추력 노즐 변화에 따른 스크램제트 엔진 특성 연구

이양지*† · 강상훈** · 양수석*

Characteristic Research for Scramjet Engine with Thrust Nozzle Variation

Yang Ji Lee*† · Sang Hun Kang** · Soo Seok Yang*

ABSTRACT

Korea Aerospace Research Institute has been designed and manufactured various thurst nozzles of the scramjet engine for optimized configuration. The test campaign for thurst nozzle characteristics was performed at T4 free-piston shock tunnel in University of Queensland, Australia. Total 8 kinds of thrust nozzles and 2 kinds of side walls were manufactured for this campaign. In this paper, the design and specification of thrust nozzles was reported. Based on the static pressure distribution of the engine and pitot pressure distributions at nozzle exit, The positive net thurst was observed with baseline case of the test campaign.

초 록

한국항공우주연구원은 비행시험용 스크램제트 엔진의 최적 형상을 도출을 목표로 추력 노즐 변화에 따른 스크램제트 엔진의 특성을 파악하고자 여러 가지 형상의 추력 노즐을 설계 및 제작하였다. 성능시험은 호주 University of Queensland의 T4 충격파 터널에서 수행되었으며, 총 8종의 노즐과 2종의 측벽이 시험되었다. 본 논문에는 스크램제트 엔진의 추력 노즐과 측벽의 설계 및 사양을 정리하였다. 또한 스크램제트 엔진 Baseline의 정압력과 노즐 출구 피토 압력 분포를 계산한 결과 양의 비추력을 얻었음을 확인하였다.

Key Words: Saramjet Engine(스크램제트엔진), Thrust Nozzle(추력 노즐), Single Expansion Ramp Nozzle(단일 팽창 램프 노즐), Pitot Pressure(피토 압력), Net Thust(비추력)

1. 서 론

스크램제트 엔진은 마하 6 이상의 고속 환경에서 작동하는 고속추진기관으로 로켓을 대체할 재사용 위성발사체의 1단 비행체에 적용될 것으로 유망한 추진시스템이다. 스크램제트 엔진 연구는 1950년부터 시작되어왔으며 흡입구 효율 향상, 연소기 내부의 연료-공기 혼합 성능 향상, 연소 효율 증진 및 연소기 내부에서 열적 질식

* 한국항공우주연구원 항공추진기관팀
** 한국항공우주연구원 미래로켓추진팀
† 교신저자, E-mail: mars336@kari.re.kr

을 방지하면서 많은 연료를 연소시킬 수 있는 방안 등에 초점이 맞춰져 왔다. 그러나 전체적인 스크램제트 엔진 시스템의 성능 향상 즉 추력 향상을 위해서는 추력 노즐의 형상이 관건이 될 것이나 관련 연구의 양은 극히 적다. 호주, 일본, 미국 등에서 스크램제트 엔진 노즐 관련 연구가 수행되었으나 대부분의 연구는 추력 노즐이 장착된 스크램제트 엔진이 아닌 추력 노즐만의 연구이거나 전산해석에 중점을 두고 있어 추력 노즐 변화에 따른 스크램제트 엔진의 특성을 파악하기에 미비하였다.[1-3]

따라서 본 연구팀은 2005년부터 지속적으로 연구하여 온 스크램제트 엔진을 대상으로 추력 노즐의 변화에 따른 엔진 특성 파악을 목표로 연구를 진행하였다.

2. 스크램제트 엔진 설계/제작 및 시험 조건

2.1 스크램제트 엔진 설계

본 연구에 적용된 스크램제트 엔진은 마하 6.7, 고도 30km를 설계점으로 디자인 되었으며, 4개의 경사충격파를 발생하는 혼합 압축 흡입구(Mixed compression intake)와 다중 연료 인젝터(Multi fuel injector)를 가진 확장형 연소기(Diverging combustor)로 구성되어있다.

흡입구에서 2개의 경사 충격파는 엔진 본체(body)의 램프에서, 나머지는 카울(cowl)에서 발생한다. 각각의 각도는 11°, 12°, 11°, 12°이다. 본 흡입구는 2010년에 수행된 스크램제트 엔진 흡입구 성능연구를 통하여 도출된 최적 형상을 scale up한 형상을 취한다.

연소기는 높은 당량비 조건에서 질식을 방지하기 위하여 2° 경사 및 다중 인젝션 기법을 적용하였다. 엔진 바디에는 zigzag 타입 공동(cavity)을 카울에는 plain 타입 공동이 장착하였다. 장착된 인젝터와 보염기의 형상을 그림 3과 4에 도시하였다. 엔진 바디에는 5개의 인젝터가 배치되어 있으며, 카울 면에는 15개의 인젝터를 배치하였다. 공동의 깊이와 너비는 엔진 바디와 카울 면이 동일하나 직경은 각 면으로 분사되어야 하는 당량비와 인젝터 개수를 고려하여 설계되었다.

