

X-51의 PWR X-1 탄화수소 연료 스크램제트 엔진 핵심 기술 고찰

노진현* · 원수희** · 최정열***

Survey on the Core Technologies of Hydrocarbon-fueled PWR X-1 Scramjet Engine for X-51

Jinhyeon Noh* · Su-Hee Won** · Jeong-Yeol Choi***

ABSTRACT

After the successful flight test of X-43A, U.S. Airforce is developing missile-type X-51A SED (Scramjet Engine Demonstrator-Wave Rider). X-51A using PWR (Pratt and Whitney Rocketdyne) X-1 hydrocarbon fueled scramjet engine will have a ground test in 2008 and flight test in 2009. Technologies established though the X-51A program will be transferred to DARPA's Falcon program developing HTV (Hypersonic Test Vehicle)-3X and HCV (Hypersonic Cruise Vehicle). Present paper is an overview of propulsion core technologies of X-51 such as regenerative cooling of engine structures and combustion using liquid/supercritical JP-7 fuel.

초 록

미국은 X-43A 를 통한 스크램제트 무인기의 비행 시험을 성공적으로 마치고 미공군 주도하에 X-51A 스크램제트 기술 실증기를 개발하고 있다. X-51A는 PWR 사의 X-1 탄화수소 연료 스크램제트 엔진을 이용하여 2008년에 지상시험을 마치고 2009년에 비행시험이 계획되어 있으며, 이를 통하여 X-51A 에서 확립된 기술은 향후 DARPA의 Falcon 프로그램에 의한 HTV-3X 극초음속 시험기 및 HCV 순항기 개발에 적용될 것이다. 본 논문에서는 액체 및 초임계 JP-7 연료를 이용한 엔진 구조물의 냉각 및 연소 등 X-51의 추진기관 핵심 기술에 대하여 살펴보고자 한다.

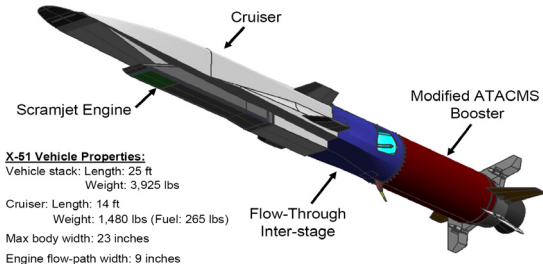
Key Words: X-51A SED (X-51A 스크램제트 기술 실증기) Hydrocarbon Fuel(탄화수소 연료), Fuel-cooled scramjet (연료 냉각 스크램제트)

1. X-51 및 미국의 극초음속 항공기 개발 프로그램

* 부산대학교 대학원 항공우주공학과
** 서울대학교 대학원 항공우주공학과
*** 부산대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail: aerochoi@pusan.ac.kr

X-43A 스크램제트 무인기의 비행 시험을 성공적으로 마친 미국은 극초음속 항공기 체계 기술이 성숙한 단계에 이르렀다고 판단하고, NASA 주도의 X-43C 및 X-43B 를 통한 탄화수소 연료 스크램제트 엔진 및 RBCC 엔진 극초음속 항공기

의 개발을 취소하는 대신 미공군과 DARPA가 주도하여 본격적으로 X-51A 스크램제트 기술 실증기를 개발하고 있다. X-51A에서 확립된 기술은 DARPA가 주도하고 있는 극초음속 항공기 개발 프로그램, Falcon 의 HTV-3X 극초음속 시험기 및 HCV 순항기 개발에 적용될 것이다.



