

액체산소와 액체메탄을 사용하며, 고압터보펌프가 장착된 추력 10톤급 액체로켓엔진 CHASE-10의 개발

김경호*

Development of 10ton Thrust Liquid Rocket Engine using LOX+LNG with Turbopump System called CHASE-10

Kyoungho Kim*

ABSTRACT

We successfully completed the development test for a 10-ton thrust liquid rocket engine using LOX+LNG (Liquefied Natural Gas, or Methane) with a high performance turbopump system. Resulting from the success of the regenerative-cooling capability using LNG, high pressure-generating capability and gas-generating performance, etc, methane engine with the product name CHASE-10 will be commercialized in the near future.

초 록

당사에서는 액체산소 (LOX)와 액체메탄 (LNG)를 추진제로 사용하며, 고성능의 터보펌프가 장착된 추력 10톤급 액체로켓 엔진의 개발에 성공하였다. 이러한 개발 성공은 액체메탄을 이용한 재생냉각에 대한 성능 입증, 액체산소와 액체메탄으로 구동되는 터보펌프에 대한 성능 입증, 가스발생기에 의한 터보펌프의 구동 및 추진제 가압 성능 확인, 등을 완벽히 구현 함으로써 메탄 엔진 (CHASE-10)의 상업화에 보다 근접하였다고 할 수 있다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LOX(액체산소), LNG(천연가스, 메탄), Turbopump System (터보펌프), 10ton Thrust (추력 10톤)

1. 서 론

현재 국내에서 국가우주개발중장기 계획에 의거하여 추진 중인 KSLV 사업의 경우 대형 로켓 엔진의 개발이 필수적인 반면, 2002년 이후 미국

을 중심으로 이루어지고 있는 민간 차원에서 추진 중인 우주개발에는 비교적 소형의 추진시스템이 개발, 또는 장착되고 있다. 예를 들면 SpaceX社의 Falcon 발사체의 주 엔진인 Merlin 엔진은 추력 약 40톤, 2004년 세계 최초로 민간에 의한 우주여행, 우주개발 가능성을 입증한 Scaled Composites社의 SpaceShipOne (SS1)의

* (주)씨앤스페이스 CTO, kkhana@candspace.com

경우 추력 7톤급의 엔진이 장착되고 있다. 또한 2008년 이후 본격화될 것으로 예측되고 있는 우주여행 사업의 경우 현재 비행체 개발과 함께 추진 시스템의 개발이 본격화되고 있으며, 여기에 사용되는 추진 시스템은, 승객 3~5명이 탑승하는 것을 기준으로 추력 15톤급 이하의 소형 로켓 엔진을 장착하고 있다.

이러한 소형 액체로켓 엔진은 크게 3가지로 구분 가능하다. 첫 번째는 액체산소와 HTPB 계열의 추진제를 사용하는 Hybrid 엔진, 두 번째는 액체산소와 케로신을 사용하는 엔진, 그리고 마지막으로 아직 충분한 입증에 이루어지지 않은 액체산소와 액체메탄 (또는 LNG)을 사용하는 엔진으로 구분된다.

우주여행, 또는 민간 차원의 우주개발은 신뢰성 외에 저비용, 고효율의 경제성을 최우선으로 한다. 이러한 이유로 인해 기존의 소모성, 또는 일회성 엔진의 사용을 배제하고자 하는 경향이 농후하며, 따라서 반복 사용이 가능한 엔진의 개발을 간절히 원하고 있다. 한편 달 탐사와 화성 탐사 등을 계획 중인 미국의 경우 ISRU (In-Situ Resource Utilization)에 의해 현지에서 이용 가능한 자원을 활용코자 하는 프로젝트가 현재 다양하게 추진 중이며, 대표적인 것이 메탄의 활용이다. 따라서 현재 미국 NASA를 중심으로 액체산소와 액체메탄을 추진제로 사용하는 (메탄)엔진에 대한 연구가 본격화되고 있다.

당사에서는 지난 1998년 이후 추진해온 메탄용 연소기와 터보펌프 기술을 종합함과 함께, 터보펌프 구동용 가스발생기의 개발과 이의 종합을 통하여 2006년 3월 액체산소와 액체메탄으로 구동하며, 터보펌프가 장착되고, 액체메탄을 이용한 엔진의 재생냉각을 구현한 엔진 시스템에 대한 연소시험에 성공하였다. 이러한 개발 성공은 그동안의 논란, 예를 들면 액체메탄을 이용한 재생냉각에 대한 우려, 액체산소와 액체메탄으로 구동되는 터보펌프에 대한 입증, 가스발생기에 의한 터보펌프의 구동 및 추진제 가압, 가압된 추진제에 의한 연소기 냉각 및 연소, 등을 완벽히 구현함으로써 비행용 엔진 개발을 위한 완벽한 토대를 구축하였다.

