

축열식 가열기형 풍동을 이용한 스크램제트 엔진 흡입구 실험연구

강상훈* · 이양지* · 양수석*

Experimental Study of a Scramjet Engine Intake in a Storage Heater Type Hypersonic Wind Tunnel

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

ABSTRACT

A scramjet engine intake model was tested with a storage air heater type hypersonic wind tunnel. In test results, there is no large performance change with the variation of the sidewall configurations. In the isolator performance analysis, pressure distribution of oblique shock train and normal shock train was observed. Unstart limit of the model was also confirmed.

초 록

축열식 가열기 형태의 초음속 풍동을 이용하여 스크램제트 엔진 흡입구의 성능 연구를 수행하였다. 본 시험모델은 측벽배치변화가 성능에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 나타났다. 격리부 성능연구에서는 Oblique shock train과 Normal shock train의 압력분포를 확인할 수 있었으며, 격리부의 불시동 한계성능을 분석하였다.

Key Words: Storage Air Heater (축열식 가열기), Scramjet Engine Intake (스크램제트 엔진 흡입구), Side wall(측벽), Isolater(격리부)

1. 서 론

차세대 극초음속 엔진으로서, 고속추진능력과 높은 비추력을 겸비한 스크램제트 엔진은 1950년대 이래 지속적인 연구개발의 대상이 되어 왔다. 초음속 연소 안정화 문제, 구조체 냉각 문제 등과 같은 기술적 난제들이 한계로 작용했던 스

크램제트 엔진의 연구개발은 2010년 5월, 미국 X-51A의 성공적인 비행시험으로 사실상 추진기 관련된 기술이 완성단계에 이른 것으로 평가받고 있다.

항공우주연구원은 2005년부터 스크램제트 엔진 관련 핵심기술연구와 더불어 축열식가열기 형태의 스크램제트 엔진 시험설비를 순차적으로 구축하였으며, 국내에서는 처음으로 연속식 극초음속 풍동을 이용한 스크램제트엔진 흡입구의 성능시험을 수행하였다.

* 한국항공우주연구원 추진기관팀

† 교신저자, E-mail: aeroksh@kari.re.kr

본 연구에서는 항공우주연구원의 스크램제트 엔진 시험설비를 이용하여 마하 7급 스크램제트 엔진 흡입구의 성능을 파악하고 흡입구의 최적 형상에 대해 고찰하였다.

2. 실험장치 구성

2.1 시험 설비

스크램제트 엔진 흡입구의 성능시험에는 항공우주연구원이 새롭게 구축한 SETF (Scramjet Engine Test Facility)가 사용되었다. SETF는 축열식 공기가열기를 이용한 불어내기식 극초음속 풍동으로 극초음속 엔진 구성품의 실제적인 시험은 본 시험으로 처음 시도되었다. 설비의 설계 초기에 최대마하수 5.0, 최대고도 25km 조건을 모사할 수 있도록 설정하였던 본 시험설비는 고도 30km, 마하수 6.5 조건의 시험을 위해 마하수노즐 및 이젝터를 새롭게 설계하여 적용하였다 [1]. 본 시험을 위한 설비 조정 및 사양에 대한 자세한 내용은 이양지 등의 연구에 더 자세히 수록하였다 [2].

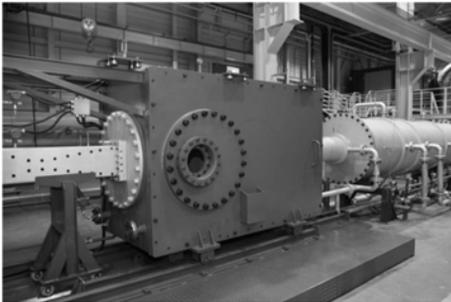


Fig. 1 Scramjet Engine Test Facility of KARI

2.2 시험 모델

본 연구에 적용된 시험모델은 본 연구팀이 수행하였던 설계연구결과를 바탕으로 설계하였으며, 흡입구 측벽 (Side wall) 및 격리부 (Isolator) 배치를 변화시키면서 최적의 조합을 도출해 낼 수 있도록 하였다 [3].