X-51 Vehicle Properties:
 Vehicle stack: Length: 25 ft
 Weight: 3,925 lbs
 Cruiser: Length: 14 ft
 Weight: 1,480 lbs (Fuel: 265 lbs)
 Max body width: 23 inches
 Engine flow-path width: 9 inches

Fig. 1 X-51A SED vehicle



Fig. 2 DARPA's HTV-3X and (left) HCV(right)

X-51의 기체는 Boeing에서 개발하고 있으며, 지상 11km 고도에서 B-52 항공기에서 ATACMS 고체로켓 부스터를 이용하여 발사하여 마하 4.5에 도달한 후 HyTech 프로그램을 통하여 개발하고 있는 스크램제트 엔진을 이용하여 마하 7까지 가속할 예정으로써, 2008년에 지상시험을 마치고 2009년에 비행시험이 계획되어 있다.

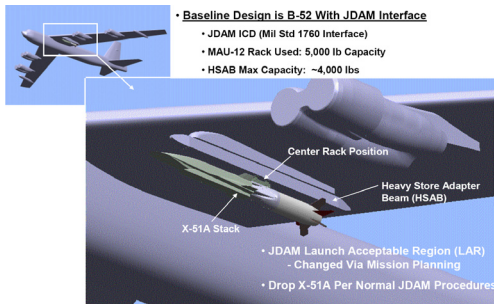


Fig. 3 X-51A carriage on B-52

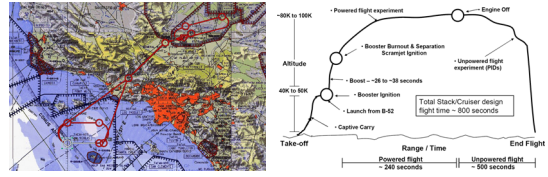


Fig. 4 X-51A nortional flight profile

2. HyTech 스크램제트 엔진의 구성과 특징

2.1 HyTech 스크램제트 엔진 개발 프로그램

X-51A의 엔진의 가장 큰 특징은 탄화수소 연료를 이용하는 스크램제트 엔진이라는 점이다. 수소를 이용한 X-43A가 10초간 동력 비행하였던 것에 비하여, X-51A는 SR-71에 이용되는 램제트 연료로 개발된 JP-7 액체 탄화수소 연료를 이용하여 실용화에 해당하는 240초의 비행시간을 계획하고 있다. 미공군은 2001년부터 HyTech 스크램제트 엔진 개발 프로그램을 통하여 요소기술, 개발 및 PTE (Performance Test Engine), GDE(Ground Demonstration Engine)-1,2을 개발하였고 현재는 지상 시험 엔진 (Ground Test Engine, SJX61-1 or X-1)의 시험을 마치고 비행 허용 엔진 (Flight Clearance Engine, SJX61-2 or X-2)의 시험이 예정되어 있으며 엔진의 제작은 PWR에 의하여 진행되고 있다.

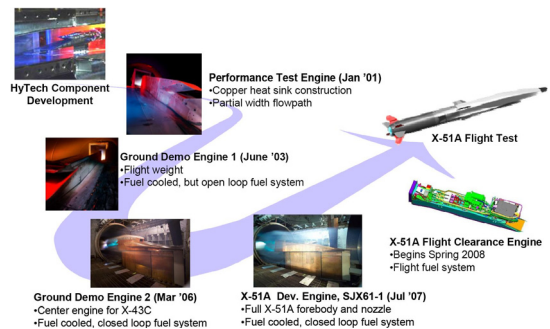


Fig. 5 HyTech scramjet heritage

2.2 액체/초임계 스크램제트 엔진

HyTech 엔진의 또 다른 특징은 실용화에 필요한 긴 작동시간의 추진기관 가열의 문제를 연료를 이용한 재생 냉각을 이용하여 해결한다는

점이다. 연료 탱크에서 공급되는 차가운 연료는 공기 흡입구 쪽부터 노즐까지 엔진의 내벽을 따라 흐르며 엔진을 냉각한 후 가열되어 연소실로 공급되는 폐쇄형 재생냉각 시스템을 구성한다.

