

중대형 단일추진제 추력기 성능평가를 위한 진공연소시험설비 개발

김인태* · 이준희* · 이재원* · 이원복* · 김수겸** · 채종원** · 유명중**

Hot-Fire Test Facility for Medium-scale Monopropellant Thruster Evaluation

In-tae Kim* · Jun-hui Lee* · Jae-won Lee* · Won-bok Lee* · Su-kyum Kim** · Jong-won Chae** · Myoung-jong Yu**

ABSTRACT

Hot-fire test facility is one of the most important infrastructure for thruster development and evaluation. During the past three years, Korea Aerospace Research Institute (KARI) and Hanwha Corporation have successfully performed the construction of hot-fire test facility for medium-scale monopellant thruster to the maximum 200N thrust level. In general, thruster hot-firing test should be performed in vacuum conditions to simulate space environment. The hot-fire test facility is divided into three subsystems, vacuum system, propellant supply system and data measurement & control system. The goal of this facility is to extend the capability from small thruster for satellite mission to medium-scale thruster for launch vehicle and lunar mission. In this paper, the progress and overview for thruster hot-fire test facility was introduced and test results were also presented.

초 록

추력기의 개발단계에 있어 시험평가에 필요한 연소시험설비는 가장 중요한 인프라자원 중의 하나이다. 지난 3년여의 기간동안, 한국항공우주연구원과 (주)한화는 최대 200N 레벨까지 시험평가를 수행할 수 있는 진공시험설비를 설계 및 구축 완료하였다. 시험설비는 우주환경을 모사할 수 있는 진공시스템, 연료를 공급해주는 시스템, 데이터 계측 및 제어시스템 등으로 구성된다. 이러한 시험설비의 최종목표는 위성용 추력기뿐만 아니라 발사체 및 달탐사선에 적용가능한 중대형급 추력기를 개발 및 시험평가하기 위함이며 본 논문에 이에 대한 세부내용 및 시험결과를 제시하였다.

Key Words: Monopropellant Thruster(단일추진제 추력기), Vacuum Hot-Fire Test Facility(진공 연소 시험설비), Hydrazine(하이드라진)

* (주)한화 대전사업장

** 한국항공우주연구원

† 교신저자, E-mail: itkim9057@hanwha.co.kr

현재 국내에서 개발중인 저궤도관측위성의 경우, 하이드라진을 이용한 추진시스템을 적용하고 있다. 당사에서는 위성 추진시스템에 적용되는 단일추진제 추력기의 제작/조립뿐만 아니라 연소시험(Hot-fire Test)을 통해 시험평가까지 수행하고 있다. 다만 지금까지는 국내설비를 통해서 추력기의 수락시험(Acceptance Test)만을 수행했고 추력기의 준비행시험(Proto-flight Test)이상의 장기간 연소시험은 해외 시험설비를 이용해왔다. 그러나 해외시험설비를 이용하기 위해서는 예산 및 사업일정 등 여러 문제점들을 안고 있기 때문에 2009년도부터 한국항공우주연구원과 당사는 준비행시험이상의 연소시험능력을 확보하기 위한 시험설비의 업그레이드를 추진하였다. 이를 통해 해외 시험설비를 이용해서 수행하던 준비행시험을 국내에서 진행할 수 있게 되었으며 향후에는 저궤도 관측위성에 적용되는 소형 추력기뿐만 아니라 발사체 및 달탐사선까지 적용가능한 중대형 추력기의 개발이 가능할 수 있게 핵심 인프라를 확보하게 되었다.

2. 시험 설비

2.1 진공 환경시스템

진공 환경시스템은 신규로 구축된 시험설비에서 가장 많이 업그레이드가 된 부분이다. 여기에는 진공챔버, 써지탱크, 진공펌프 및 스크러버 등의 환경처리장치 등을 포함한다. 기존에 진공챔버와 진공펌프로 구성된 형상에서 벗어나 장기적인 연소시험이 가능하도록 대형 써지탱크(Surge Tank) 2조가 신규로 설치되었으며 진공챔버 역시 기존의 1조 외에 신규 1조가 제작/설치되었다. 진공펌프의 경우, 독립된 진공펌프실을 확보하여 기존의 기계식 펌프 외에 신규로 오일리스(Oilless) 펌프가 2조 설치되어 장시간 운용이 가능해졌으며 설비의 유지보수 또한 효율적으로 변화되었다. 진공펌프 후단에서 배출되는 암모니아 가스의 경우, 스크러버를 통해 처리되며 처리된 암모니아수(水)는 지하 폐수조에 저장되어 위탁처리하게 된다. 다음의 그림은 대표적인 진공 환경시스템인 진공 챔버와 써지 탱크

의 형상을 보여주고 있다.