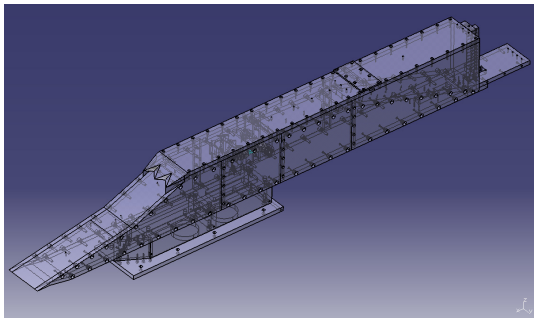

Fig. 1 Configuration of KARI Scramjet engine, 2011

노즐은 단일 팽창형 램프(Single Expansion Ramp) 형상을 기본으로 하였으며 노즐에서 대부분의 추력이 발생되는 zone Ⅲ[4]까지 팽창하도록 설계하였다. 엔진 길이 제한 등을 고려한 결과 최적 팽창 각도는 15°로 이를 스크램제트 엔진 노즐의 baseline 형상으로 채택하였다. 본 연구에는 baseline을 포함, 8종의 노즐, 2종의 측벽(side wall)이 설계 및 시험되었으며, 노즐 팽창각도의 변화와 팽창 면적비의 변화에 따른 추력 변화, 그리고 노즐에 위치한 측벽의 cut out이 미치는 영향, 마지막으로 노즐 입구에서의 급격한 또는 완만한 팽창이 미치는 영향 등 추력에 영향을 줄 수 있는 형상 변화에 따른 스크램제트 엔진 추력 연구를 수행하였다. 추력 계산에는 노즐 출구에서 정압력과 피토 압력 분포를 측정하는 방법을 채택하였다.[5]

Figure 1은 15° 팽창 노즐을 장착한 스크램제트 엔진의 3차원 형상으로 엔진 출구에 피토레이크가 장착되어 있다.

2.2 시험 조건 변경 및 시험 모델 제작

2011년 스크램제트 엔진의 성능시험은 호주 University of Queensland의 T4 Free piston shock tunnel을 사용하였다. 한국항공우주연구원은 2007년에도 University of Queensland와 마하 7.6, 엔탈피 3MJ/kg 조건에서 스크램제트 엔진 성능시험을 성공적으로 수행한 바 있다. 2011

년 설계된 스크램제트 엔진의 설계점은 마하 6.7로 T4 tunnel의 마하 7.0 노즐을 사용할 계획이었으나 마하 7.0 노즐의 core flow가 16㎜로 full scale 설계 모델의 50% 이상 축소가 필요하였다. 그러나 이 경우 연소기 높이가 7.6㎜로 경계층의 영향으로 인한 질식(choke)이 염려되었다. 따라서 시험 조건을 마하 7.6으로 변경하고 성능시험을 진행하였다.

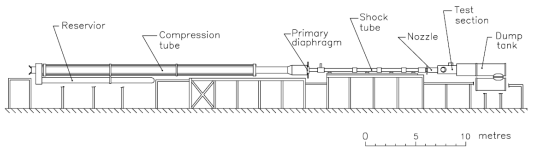

Fig. 2 T4 shock tunnel Composition

당초 성능시험을 위하여 설계된 스크램제트 엔진 시험모델은 2010년 흡입구 모델의 3배, 연소기 모델의 실 스케일을 합친 형상으로 이 경우 엔진의 가로 길이는 190㎜, 높이 252.5㎜이다. 그러나 T4 shock tunnel의 마하 7.6 노즐의 출구 직경은 0.27m이며 core flow의 직경은 0.21m로 full scale 모델 장착시 core flow 밖에 일부 구간이 존재하게 된다. 따라서 시험 모델 흡입구가 core flow 내에 위치할 수 있도록 full scale 모델을 77% 축소하였다. Fig. 3에 2007년 UQ에서 수행된 test campaign에서 사용된 모델 단면과 본 시험의 Full scale 모델과 77% 축소 모델을 나타내었다. 그림을 통하여 77% 축소 모델의 높이는 기존과 유사한 수준이며 너비가 다소 크지만 높이에 비해 작기 때문에 core flow 내에 모델이 장착될 수 있을 것임을 확인할 수 있다.