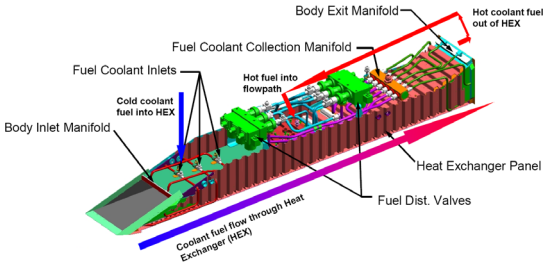


Fig. 6 X-1 fuel-cooled ground test engine configuration

이때 충분한 압력으로 공급되는 액체 연료를 초임계 상태로 과열시켜 연소실로 공급하여 공급함으로써, 액체 탄화수소 연료를 이용하는 초음속 연소의 가장 큰 문제점인 연료 증발 시간 긴 점화 지연 시간을 현격히 단축하는 효과를 가진다. 다음 그림은 액체 및 초임계 탄화수소 연료의 분사 및 혼합 특징을 보여주는 사진이다.

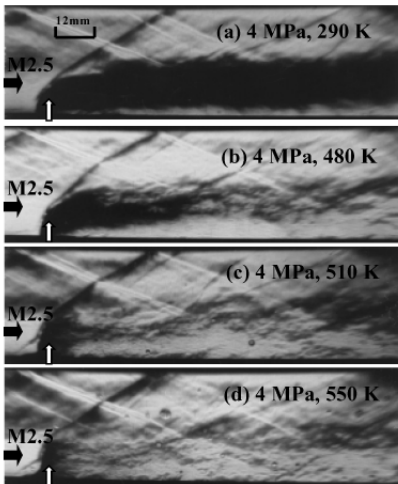


Fig. 7 Schlieren image of pressurized kerosene jet into supersonic cross flow

이 과정에서 액체 연료는 가벼운 탄화수소 연료로 열분해(thermal cracking) 과정을 거치는데, 이 과정은 흡열(endothermic) 과정으로 엔진의

냉각에 도움을 주며, 분해된 탄화수소는 점화 지연 시간이 짧아 보임(flame holding)에도 긍정적으로 작용한다.

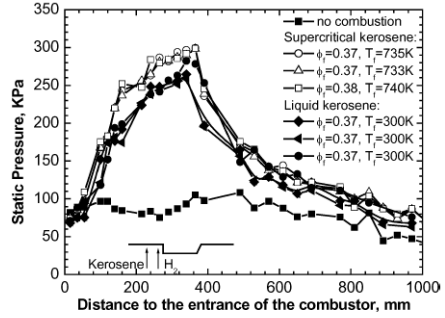


Fig. 8 Combustion performance of liquid and supercritical kerosene

아울러, 폐쇄형 냉각 및 연소 시스템이 작동하기 위해서는 JP-7 연료가 냉각 유도를 통과하며 충분히 가열되어야 하기 때문에 엔진의 점화와 시동 초기에 분해된 열 분해된 JP-7 연료와 비슷한 특징을 가지며 탄화수소 연료 중 점화 지연이 짧은 에틸렌을 이용한다.

23 엔진 구조 및 하부 체계

한편, 이상의 연료 냉각 특징으로 인하여 HyTech 엔진은 기존 구리기반의 재생냉각 구조물보다 높은 내열특성을 가지는 구조 재료를 필요로 하며, 이를 바탕으로 추가 성능 향상을 기대할 수 있다. X-1 엔진은 인코넬(Inconel 625) 합금으로 제작되지만, 재생냉각을 위한 CMC (Ceramic Matrix Composite) 복합재 엔진 구조물도 활발히 연구되고 있다.



Fig. 9 Fully instrumented CMC panel before testing

엔진 구성품의 온도와 유량에 대한 정밀한 제어는 F-22에 이용되는 F-119 엔진의 FADEC(Full Authority Digital Engine Control)을 이용한다. GDE-2에서 FADEC은 가변 공기흡입구를 포함한 엔진의 통합 제어 기능을 제공하였다.