Fig. 1 Vacuum Simulation System for Test Facility

2.2 추진제 공급시스템

추진제 공급시스템은 시험물인 추력기를 원하는 시험조건에 맞추어 연료를 공급해주기 위한 시스템이다. 이를 위해 가스가압장치, 연료공급탱크, 연료공급장치, 추력측정장치 등으로 구성된다. 가스가압장치는 우주환경에서 작동되는 상황을 모사하기 위해 고순도 질소를 이용하며 자동 압력조절기를 통해 원하는 시험압력을 조절하게 된다. 연료공급탱크는 추력기의 연료인 하이드라진을 보관하며 가스가압장치로부터 원하는 압력으로 가압하여 연료를 추력기로 공급하게 된다. 연료 공급장치는 연료 공급탱크로부터 추력기로 연료를 공급해주는 역할을 하며 시험조건에 맞추어 연속모드(Steady State Firing) 및 펄스모드(Pulse Mode Firing)로 공급해준다. 추력측정장치는 연소시험동안에 추력기로부터 발생하는 시험데이터(추력, 압력, 온도 등)를 측정하게 된다.



Fig. 2 Propellant Supply System for Test Facility

2.3 시험제어 및 계측시스템

시험제어 및 계측시스템은 시험이 진행되는 동안 실시간으로 시험 시퀀스 및 각종 원격제어 밸브 등을 통제하며 PXI장비를 활용하여 최대 128채널의 계측 데이터를 모니터링 및 저장하게

된다. 소프트웨어로는 LabView 10버전을 사용하고 서버급 PC를 이용하여 시험제어/데이터계측/결과분석의 용도로 각각 이용하였다. 원격제어 밸브의 동작은 PC에서의 자동모드 및 스위치 패널에서의 수동모드를 선택적으로 운용할 수 있게 하였으며 비상시를 대비하여 비상중지시스템(Emergency Stop System)을 설치하여 시험시 자동적으로 동작하게 하였다. 다음의 그림은 시험제어/계측시스템이 설치된 제어실의 전경이다.

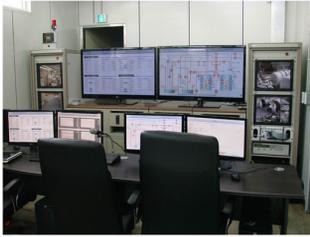


Fig. 3 Measurement & Control System for Test Facility

3. 설비 검증시험

3.1 설비 비교시험

설비 비교시험은 시험설비의 업그레이드 이후에 데이터 비교차원에서 2차례에 걸쳐 수행되었다. 1차 시험은 동일추력기(SN01)를 이용하여 시험설비 업그레이드 이전인 '09년도 시험데이터와 신규 시험설비를 사용한 '11년도 데이터를 비교하였다. 2차 시험은 동일추력기(SN02)를 사용하여 '09년도 해외시험설비에서의 시험결과와 '11년도 신규 시험설비에서의 데이터를 비교하였다.

1차 시험은 '09년도에 제작한 추력기를 사용하여 시험설비 업그레이드 전후의 데이터를 비교하였다. 시험결과를 살펴보면, 유량계 및 설비의 변경으로 시험압력(Pinj)이 기준값대비 달라짐을 확인할 수 있다. 시험압력의 경우 실제 우주환경에서 위성의 운용압력을 모사하여 결정하게 되는데, '09년도 시험결과와 비교하여, 기계식 유량계의 사용으로 인해 압력강하가 크게 발생하여 기준압력이 낮아졌지만, 시험설비가 바뀐 '11년도 시험결과는 전자식 유량계의 사용으로 인해 압력강하가 거의 없이(약 1psia) 기준압력으로 시험이 수행되었다. 다음의 그림에서 확인하는 바와

같이 데이터 Normalizing시 거의 유사한 값으로 보이고 있음을 확인할 수 있다.

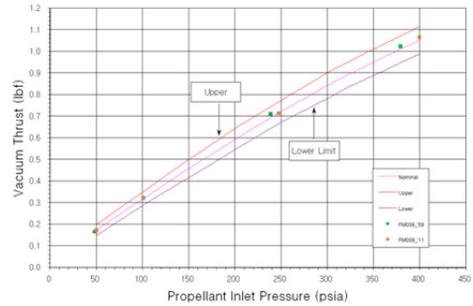


Fig. 4 Vacuum Thrust Comparison of 1st Facility Verification Test

2차 시험의 경우, 해외설비에서 연소시험을 수행한 동일 추력기를 사용하여 해외 시험결과와 당사 시험결과를 비교하였으며 그 목적은 동일 추력기를 이용하여 2개의 서로 다른 시험설비에서의 시험 데이터를 비교/검증하는 것이라 하겠다. 다음의 그림에서 비교해보듯이, 당사에서의 시험결과가 해외 시험데이터와 거의 유사함을 확인하였으며 이를 통해 2개의 시험설비가 동일한 추력기에 대해 유사성을 갖는다고 하겠다.