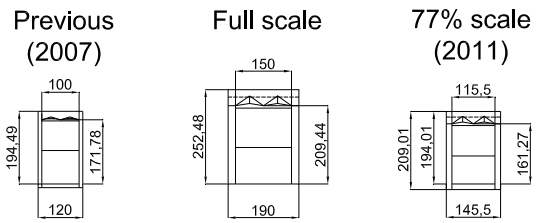

Fig. 3 Cross section comparison

2.3 추력 노즐

시험에 적용된 노즐의 각도는 10°, 15°, 20°, 25°이며 팽창면적 비는 fully expansion area ratio의 0.8배, 0.66배이다. Fig. 4는 15° 팽창 노즐을 장착한 baseline 형상이다. 노즐 팽창 면적 변화는 20° 노즐과 25° 노즐의 측벽을 공유할 수 있도록 면적비를 선정하였다. Fig. 5는 baseline 노즐 측벽 1/2 면적의 측벽을 장착한 엔진 형상이다.

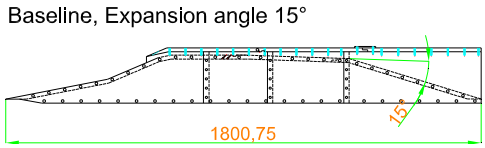

Fig. 4 Baseline

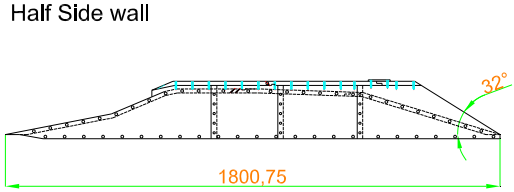

Fig. 5 Nozzle side wall effect

연소기 출구 즉 노즐 입구에서의 급격한 또는 완만한 팽창이 추력에 미치는 영향을 파악하기 위한 Back step expansion nozzle (BEN), Round expansion nozzle(REN) 형상을 Fig. 6에 나타내었다.

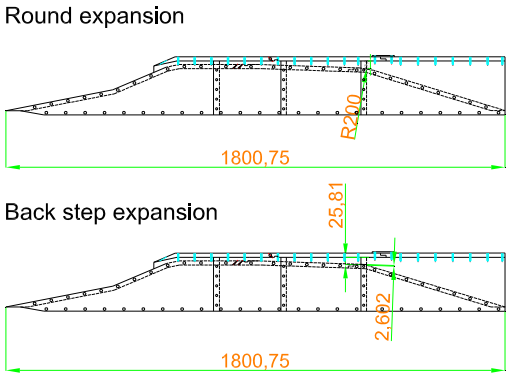

Fig. 6 Expansion characteristics

엔진의 성능은 Body와 Cowl 벽면의 정압력 측정 그리고 연소기 출구와 노즐 출구에서의 피토 압력 측정으로 측정되며 Fig. 7에 정압력 센서의 위치를 붉은색으로 표시하였다.

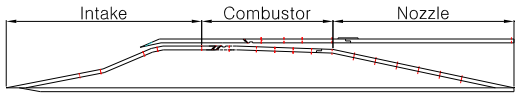

Fig. 7 Static pressure sensor location

3. 추력 노즐 변화에 따른 스크램제트 엔진 성능

3.1 Baseline 추력 성능

스크램제트 엔진 추력 노즐 시험은 당량비 0.63에서 수행되었다. Fig. 10과 Fig. 11에 스크램제트 엔진 Baseline의 Body와 Cowl의 압력 분포를 무차원화 한 값을 나타내었다. 흡입구 첫 번째와 두 번째 램프에서 측정된 정압력은 6.5kPa과 23.5kPa로 예측값과 동일하다. 그림에서 파란색 화살표로 표시된 부분은 연료 분사가 수행된 포인트로 분사로 인한 연소기 내부 압력 상승을 확인할 수 있다.