본 논문에서는 개발과정에 있어서 메탄 엔진 (CHASE-10)에 대한 성능 입증 및 결과, 그리고 비행용 엔진 개발 과정에 대해 제시하고자 한다.

CHASE-10은 비행용 엔진으로서 향후 3~5명의 승객을 지상 100km 상공으로 여행이 가능한 우주여행용 비행체 PROTEUS [1,2]의 주 추진 시스템으로 사용될 것이며, 향후 지상 300~400km 상공으로 약 1톤의 위성을 진입시키기 위한 PROTEUS-S용 추진시스템으로도 사용 예정이다.

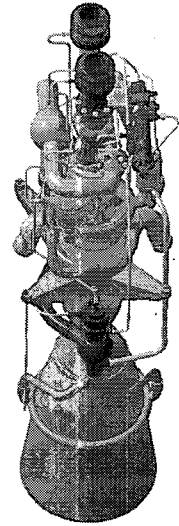


Fig. 1 CHASE-10

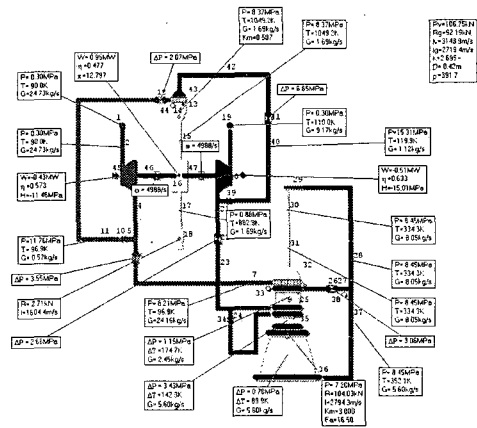


Fig. 2 Operation Schematics of CHASE-10

2. 시험 방법 및 절차

시험은 연소기 및 노즐에 대한 액체메탄을 이용한 재생냉각 시험, 가스발생기 시험, 가스발생기와 터보펌프 연계 시험, 그리고 가스발생기, 터보펌프, 그리고 연소기와 노즐이 연계된 완벽한 엔진 시험으로 구분하여 수행하였다.

21 가스발생기 시험

가스발생기 (Gas-Generator, GG)는 기본적으로 터보펌프의 터빈을 구동하는 것을 목적으로 한다. 따라서 터빈 구동에 필요한 가스의 유량 및 온도에 대한 정확한 예측이 선행되어야 하며, 본 시험에서는 이러한 목적의 가스발생기를 신규로 개발하여 장착하였다.

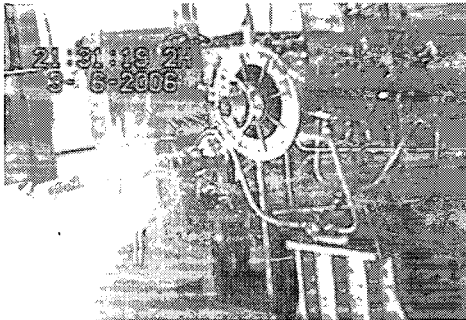


Fig. 3 Gas-Generator Test

22 터보펌프 시험

터보펌프 (Turbopump Assembly, TPA)는 터빈, 세퍼레이터, 연료 펌프, 산화제 펌프로 구성되며, 가스발생기에 의해 터빈이 구동되며, 하나의 축으로 연결된 산화제 펌프와 연료 펌프가 같은 회전수로 구동되는 비교적 단순한 시스템으로 구성되어 있다.

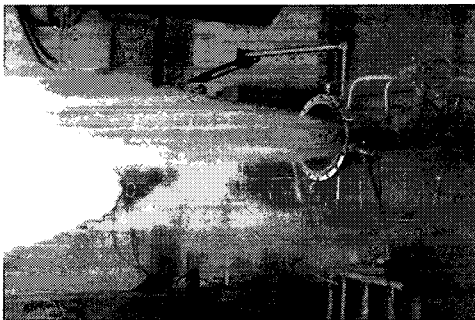


Fig. 4 Integrated Test with TPA and GG

3. 통합 시험

3.1 시험 장치의 구성

통합 시험을 수행하기 위한 시험 장치의 구성은 Fig. 5와 같다.

