한국항공우주연구원의 스크램제트 엔진 연구 동향

이양지*† · 강상훈** · 양인영* · 이경재* · 양수석* · 차봉준*

Scramjet Engine Researches of the Korea Aerospace Research Institute

Yang Ji Lee*†, Sang Hun Kang**, In Young Yang*, Kyung Jae Lee*, Soo Seok Yang*, Bong Jun Cha*

ABSTRACT

Korea Aerospace Research Institute has been doing researches on the hypersonic propulsion system and hypersonic wind-tunnel since 2000 and started scramjet engine researches from 2005. Total 5 kinds of scramjet engine were designed and tested and two of them were hydrocarbon-fueled scramjet engine. For verifying the own characteristics of each components like the intake and combustor, several component tests were done at the KSPC of JAXA and KARI. In this paper, current scramjet engine research activities of KARI will be described.

Key Words : Hypersonic, Scramjet Engine, Supersonic Intake, Supersonic Combustion, Positive Net Thrust

스크램제트 엔진은 마하 6 이상에서 구동하는 초고속 추진기관으로 2단 궤도 진입(TSTO)형 발사체의 1단 비행체 및 극초음속 항공기의 추진기관으로의 활용이 유망되는 엔진이다.

한국항공우주연구원은 2000년부터 극초음속 추진기관 및 이를 시험하기 위한 설비에 대한 연구를 시작하여왔으며, 2005년부터는 재사용 위성발사체의 1단 비행체 추진시스템에 가장 핵심 기술로 주목 받는 스크램제트 엔진 연구를 시작하였다. 초기에는 스크램제트 엔진 국제공동연구 프로젝트인 HyShot Ⅲ, Ⅳ에 참가, 각국의 동향을 파악하였으며, 자체적인 스크램제트 엔진 설계, 해석 프로세스 개발에 중점을 두었다.

2007년 6월 호주 University of Queensland의 T4 shock tunnel의 마하 7.6, 고도 32 km 조건에서 W자형 카울을 가진 이중 램프형 흡입구, 공동형(Cavity type) 보염기를 가진 스크램제트 엔진의 성능시험을 수행하고 초음속 연소가 이루어짐을 확인한 바 있다.[1,2,3]

2008년 10월에는 일본우주항공연구개발기구(JAXA)의 극초음속 추진기관 시험설비인 P-wind tunnel 및 RAMSYS를 활용하여 마하 6.7급 스크램제트 엔진 요소 부품의 시험에 성공

* 한국항공우주연구원 항공추진기관팀
** 한국항공우주연구원 미래로켓연구팀
† 연락저자, mars336@kari.re.kr
TEL : (042)860-2866 FAX : (042)-860-2626

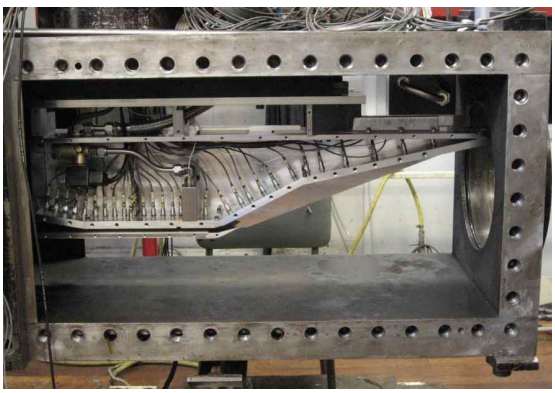

Fig. 1 S1 model in T4 free piston shock tunnel

하였으며 연소기의 경우 기존의 연소기보다 동일 조건에서 연소압 기준 최대 17% 가량 좋은 성능을 보였다.

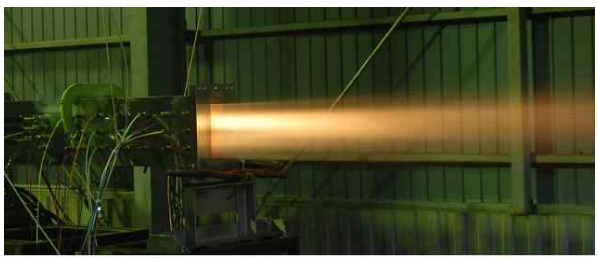

Fig. 2 Scramjet Engine Combustor Test

구성품 성능시험 분석을 통하여 최적 형상으로 판별된 흡입구, 연소기를 적용 S2 모델이 2009년 설계, 제작되었다. 본 모델은 JAXA KSPC의 HIEST의 마하 7.7 조건에서 시험되었는데 본 시험 조건은 S2 모델의 설계점인 마하 6.7에 비하여 흡입구 및 연소기 유입 속도가 높기 때문에 엔진 불시동이 우려되는 조건이었으나 흡입구의 시동, 격리부의 불시동 방지 역할, 그리고 당량비 0.4까지 초음속 연소가 유지됨을 확인할 수 있었다.[4,5]

Fig. 3 S2 model

2010년에는 한국항공우주연구원의 스크램제트 엔진 시험설비(SETF)에서 흡입구와 격리부의 특성을 파악하기 위한 성능시험이 진행되었다. 본 시험은 마하 6.7 조건에서 W자형 카울을 부착한 이중 램프 흡입구의 측벽 특성, 격리부 길이 및 형상 변경에 따른 성능 파악에 중점을 두었으며 최종적으로 NS(No sidewall), S type(Constant area isolator), 길이 70 mm 격리부가 가장 좋은 성능을 보임을 확인하였다.[6] 또한 JAXA KSPC에서 수행된 다중 연료 인젝터 시험을 통하여 설계점에서 당량비 0.5까지 초음속 연소를 유지할 수 있는 인젝터를 개발하였다.[7]