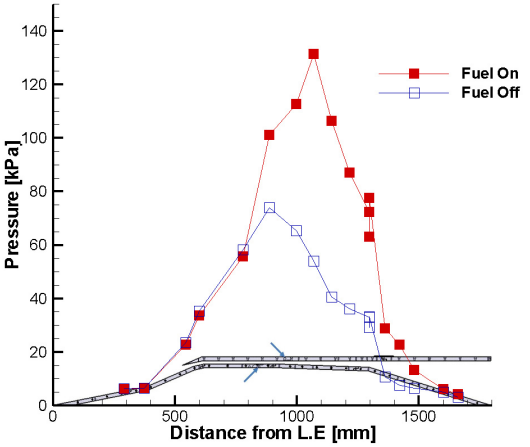

Fig. 8 Pressure distribution at bodyside of Baseline

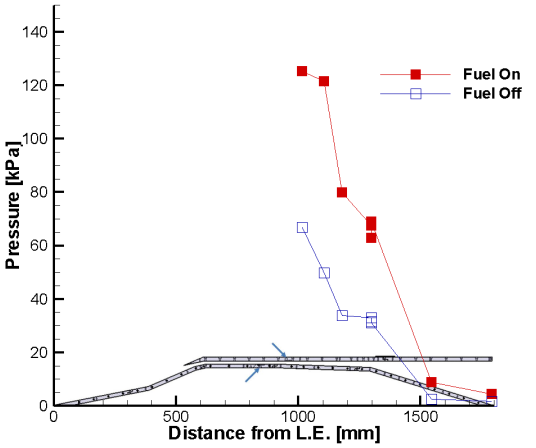

Fig. 9 Pressure distribution at cowlside of Baseline

Figure 10은 노즐 출구의 피토 압력을 무차원화한 그래프이다. Body와 Cowl에 근접한 곳에 배치된 피토 압력이 연료 분사로 인하여 증가하고 있다. 또한 분사 전의 core flow가 거의 중앙에 위치하며 편차가 큰 반면, 분사 후에는 core flow가 카울로 이동하였으며 고른 분포를 보인다. 이러한 현상은 연료 분사를 Cowl과 Body로 분할한 효과로 이로 인해 화염이 어느 한쪽으로 편중되는 것을 방지하였기 때문으로 사료된다.

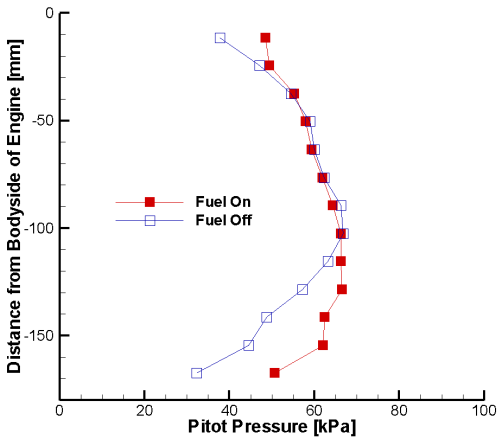

Fig. 10 Pitot pressure distribution at nozzle exit of baseline

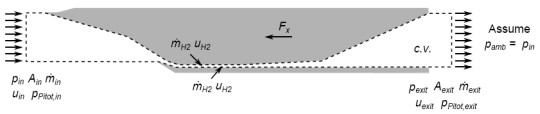

Fig. 11 Control volume used in the evaluation of net uninstalled thrust

Figure 11에 스크램제트 엔진의 제어 체적과 추력 계산에 필요한 용어를 나타내었다. 위의 제어 체적에서 비추력은 다음과 같이 계산된다.

$$F_{net} = (\dot{m}_{air} U_{exit} + P_{exit} A_{exit}) - (\dot{m}_{air} U_{in} + P_{in} A_{in}) + \dot{m}_{H2} \times U_{H2} \quad (1)$$

여기서 공기 유량($\dot{m}_{air}$)은 0.503 kg/s, OFR(공연비)은 54.775로 연료 유량($\dot{m}_{H2}$)은 9.2 g/s이다. 수식(1)의 첫 번째 괄호항은 참고문헌 [5]에 의거하여 피토 압력과 정압력 측정값을 통하여 계산하였다. 입구 속도(U_{in})와 압력(P_{in})은 T4의 설비 데이터로부터 계산된다. 계산 결과 Baseline의 추력은 36 N이 관측되었다.

4. 결 론

한국항공우주연구원은 비행시험용 스크램제트 엔진의 최적 형상을 목표로 추력 노즐 변화에 따른 스크램제트 엔진의 특성을 파악하고자 여러 가지 형상의 추력 노즐을 설계 및 제작하였다. 성능시험은 호주 University of Queensland의 T4 충격파 터널에서 수행되었으며, 총 8종의 노즐과 2종의 측벽이 시험되었다. 본 논문에는 스크램제트 엔진의 추력 노즐과 측벽의 설계 및 사양을 정리하였다. 또한 스크램제트 엔진 Baseline의 정압력과 노즐 출구 피토 압력 분포를 계산한 결과 양의 비추력을 얻었음을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. Tohru Mitani et al., “Validation Studies of Scramjet Nozzle Performance", Journal of Propulsion and Power, Vol.9, No. 5, 1993
2. Shigeya Watanabe, "Scramjet Nozzle Experiment with Hypersonic External Flow", Journal of Propulsion and Power, Vol.9, No. 4, 1993
3. Derek J. Dalle et al., "Reduced-Order Modeling of Reacting Supersonic Flows in Scramjet Nozzles", AIAA 2010-6958, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 2010
4. William H. Heiser and David T. Pratt, "Hypersonic Airbreathing Propulsion", AIAA Education Series, 1994
5. Robert Hiers and Dave Pruitt, “ Determination of Thrust from Pitot Pressure Measuments", AIAA 2001-3314, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, July 2001