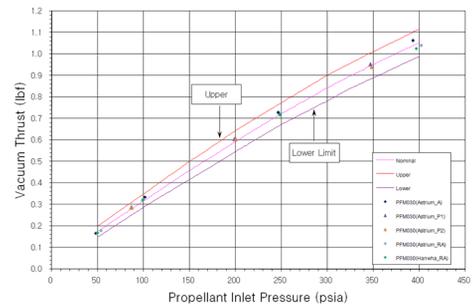


Fig. 5 Vacuum Thrust Comparison of 2nd Facility Verification Test

3.2 설비 검증시험

설비 검증시험은 앞서 기술한 설비 비교시험과 함께 추력기(SN03)의 준비행시험(Proto-flight Test)을 수행하기 위한 설비 능력(Facility Capability)을 검증하기 위한 목적이다. 이를 위해 해외 시험설비에서 수행한 동일한 시험 시퀀스를 수행하게 되며 시험기간 역시 2주이상의

긴 시간이 요구된다. 해외 시험결과와 동일하게 추력, 유량, 연소실 압력, 온도 등을 측정하였으며 시험에 사용된 추력기의 연소시험시 모습과 설비에 장착된 형상은 다음의 그림과 같다.

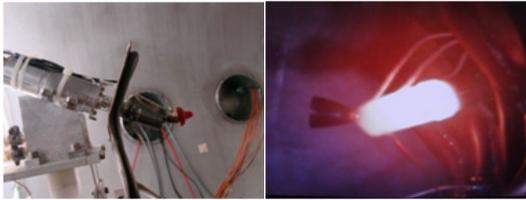


Fig. 6 Thruster Configuration for Facility Verification Test

설비 검증시험결과, 추력기의 요구성능(추력, 비추력) 뿐만 아니라 시험설비의 검증에 필요한 요구조건(장시간 진공도 유지, 연료공급장치, 추력 측정장치 등)을 만족하였다. 다음의 그림은 설비 검증시험후에 만족된 추력기의 성능(추력 및 비추력)을 제시하고 있으며 준비행시험 후에도 여전히 요구성능을 만족하고 있음을 보여준다. 그리고 장시간 연소시험을 위한 설비의 진공도 역시 그림 8에서 보는 바와 같이 연소시험도중의 진공도가 1.5torr이하로 지속적으로 유지하고 있음을 보여주고 있다.

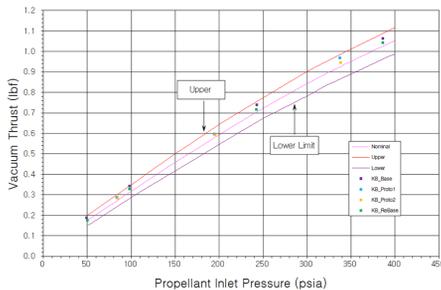


Fig. 7 Thruster Performance during Proto-flight Test (Top : Thrust, Down : Specific impulse)

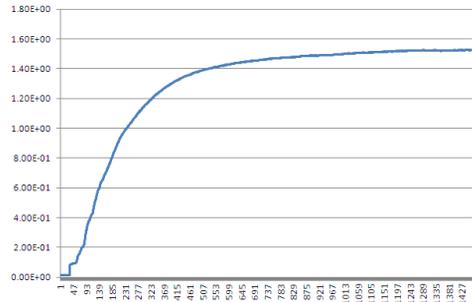


Fig. 8 Vacuum level during Proto-flight Test(SSF)

4. 결 론

2009년도부터 추진된 추력기 진공연소시험설비의 업그레이드를 통해 한국항공우주연구원과 당사는 저궤도위성에 적용되는 추력기의 준비행시험 이상의 장기적인 시험평가능력을 확보하였다. 이를 통해 기존에 해외 시험설비를 이용해서 수행하던 준비행시험을 국내에서 진행할 수 있게 되었으며 신규 추력기의 개발시험에 필요한 품질보증시험(Qualification Test)까지 자력으로 수행할 수 있게 되었다. 또한 핵심 인프라확보를 통해 향후에 계획 예정인 중대형급 추력기의 개발 및 시험평가가 국내에서 가능하도록 기반을 마련하였다. 설비 검증시험을 통해 분석된 결과로 판단해볼 때, 추력기의 요구성능 뿐만 아니라 시험설비의 검증에 필요한 요구조건 역시 만족하고 있음을 확인하였고 이를 통해 해외시험설비에 준하는 성능이상을 만족하는 것으로 확인되었다.

참 고 문 헌

1. Test Data Analysis of Acceptance and Proto-flight Hot Run of 4.45N Mono-propellant Hydrazine Thruster, 2009
2. Proto-flight Hot Fire Test Sequence, KARI, 2011
3. Equipment Specification, Dual Thruster Module Propulsion Subsystem Component, KARI, 2010