발생기는 액체산소, 케로신 추진제 방식의 연료과일 영역에서 작동하는 것으로 그동안의 국내 개발시험의 결과로서 분사기 형태와 분사기 개수 및 배치형상, 챔버 직경 및 길이 및 연소 안정성에 대한 종합적인 평가 이후에 동축와류형 분사기 헤드와 재생냉각 형태로 결정되었다. 분사기 헤드에서의 추진제 분포를 균일하게 하는 single zone 연소방식의 UMR (Uniform Mixture Ratio) 방식 분사기 배열을 채택하였다. 가스발생기의 점화는 가스 토치 혹은 파이로 점화기로 점화할 수 있도록 설계되어 있다[6].

현재까지 가스발생기 단독 연소시험에서는 점화시험, 설계점, 탈설계점 연소시험, 연소안정성 평가시험, 출구가스 온도 공간 분포 검증시험 등을 통해 기본적인 작동성을 확인하였다.

### 3. 터보펌프+가스발생기 시험기 구성

터보펌프+가스발생기 연계시험은 가스발생기와 터보펌프, 밸브류를 포함하는 전체 공급계에 대한 시험이 수행되고, 엔진의 주요 구성품인 연소기는 제외되며 연소기의 존재에 대한 영향은 터보펌프 출구 측에 유량제어 밸브와 오리피스 조합을 이용하여 모사된다. 유량제어 밸브의 선택은 주어진 엔진작동모드에서의 실물형 연소기에 상응하는 추진제의 질유량과 입구에서의 압력 레벨을 모사할 수 있도록 결정된다. 이러한 시험에서, 연소기를 제외한 모든 엔진구성품의 작동성이 확인된다. 연소기를 특정 작동영역에서의 압력과 유량 값으로 대표되는 모델로 변환하여 실제 실물형 엔진시스템의 작동시험 수행 전에 이러한 터보펌프+가스발생기 연계시험을 수행함으로써 전체적인 엔진 개발과정에서의 전체 개발 비용을 감소시키고, 엔진 개발의 초기 단계에서의 안전성을 높이는 효과를 기대할 수 있을 것으로 예상된다.

#### 3.1 터보펌프+가스발생기 시험기 조립체

그림 4에 터보펌프 및 가스발생기 조립체를 도시하였다. 가스발생기와 터보펌프의 배치는 엔진에서의 엔진구성품 배치와 기본적으로 유사하며, 연소기를 제외한 형태로 구성되었다.

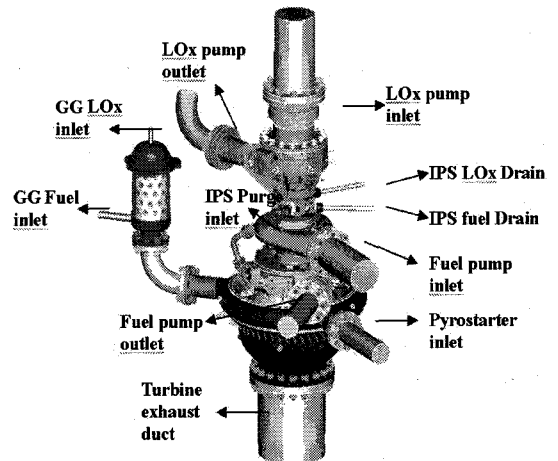


그림 4 TP+GG 연계시험용 시험기 배치 CAD 모델

표 1 터보펌프+가스발생기 연계시험 항목별 목적

시험	목적
단일 작동점 시험	- 선냉각 및 충전 process 확보 - 초기 시동 및 작동 mode 확보 - 종료 및 purge sequence 확보 - 입구 조건 시험 (온도, 압력)
추력 탈설계	- 터보펌프 탈설계점 성능 확인
혼합비 탈설계	- 연료/산화제펌프 조합 성능확인
모드제어	- 시스템 안정성(수렴/발산, 진동) - 동특성확인 (제어 응답 속도) - 제어시스템 설계 기술 검증