Fig. 2에는 시험모델의 형상도면을 도시하였다. 본 시험모델은 비행마하수 6.7 조건의 자유

류를 마하수 2.0~2.5 수준으로 저하시켜 압축흡입하도록 설계되었다. 이를 위해 2단 압축면과 카울면을 통하여 4개의 충격파가 배치될 수 있도록 하였다. 연료/공기 혼합율을 증진시키고 연소반응을 촉진시키는 것으로 확인된 W형태의 카울 또한 적용되었다.

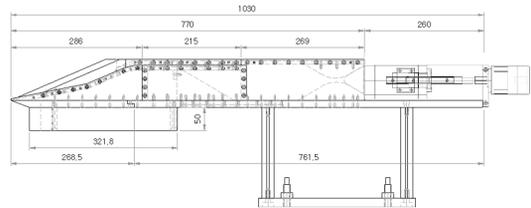


Fig. 2 Assembly drawing of the intake test model

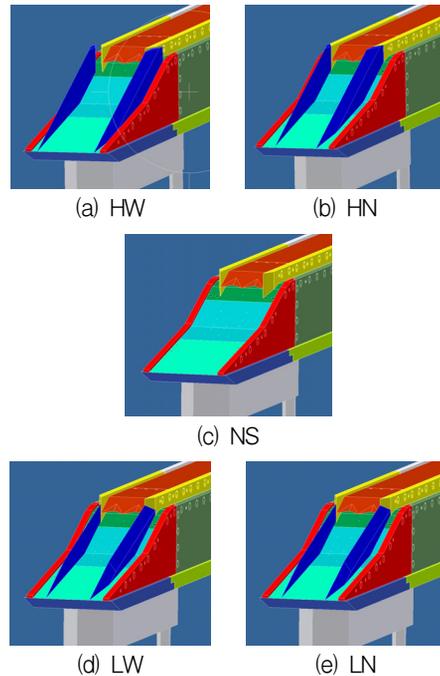


Fig. 3 Variation of sidewall configurations of the model

본 모델의 격리부는 다양한 형태로 교체할 수 있도록 구성하였다. 격리부는 길이 70mm, 140mm, 210mm에 대해 격리부 높이가 흡입구 출구 높이와 같은 S 형태와 격리부 높이가 흡입구 출구 높이보다 1mm 낮은 B 형태가 있다. 따라서 Fig. 3에 나타난 바와 같이 격리부는 총 6가지 형태를 적용할 수 있다.

격리부의 성능은 노즐플러그를 활용하여 확인할 수 있다. 시험모델 후방에 배치한 노즐 플러그는 스텝모터의 힘으로 전진 또는 후퇴하며 흡입구 배압을 조절하게 되고, 이에 따른 시험모델 내부 압력측정으로 각 격리부가 완충할 수 있는 최대 연소압력을 산출한다.

흡입구 시험모델의 성능은 모델 내부 압력분포 측정으로 확인하였다. 이때 압력 측정에는 $\pm 0.1\%$ F.S.의 정확도를 갖는 GE_Druck 사의 UNIK 5000 series 압력센서를 사용하였다. 이때 압력센서의 측정범위는 0~50kPa, 0~200kPa 및 0~500kPa 이다.

3. 시험 결과

3.1 시험 설비 운전

마하수 6.7, 고도 30km 조건을 모사하기 위해서는 전온도 2300K, 전압력 37bar의 공기공급원이 필요하다. 그러나, 흡입구 시험의 경우에는 상사조건으로 동일한 조건의 현상을 고찰할 수 있다. 본 연구에서는 실 스케일 엔진의 1/3 크기를 상정하고, 마하수 6.7, 고도 30km 조건과 동일한 Unit Reynolds 수를 갖도록 시험조건을 설정하여 전온도 823K, 전압력 25bar 조건에서 실험을 수행하였다.