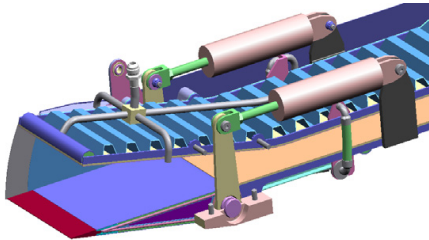


Fig. 10 Variable geometry inlet of GDE-2

Figure 11은 엔진 및 연료탱크, 제어부 등 X-51 비행체 하부 체계를 나타낸 그림이며, Fig. 11은 NASA의 freejet 풍동을 이용한 X-1 엔진의 시험 사진이다.

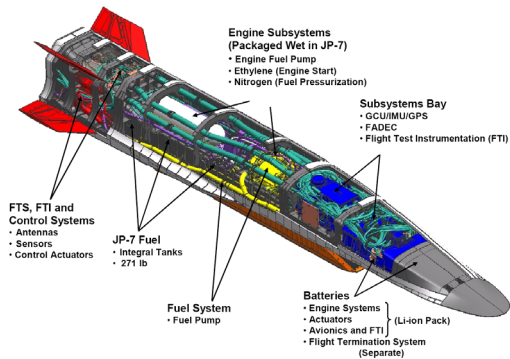


Fig. 11 X-51 subsystem packaging

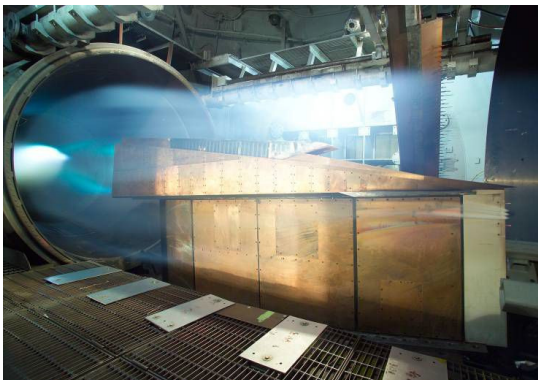


Fig. 11 X-1 engine in NASA LaRC 8-ft HTT

3. 맺음말

HyTech 엔진 개발 프로그램을 통하여 개발된 탄화수소 연료 스크램제트 엔진의 기술 개관을 살펴보았다. 이미 X-1 엔진의 지상시험이 완료되었으며 X-2의 시험이 현재 진행되고 있다. 2009년 8주 간격으로 시행될 네 차례의 비행 시험이 완료되면 스크램제트 엔진 기술의 실용화가 이루어지고, HTV-3X를 위한 대형의 극초음속 추진기관인 TBCC (Turbine-Based Combined Cycle) 엔진 개발로 이어질 것이다.

참고문헌

1. Boudreau, A., "Hypersonic Air-Breathing Propulsion Efforts in the Air Force Research Laboratory," AIAA 2005-3255, 2005.
2. Mutzman, R., Murphy, J. and Hank, J., "The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program," AIAA-2008-2540.
3. Kazmar, R., "Airbreathing Hypersonic Propulsion at Pratt & Whitney - Overview," AIAA 2005-3256, 2005.
4. Walker, S., Morris, S., Mamplata, C. and Tang, M., "Falcon HTV- 3X: A Reusable Hypersonic Test Bed," AIAA-2008-2544, 2008.
5. Jaskowiak, M. H, Dickens, K. W., Lawrence, T. W., "Actively Cooled Ceramic Matrix Composite Panels for Aerospace Applications," National Space & Missile Materials Symposium, June 23-27, 2003, San Diego, CA.
6. Fan, X., Yu, G., Li, J. and Zhang, X., "Investigation of Vaporized Kerosene Injection and Combustion in a Supersonic Model Combustor," J. Propulsion and Power, Vol. 22, No. 1, Jan.-Feb. 2006, pp.103-110.