

마하 5 스크램젯 엔진의 흡입구 시동 특성

양인영* · 이양지* · 김영문* · 이경재*

Intake Start Characteristics of a Mach 5 Scramjet Engine

Inyoung Yang* · Yang-ji Lee* · Young-moon Kim* · Kyung-jae Lee*

ABSTRACT

Intake start characteristics of a Mach 5 scramjet engine were investigated experimentally. Intake unstart was observed. The model-facility interaction or excessive internal contraction ratio were attributed to this unstart. Intake start was achieved by changing the model position to remove the model-facility interaction, and by modifying the cowl to give smaller contraction ratio.

초 록

마하 5 스크램젯 엔진에 대하여 흡입구 시동 특성 시험을 수행하였다. 시험 모델과 시험 설비의 상호 작용이나 과도한 내부 압축비에 의한 흡입구 불시동 현상을 관찰하였다. 모델의 위치를 조정함으로써 모델-설비의 상호 작용을 없애고 카울의 형상을 변경하여 내부 압축비를 조정함으로써 흡입구 시동을 달성하였다.

Key Words: Scramjet Engine(스크램젯 엔진) Supersonic Intake(초음속 흡입구), Intake Unstart(흡입구 불시동), Internal Contraction Ratio(내부 압축비), Cowl(카울)

1. 서 론

스크램젯 엔진에서 엔진 흡입구는 외부에서 엔진으로 유입되는 공기를 압축하고 감속시키는 역할을 한다. 흡입구는 엔진 내부에 균일한 유동이 유입되도록 하는 동시에 주어진 비행 조건 혹은 비행 조건 영역에서 불시동(unstart)이나 버즈(buzz)가 발생하지 않도록 설계하여야 한다.

본 논문에서는 마하 5 스크램젯 엔진에 대하여 한국항공우주연구원에서 운용 중인 스크램젯

엔진시험설비(SeTF)[1]를 사용하여 엔진 흡입구 시동 시험을 수행한 내용을 다룬다. 특히 흡입구 카울(cowl) 형태 및 내부 압축비에 따른 시동 특성이 기존에 알려진 연구나 이론, 계산에 의한 예측과 어떻게 다른지를 고찰하고자 하였다.

2. 연구 방법

2.1 시험 설비

SeTF는 자유제트식(Freejet type), 불어내기식(Blowdown type)의 초고속 추진기관 성능시험

* 한국항공우주연구원 항공추진기관팀

† 교신저자, E-mail: iyyang@kari.re.kr

설비이다. 고압공기 공급원 및 압력 조정부, 축열식 가열 시스템(SAH : Storage Air Heater), 공기 혼합시스템, 엔진 시험부, 이젝터(Ejector) 배기 시스템, 기타 부대 시설(연료공급시스템, 제어 및 데이터 처리장치)로 구성된다. 설비 사양은 압력의 경우 최대 마하 수 6.7, 고도 30 km 상당이며 온도는 최대 마하 수 5 상당이다.

이번 시험에서는 마하 5 노즐을 사용하였으며 노즐 출구 면적은 335 mm × 186 mm이다.

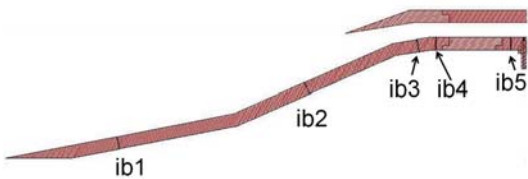
2.2 대상 흡입구

시험 대상 엔진의 설계점은 비행 속도 마하 5, 비행 고도 21 km이다. 전체 엔진의 형상은 Fig. 1(a)와 같고 전체 길이는 1,700 mm이다.

흡입구는 2단 압축면과 2단 카울면으로 구성되어 있다. 유로 폭은 70 mm로 일정하며, 높이는 흡입구 입구에서 200 mm, 흡입구 출구에서 24 mm이다. 단면의 형상은 Fig. 1(b)와 같다. 카울은 유동 방향에 대하여 후퇴면을 가진 “W”자 형태로 되어 있다.



(a) External View of the Mach 5 Scramjet Model



(b) Intake Layout and Measurement Points

Fig. 1 Test Model and Measurement Points

2.3 시험 방법

SeTF의 시험부 내에 엔진이 설치된 상태에서 마하 5의 유동을 통풍시키면서 엔진 내 벽압력

(wall static pressure)을 측정하는 방법으로 시험을 수행하였다.

벽압력 측정 위치는 Fig. 1(b)에 표시한 바와 같으며, ib1~ib4는 각각 흡입구 상의 첫 번째~네 번째 경사충격파를 지난 위치에서의 벽압력 데이터를 나타낸다. ib5는 마지막 경사충격파 이후 격리부(isolator)가 끝나는 지점의 벽압력이다. 측정은 채널 당 2 kHz로 수행하였다.