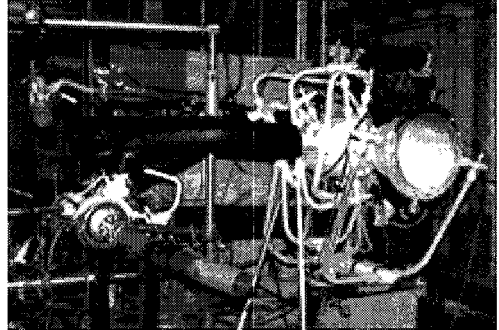


Fig. 5 Test Stand

3.2 시험 결과

연소시험 장면은 Fig. 6과 Fig. 7과 같다.

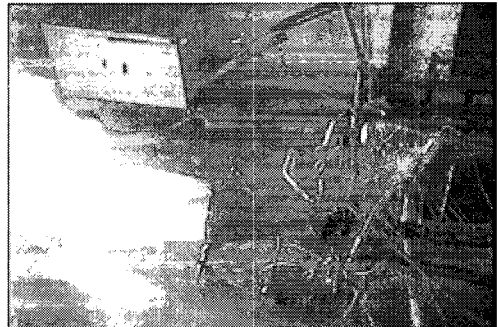


Fig. 6 Firing Test [Top View]

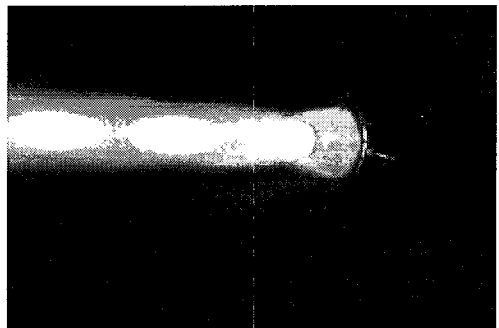


Fig. 7 High Speed Camera Image

연소 시험 중 측정된 성능 변수 중에서 연소실 압력 (Fig. 8)과 터빈의 회전수 (Fig. 9)의 결

과는 본 시험 결과가 상당히 안정적이며, 또한 신뢰성 있음을 보여주고 있다.

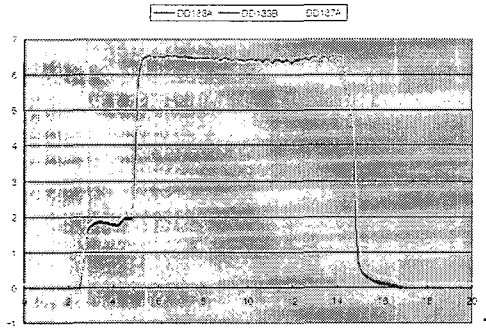


Fig. 8 Chamber Pressure vs. Time

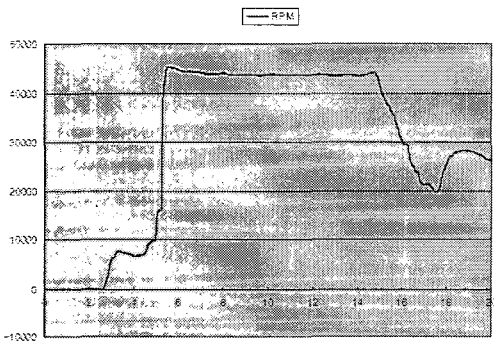


Fig. 9 Turbine Rotation Speed vs. Time

최종 시험 결과는 다음과 같다.

- LOX Pump Exit Pressure=9.0MPa
- LOX Mass Flow Rate=22.0kg/s
- LNG Pump Exit Pressure=15.2MPa
- LNG Mass Flow Rate=8.3kg/s
- Turbine Speed=46,000rpm

- GG Mass Flow Rate=1.38kg/s
- GG Chamber Pressure=7.2MPa
- GG Mixture Ratio=0.24
- Chamber Pressure=6.5MPa
- Total Mixture Ratio=2.5

4. 결론 및 향후 계획

본 시험을 통해 액체산소와 액체메탄을 추진제로 사용하면서, 터보펌프가 장착된 고성능의 추력 10톤급 액체로켓 엔진에 대한 성능을 입증하였다. 이러한 성과는 액체메탄을 이용한 재생냉각시스템에 대한 입증은 물론 고속, 고압의 터보펌프 성능을 함으로써 향후 비행용 엔진 개발을 모든 기술적 입증이 완료되었음을 의미한다.

이러한 성과를 바탕으로 현재 비행용 엔진으로 개량 설계 작업이 진행 중이며, 금년 말, 미국에서 최종성능 입증 시험을 수행할 예정이다.

참고문헌

1. 김경호, "지구 저궤도를 목표로 하는 우주여행 사업 현황," 한국추진공학회지, 제9권, 제3호, 2002, pp.145-152
2. Chul Park, Kyoungho Kim, "Conceptual Design of a Rocket-Powered Plane and Its Use For Space Tourism," KSAS Int. J. Vol.6, No.2, 2005, pp.46-55