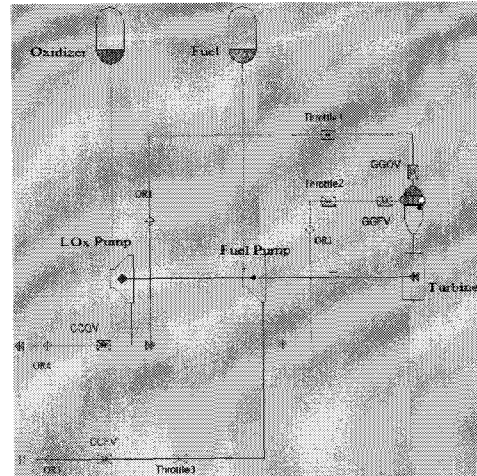


그림 5 TP+GG 연계시험 schematic

### 3.2 터보펌프+가스발생기 시험기 schematic

표 1에 터보펌프+가스발생기 연계시험의 목적들을 각 시험 조건에 대해 나타내었다. 터보펌프+가스발생기 연계시험을 수행시에 엔진시스템 설계 운용 범위에서의 터보펌프 성능 시험 데이터 확보, 터보펌프+가스발생기+공급계+시동기로 구성된 Powerpack의 연소기 모사조건에서의 시동조건 확보 및 최적화, 터보펌프+가스발생기+밸브+시동기로 구성된 초기 엔진시스템의 작동 특성 검증, 엔진 운용 범위에서의 터보펌프, 가스발생기 등의 엔진 구성품의 성능 검증, 엔진 운용 범위에서의 추력제어밸브 및 가스발생기 혼합비 제어밸브, 주연료 유량조절밸브를 포함한 연소기 모사 엔진 시스템의 제어 방안 확보 및 검증 등을 수행할 수 있을 것이다.

그림 5에 터보펌프+가스발생기 연계시험 scheme을 제시하였다. 터보펌프 터빈으로 공급되는 가스발생기 후류 가스의 조성을 유지하기 위해 가스발생기로 연료 및 산화제를 공급하는 배관에 유량제어밸브를 장착하여 유량 및 혼합비를 독립적으로 조절할 수 있도록 구성하였으나 실제 적용에 있어서는 초기에 설정한 온도 범위를 유지하도록 구성될 것이다. 이러한 공급계 구성으로 한 번의 시험에서 여러 조건에서의 추력 및 혼합비 조절이 가능하고 연속적인 추력 및 혼합비 조절이 가능하여 연소기 모사조건에서의 시스템의 응답성을 모사할 수 있다.

### 3.3 터보펌프+가스발생기 연계시험기 작동영역 해석

탈설계 작동영역은 연소기가 장착된 엔진시스템의 설계점 진공추력 대비  $\pm 10\%$ 와 설계점 혼합비 대비  $\pm 10\%$ 를 적용하여 터보펌프+가스발생기 연계시험기의 작동영역 해석을 수행하였다. 연소기가 장착된 엔진시스템 작동조건을 모사하여 4개의 탈설계 작동영역에 대한 엔진조건을 엔진 성능해석 프로그램을 이용하여 구하였다.

터보펌프+가스발생기 연계시험의 주요 목적 중 하나는 현재 개발 중인 터보펌프의 성능 검증이다. 이를 위해 현재 개발 중인 터보펌프 규격을 설계점 조건에 최대한 반영하였다. 또한, 가스발생기 출구 가스 물성치 정보에 기반하여 터보펌프 설계점에 대한 가스발생기 요구량이 증가하였으며, 탈설계 작동영역에서의 가스발생기 분사기 및 냉각채널 차압은 설계점 대비 환산되었다. 또한, 각 탈설계점 영역에서의 소요 펌프 동력에 따라 가스발생기 공급 유량은 변하지만 가스발생기 내부에서의 혼합비는 일정하게 유지되어 가스발생기 출구가스 온도는 일정하게 유지되어야 한다.