Fig. 4에는 측벽배치의 변화에 따른 흡입구 내부 압력분포 변화를 나타냈다. 그림에 나타난 바와 같이 측벽배치를 HN, LW, NS로 변화하였지만, 내부 압력에는 큰 영향을 미치지 않은 것으로 나타났다. 다만 측벽을 제거한 NS의 경우에는 2단 압축면 압력이 다소 낮아 일부 흡입공기의 유출이 있었음을 추정할 수 있다. 측벽을 제거하였을 때는 측벽이 있는 경우보다 흡입유량의 손실이 나타날 수 있으나, 측벽에 의한 항력 또한 저하되므로 이러한 특성을 고려하여 엔진에 적용하여야 한다. Fig. 5~7에는 격리부의 성능 분석결과를 나타냈다. Fig. 5와 6에는 노즐플러그와 흡입구 시험모델 출구와의 거리변화에 따른 흡입구 내부압력 분포를 도시하여, 흡입구의 불시동시점을 파악할 수 있도록 하였다.

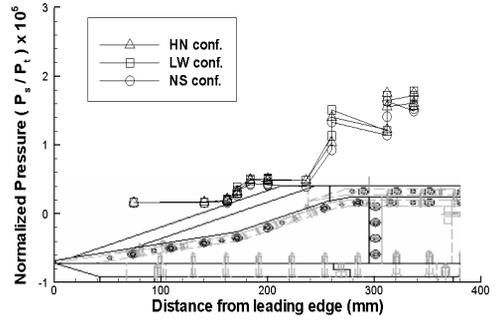


Fig. 4 Effects of Sidewall configuration change

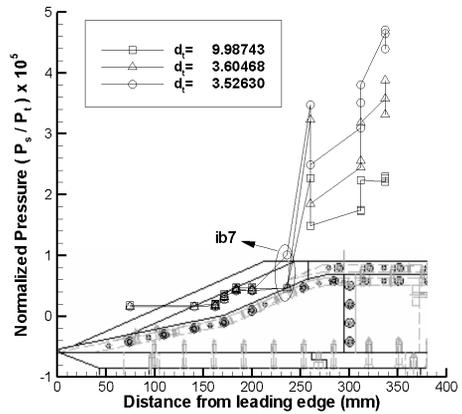


Fig. 5 Intake unstart with oblique shock train ($L_{st} = 70\text{mm}$, S type)

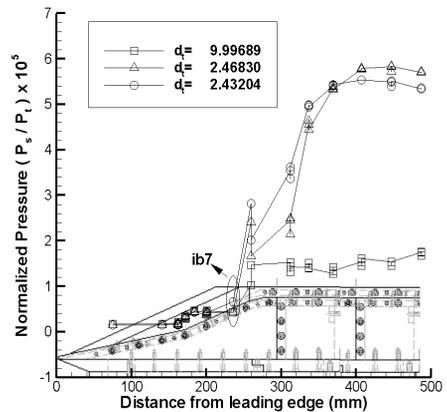


Fig. 6 Intake unstart with normal shock train ($L_{st} = 210\text{mm}$, B type)

Fig. 5에는 길이 70mm의 S형 격리부의 특성을 보여주고 있다. 그림에서 나타난 바와 같이 노즐플러그 거리가 약 3.53mm로 가까워졌을 때 흡입구 불시동이 발생하는 것을 알 수 있다. 이때, 흡입구 불시동은 흡입구 카울 전단에 위치한 ib7 압력센서 값이 변화하는 시점으로 정하였다. 또한, 본 격리부의 나타난 압력분포는 하류방향으로 압력이 지속적으로 증가하는 Oblique shock train의 형태를 보여주고 있다 [4].