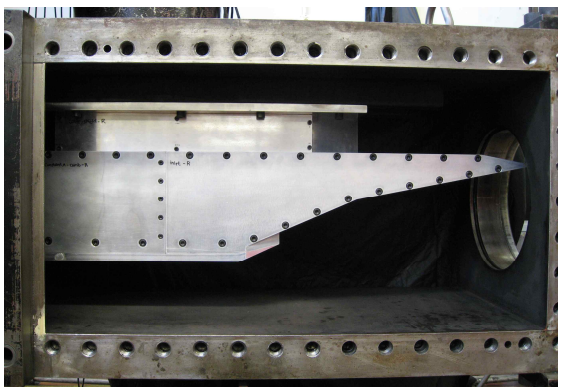

Fig. 4 S3 model in T4 free piston shock tunnel

2011년 개선된 형상을 적용한 스크램제트 엔진 모델 S3이 설계, 제작되었다. 본 모델은 호주 University of Queensland의 T4 shock tunnel의 마하 7.6 조건에서 시험되었다. 본 모델은 이전 모델과는 달리 노즐이 장착되어있어, Shock tunnel 시험을 통하여 최적 형상의 노즐을 찾고 궁극적으로 순추력을 발생하는지 여부를 판단하는 것이 목적이었다. 시험 결과, 엔진 탈설계점(엔진 설계점 마하 6.7, 시험 조건 마하 7.6)임에도 불구하고 15° 팽창각을 가질 때 순추력을 확인하였다.

또한 2010년에 있었던 X-51A 비행시험을 통해 탄화수소 스크램제트 엔진에 대한 관심이 고조되는 트렌드에 맞추어 한국항공우주연구원에서도 탄화수소 연료를 적용한 스크램제트 엔진(C1 model)을 설계, 제작 2011년 스크램제트 엔진 시험설비(SETF)에서 제작된 엔진을 시험을 수행하였다.

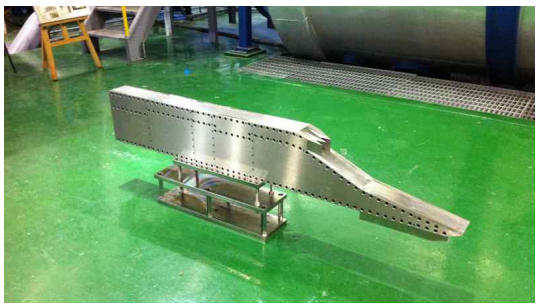

Fig. 5 Hydrocarbon-fueled scramjet enigne (C1 model)

2012년 현재, C1 모델을 개선한 C2 모델을 장착 마하 5 조건에서 초음속 연소를 확인하였다. 또한 연소기 후방부에 노즐을 장착하여 추력 발생의 정도를 확인할 계획이다.

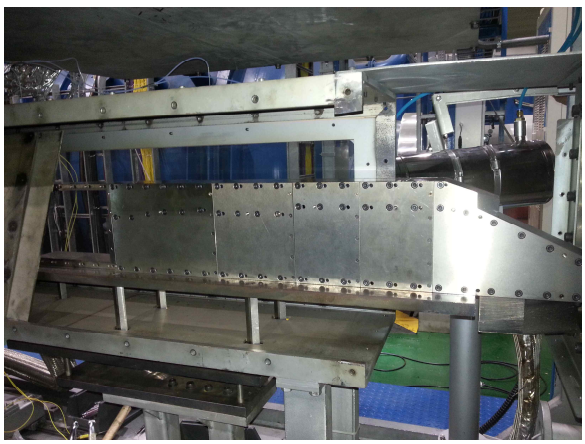

Fig. 6 C2 model in SETF

참고 문헌

[1] 이양지, 강상훈, 양수석, “호주 UQ의 T4 Free Piston Shock Tunnel에서의 스크램제트 엔진 성능시험 절차 연구”, 한국항공우주공학회 추계학술발표회 논문집, 2007, pp.1457-1460.
[2] 강상훈, 이양지, 양수석, “충격파 터널시험을 통한 스크램제트 엔진의 초음속 연소현상 연구”, 한국추진공학회 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp.307-314.
[3] 강상훈, 이양지, 양수석, “모델 스크램제트 엔진의 지상시험결과에 대한 전산해석 연구”, 한국추진공학회 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp.328-331.
[4] Lee, Y. J., Kang, S. H. and Yang, S. S., *"Ground test results analysis of the model scramjet engine and components"*, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010, Japan.
[5] 강상훈, 이양지, 양수석, “모델 스크램제트 엔진의 성능개선 및 지상시험”, 한국추진공학회지, 제14권 제2호, 2009, pp.10-18.
[6] 강상훈, 이양지, 양수석, “축열식 가열기형 풍동을 이용한 스크램제트 엔진 흡입구 실험연구”, 한국추진공학회 추계학술발표회 논문집, 2010, pp.463-466.
[7] 이경재, 강상훈, 이양지, 양수석, “초음속 연소에서 연료분사구 형상에 따른 연소성능 변화에 대한 실험적연구”, 한국추진공학회지 제 15권 제 5호, pp.19-26.