위에 제시된 조건에 대해 시스템 해석 결과 엔진시스템의 설계점 진공추력 대비  $\pm 10\%$ 와 설계점 혼합비 대비  $\pm 10\%$ 를 만족시키기 위해서는 터보펌프의 회전수는 정격 대비  $\pm 10\%$ , 산화제펌프 토출압은 정격대비 83 ~ 119%, 연료

펌프 토출압은 80 ~ 122%, 펌프 유량은 정격 대비  $\pm 15\%$ 에 대해 작동이 요구된다. 가스발생기 측면에서는 제시된 엔진 작동조건에 대해 가스발생기 정격유량대비  $\pm 25\%$ , 정격 연소압 대비  $\pm 25\%$ 의 작동영역이 요구됨을 확인하였다.

#### 3.4 터보펌프+가스발생기 연계시험 설비 구성 요건

TP+GG 연계시험수행을 위해 시험설비가 지원해야 할 주요 기능은 가스발생기로의 추진제 공급량을 혼합비가 일정한 상태로 제어할 수 있어야 한다. 시험설비 제어시스템 구성 시 터보펌프 터빈에 유입되는 가스발생기 가스의 최대 온도는 950K 이상이 되지 않도록 구성하여야 한다. 일반적으로 터보펌프+가스발생기 연계 시험 시에 적용되는 비상정지 항목으로는 터보펌프 회전수와 베어링 온도, 펌프 토출압 및 진동, 터빈 노즐 매니폴드 압력 및 터빈 노즐 매니폴드 온도 등을 들 수 있으며 설비적인 측면에서는 추진제 저장탱크 레벨 등이 있다. 이 중에서 중요하게 관찰해야 할 것으로는 펌프 회전수와 가스발생기 출구 혹은 터빈 가스 온도를 들 수 있으며 가속도계를 이용한 펌프와 터빈 부의 진동 신호도 캐비테이션의 발생이나 회전체의 이상 유무를 판단하기 위해 실시간으로 관측하여 설정 한계값을 벗어나거나 급격한 변동을 보일 경우에는 시험기 및 시험설비 보호를 위해 적절한 조치가 수행되도록 구성될 것이다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 현재까지 국내에서 개발된 액체산소, 케로신을 추진제로 하는 액체로켓엔진시스템 개발을 위한 엔진시스템 및 가스발생기와 터보펌프 등의 주요 엔진 구성품의 개발 결과에

대해 살펴보았으며, 액체로켓엔진 개발 시험의 중간 단계로서 연소기를 제외한 터보펌프 등의 엔진 주요 구성품을 이용한 터보펌프+가스발생기 연계시험 수행을 위한 준비로서 터보펌프+가스발생기 연계시험의 목적, 시험기 및 시험설비 구성, 연계 시험 작동 영역에 대한 분석 결과를 제시하였다.

이상의 결과를 통해 지금까지 국내에서 진행되어 왔던 엔진 구성품의 각 단품별 개발 결과에 대한 개별 검증과 함께 연소기 모사 조건에서의 엔진구성품의 통합 시험을 통해, 액체로켓엔진시스템 개발 선행기술의 확보가 가능할 것으로 판단된다.

#### 참 고 문 헌

1. 조광래 등, "소형위성발사체 개발사업(II)", 한국항공우주연구원 보고서, 2004
2. 조광래 등, "소형위성발사체 개발사업(IV)", 한국항공우주연구원 보고서, 2006
3. S. A. Rahman and B. J. Hebert, "Large Liquid Rocket Testing-Strategies and Challenges", Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-2005-3564
4. 박순영, "액체 로켓 엔진의 시동과정에 대한 1차원 해석", Flowmaster Korea Conference, 2006
5. 김진한 등, "액체로켓엔진용 터보펌프 개발 현황", 제5회 우주발사체기술 심포지움, pp. 38-51, 2004
6. 김승한 등, "액체로켓엔진용 실물형 1.5MW 급 가스발생기 개발", 제5회 우주발사체기술 심포지움, pp. 74-81, 2004