3. 시험 결과 및 분석

3.1 흡입구 불시동 현상

Figure 2(a)는 시험의 초기 단계에서 흡입구 불시동 현상이 관측된 데이터이다. 데이터가 안정된 시간 구간인 45~50초 사이에서 시간 평균한 데이터를 충격파 이론[2]에 의한 예측값과 비교하여 보면(table 1), ib1 및 ib2는 예측값과 일치하나 ib3 이후는 압력비가 크게 상승하는데, 이로부터 흡입구 불시동이 발생하였음을 예측할 수 있다. 또한 ib1에 비해 ib2는 데이터에 약간의 fluctuation이 존재함을 관찰할 수 있다.

Table 1 Wall Static Pressure Distribution of a 4-ramp Intake for a Mach 5 Scramjet Engine

	Test data [kPa]	Predicted [kPa]
ib1	11.3	11.2
ib2	36.6	34.9
ib3	202.7	97.1*
ib4	206.5	163.0*
ib5	241.3	-

* Expansion waves are not considered for these calculation.

3.2 설비 내 시험 모델 위치의 영향

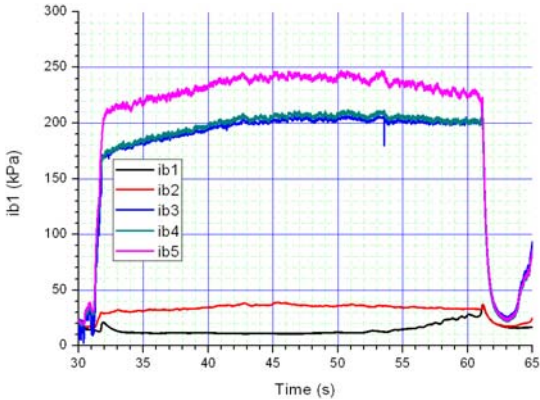
위와 같은 불시동이나 ib2의 fluctuation은 시험 설비의 영향이라고 생각할 수 있다. 본 시험에서는 설비 노즐 출구 정압력이 배기 디퓨저 정압력보다 높은 과팽창(over-expansion)이 발생하기 때문에 설비 노즐 출구에 경사 충격파가 존재할 것으로 예측되었다. 이 때 모델의 흡입구 전체가 노즐의 core flow 내에 들어가지 않으면

모델에 의한 충격파와 설비 노즐 출구의 충격파가 상호 작용하여 유동을 변화시킬 수 있을 것으로 예측되었다.

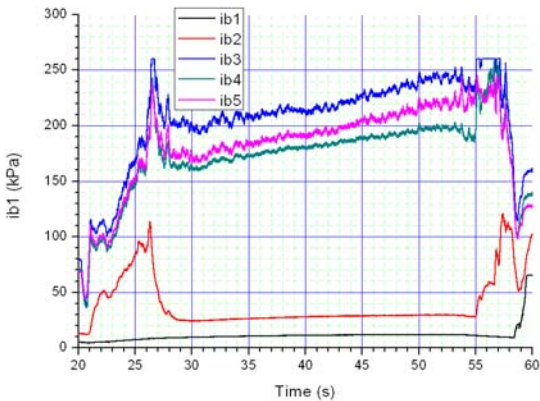
이런 설비 영향을 없애기 위해 모델을 상류 방향으로 400 mm 이동시키고 시험을 수행하였다. 그 결과를 Fig. 2(b)에 나타내었다.

Figure 2(b)를 보면 우선 ib2는 이전까지와 달리 값의 변동 폭이 크게 줄어들었다. 이로부터 시험 모델 위치 변경 전에는 ib2가 설비에 의한 충격파와 모델에 의한 충격파의 중첩의 영향을 받았다는 가정을 확인할 수 있다.

그러나 ib3 이후는 여전히 값이 크게 증가하며 이것은 흡입구가 여전히 불시동임을 의미한다.



(a) Engine at original position



(b) Engine 400 mm moved forward

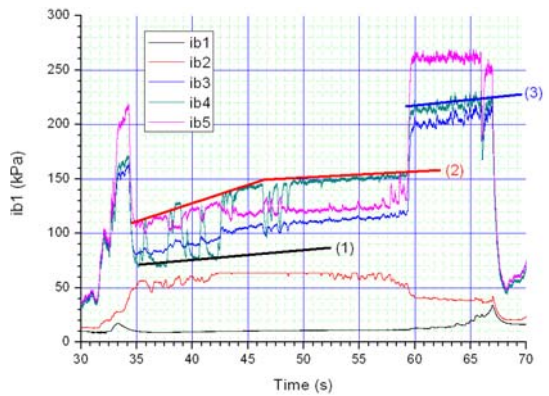
Fig. 2 Time History of Intake Wall Static Pressures (Original Cowl)

3.3 카울 형상의 영향

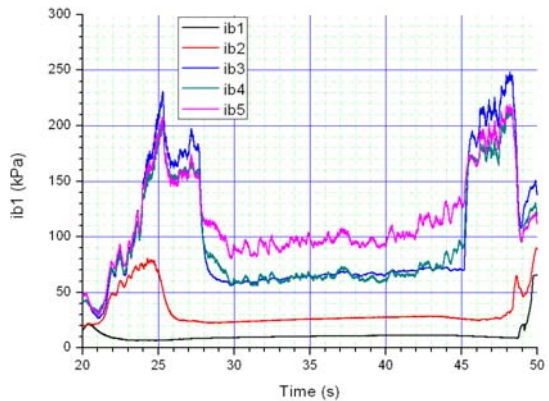
이러한 불시동 현상은 엔진 흡입구의 내부 압축(internal compression)이 과도하게 발생한 데서 기인할 수 있다고 판단하고[3] 카울의 형상을 변경하여 내부 압축비(internal contraction ratio)를 줄임으로써 불시동을 해소하고자 하였다. 카울의 형상을 변경한 후 시험을 수행한 결과를 Fig. 3에 나타내었다.