Fig. 6에는 길이 210mm의 B형 격리부의 특성을 보여주고 있다. 그림에서 나타난 바와 같이 노즐플러그 거리가 약 2.43mm로 가까워졌을 때 흡입구 불시동이 발생하는 것을 알 수 있다. 이러한 결과는, 노즐플러그거리의 수치상으로는 본 격리부가 Fig. 5의 경우보다 더 좋은 성능을 보이는 것처럼 보이지만, 실제적으로 본 격리부가 보여주는 압력 분포형상은 스크램제트 엔진 적용에는 무리가 있는 패턴이다. 즉, 본 격리부의 나타난 압력분포는 격리부 내부에서 급격한 압력 상승 후에 일정압력 유지 또는 압력저하를 보여주는 Normal shock train의 형태를 보여주고 있다 [4]. 격리부는 그 길이 및 입출구 조건에 따라 Normal shock train 또는 Oblique shock train이 발생할 수 있다. 그러나, 스크램제트 엔진은 엔진전체 내부유동이 초음속을 유지하여야하므로 Normal shock train이 발생하여 출구유동이 아음속으로 변환되는 격리부는 적용할 수 없다.

Fig. 7에는 다양한 형태의 격리부에 대해 노즐플러그 거리에 따른 ib7 압력값의 변화를 나타냈다. 노즐플러그 거리가 줄어들면서 ib7 압력값이 급격히 상승하는 시점이 흡입구 불시동에 해당한다. 이때 그림에서 점선 및 blank symbol로 표현된 그래프는 Normal shock train 형태의 압력분포가 나타난 경우이다. 그림에서 확인할 수 있듯이 Normal shock train이 나타난 경우에는 노즐 플러그를 모델의 더 안쪽까지 이동시킬 수 있는 것으로 나타났다. 이는 본 모델의 subsonic diffuser에서 유동이 아음속화 되는 것보다, 격리부 내부에서 아음속화되는 경우가 더 전압력 손실율이 낮기 때문이다. 이렇게 Normal shock train이 발생하는 경우를 제외하면 70mm 길이의 S형 격리부가 가장 좋은 성

능을 보이는 것을 알 수 있다. 유동팽창 및 가속을 유발할 것으로 예측되는 B형 격리부는 S형보다 성능이 좋지않았다.

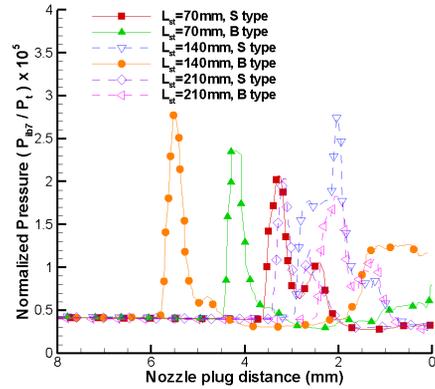


Fig. 7 Performance of various kinds of isolators

4. 결 론

본 연구에서는 초음속 풍동을 이용하여 스크램제트 엔진 흡입구의 성능을 분석하였다. 본 연구에 사용된 시험모델은 측벽 배치의 영향을 크게 받지 않는 것으로 나타났다. 격리부 성능연구에서는 Oblique shock train과 Normal shock train의 압력분포를 확인할 수 있었으며, 70mm, S형 격리부가 가장 좋은 성능을 보였다.

참 고 문 헌

1. 강상훈, 이양지, 오중환, 양수석, "고속추진기관 시험설비 시운전 : 이젝터시스템 성능분석," 한국추진공학회 춘계학술발표회논문집, 2010, pp.268-271
2. 이양지, 강상훈, 오중환, 양수석, "스크램제트 엔진 시험설비의 시동특성 연구," 한국추진공학회 추계학술발표회논문집, 2010
3. 강상훈, 이양지, 양수석, "지상시험용 모델 스크램제트 엔진의 설계," 한국추진공학회지 제 11권, 제 5호, 2007, pp. 1-13
4. Hieser, W. H. and Pratt, D. T., Hypersonic Airbreathing Propulsion, AIAA Inc., 1994