Figure 3(a)는 카울의 형상은 변경하고 모델의 위치는 상류로 옮기지 않은 시험의 데이터이다. 시험 시작 후 30~70초 사이의 데이터인데, 이를 시간 구간 별로 나누어 분석하면 다음과 같다.

(1) 35~50초 사이에는 부분적으로 시동에 성공하



(a) Engine at original position



(b) Engine 400 mm moved forward

Fig. 3 Time History of Intake Wall Static Pressures (New Cowl)

었다. Fig. 3(a)에서 (1)의 선상에 있는 데이터가 시동 성공인데, 해당 구간에서는 (1)과 (2) 사이를 왕복함을 관찰할 수 있다.

- (2) 50~60초 사이에는 시동이 되지 않았으나, 카울을 변경하기 전(Fig. 2)과 같은 완전한 불시동은 아니다.
- (3) 60~67초 사이에는 카울 변경 전과 유사한 불시동이 관측되었다.

결론적으로 내부 압축비를 줄임으로써 흡입구 시동이 부분적으로 성공하였으나 완전한 시동은 달성하지 못하였다.

Figure 3(b)는 카울 형상 변경과 더불어 모델 위치를 400 mm 상류로 옮긴 시험의 데이터이다. 시험 데이터로부터 흡입구 시동이 달성되었음을 알 수 있다. 다만 ib4 및 ib5의 경우 진폭이 최대 15~20 kPa에 이르는 fluctuation을 관측할 수 있는데, 이것은 W형 카울에 의한 비정상 유동이 발생하기 때문으로 판단되며, 후속 연구를 통하여 입증할 계획이다.

3.4 내부 압축비 한계

외부 압축과 내부 압축을 병행하는 스크램제트 엔진 흡입구에서 내부 압축비의 한계에 관해서는 Kantrowitz의 모델[4]이 널리 알려져 있다. 그러나 많은 실험적 연구에서 이 모델에 의해 주어지는 한계를 넘는 내부 압축비에서도 흡입구 시동이 가능성이 관측되었다[5]. 따라서 이 모델은 내부 압축비 한계의 보수적 추정값으로 인식되고 있으며, 실제 흡입구 설계에서는 이 모델 상의 한계값을 넘어 최대한 큰 내부 압축비를 확보하는 것이 필요하다.

그러나 이번 연구에서와 같은 W형 카울은 일자형 카울을 기준으로 예측한 것에 비해서 허용 가능한 내부 압축비가 낮음을 알 수 있었다. 이것은 일자형 카울과 비교할 때 W형 카울은 생성되는 경사 충격파의 강도가 낮아 압축 효과가 적은 동시에 경사 충격파가 3차원적인 구조를 지녀 흡입구 내부에서 반사되는 충격파들이 더 복잡하게 중첩되기 때문인 것으로 판단된다. 이번 연구의 시험 모델 및 유동 조건에서 Kantrowitz 한계는 1.40이며, 변경 전 카울(불시

동)의 내부 압축비는 1.65, 변경 후 카울(시동)은 1.48이었다. Throckmorton 등의 연구[6]에서는 Kantrowitz 한계가 1.44인 유동 조건에서 내부 압축비 1.90까지 시동이 가능함을 실험적으로 보인 바가 있다.

4. 결론

이상과 같은 연구로부터 W형 카울의 경우 흡입구 시동이 가능한 최대 내부 압축비는 일자형 카울보다 낮음을 알 수 있었다. 또한 설비 노즐에 과팽창이 있을 경우 흡입구 시동 특성을 시험하는 데에 영향을 줄 수 있음을 알았다.

참고 문헌

1. 황인희 외, “비행체 핵심시험장비 구축사업 산업기술기반조성에 관한 보고서(최종 보고서)”, 2009
2. Anderson, J. D., “Modern Compressible Flow”, 3rd ed., McGraw Hill, 2003, pp. 133-148, 167-174
3. Smart, M. K., “Scramjets” in “Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft”, NATO Education Notes, RTO-EN-AVT-150, 2007
4. Kantrowitz, A., and Donaldson, C., “Preliminary Investigation of Supersonic Diffusers”, NACA WRL-713, 1945
5. Van Wie, D. M., “Scramjet Inlets” in “Scramjet Propulsion” (Curran, E. T., and Murthy, S. N. B., ed.), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 189, 2000, p. 464
6. Throckmorton, R., Schetz, J. A., and Jacobsen, L. S., “Experimental and Computational Investigation of a Dynamic Starting Method for Supersonic/Hypersonic Inlets”, AIAA-2010-0589, AIAA