

研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.3.009>

마하 5 스크램젯 엔진 모델의 연소 시험

양인영* · 이양지* · 김영문* · 이경재*

Combustion Test of a Mach 5 Scramjet Engine Model

Inyoung Yang* · Yang-Ji Lee* · Young-Moon Kim* · Kyung-Jae Lee*

ABSTRACT

Combustion tests were conducted for a hydrogen-fueled Mach 5 scramjet engine model using a blow-down facility. No fuel and two fuel flow rate cases were tested for two different model configurations. Time history of the wall static pressures inside the model and their time-averaged spatial distribution were used for the analysis of the flow and combustion characteristics. For shorter model, supersonic combustion was occurred for both of the fuel flow rate cases. For longer model, supersonic combustion was occurred for less fuel case, whereas thermal choking and subsonic combustion were occurred for more fuel case. Intake started even for this subsonic combustion case.

초 록

수소를 연료로 사용하는 마하 5 스크램젯 엔진 모델에 대해 불어내기식 시험 설비를 사용해 연소 시험을 수행했다. 두 가지 모델 형상에 대해 각각 연료가 없는 경우와 두 가지 당량비로 연료를 공급한 경우를 시험했다. 모델 내부의 벽면 정압력을 측정해 시간에 대한 데이터와 시간 평균한 공간적 데이터 분포를 사용해 모델 내부의 유동과 연소 현상을 분석했다. 모델 길이가 짧은 경우는 두 가지 당량비 모두에서 초음속 연소가 일어났다. 모델 길이가 긴 경우는 낮은 당량비에서는 초음속 연소가, 높은 당량비에서는 열질식이 발생하면서 아음속 연소가 일어났다. 이 때 흡입구 불시동은 발생하지 않았다.

Key Words: Scramjet Engine(스크램젯 엔진), Supersonic Combustion(초음속 연소), Cavity Flameholder(공동형 보염기), Intake Unstart(흡입구 불시동), Thermal Choking(열질식)

1. 서 론

한국항공우주연구원은 수소 연료를 사용하는 마하 6~7의 스크램젯 엔진 모델을 개발하고 지상 시험을 완료했다[1]. 여기에 더해 지금은 마하 5 스크램젯 엔진의 기술 입증을 위한 시험 모델 개발과 지상 시험을 수행하고 있다. 또 지난 2000년부터 고성능 추진기관 성능시험설비 개발에 착수해 2002년 주요 요소 설비 구축을

접수일 2012. 11. 29, 수정완료일 2013. 3. 11, 게재확정일 2013. 3. 15

* 정회원, 한국항공우주연구원 항공추진기관팀

† 교신저자, E-mail: iyyang@kari.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

시작했고 2009년 6월 전체 시험설비를 완공해 스크램젯 엔진 시험 설비(SeTF)로 명명했다[2]. 이전의 모델은 해외의 시험 설비를 이용해 시험을 수행했지만 지금 개발 중인 마하 5 모델은 SeTF를 이용해 엔진의 흡입구 성능 시험을 성공적으로 수행했고[3] 연소 시험을 진행하고 있다.

이 논문에서는 마하 5 엔진 모델에 대하여 SeTF를 사용하여 연소 시험을 수행한 내용을 다룬다. 특히 스크램젯 엔진으로서는 비교적 낮은 비행 속도인 마하 5를 설계점으로 하는 엔진을 설계하는 데 있어 고려해야 하는 열질식(thermal choking)에 대한 내용을 포함한다.

2. 마하 5 스크램젯 엔진

시험 대상 엔진의 설계점은 비행 속도 마하 5, 비행 고도 24 km이다. 수소를 연료로 사용한다. 시험용 엔진 모델은 흡입구-격리부(isolator)-연소기로 구성했으며 추력 노즐은 포함하지 않았다. 시험 설비에 장착된 겉모습은 Fig. 1(a)와 같고 내부 유로는 Fig. 1(b), Fig. 1(d)와 같다.

흡입구는 2단 압축면과 2단 카울(cowl)면으로 구성된다. 흡입구 시작점에서 유로는 폭 70 mm, 높이 144 mm이다. 흡입구 출구(격리부 입구)에서의 유동 속도는 마하 2.0으로 설계했다. 연소기에는 깊이 8 mm, 길이 20 mm의 공동형 보염기(cavity flameholder)가 있고 이어서 유동 면적이 일정한 연소기 부분(constant-area combustor; CC)과 확장되는 부분(diverging combustor; DC)이 있다. CC의 유로 높이는 18 mm이다. DC의 확장각은 4°, 길이는 240 mm이다.

연소기에는 연료 분사 노즐과 점화기가 장착된다. 연료 분사 노즐(F1, F2)은 유동 방향으로 두 군데에 있다. F1은 공동에서 6.5 mm 상류에 있으며 F2는 그보다 더 상류에 있다.

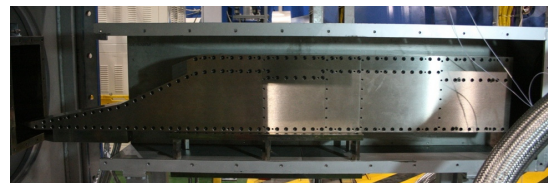
이번 연구에서는 두 가지 모양의 모델을 사용한다. Fig. 1(b)의 C4 모델은 F1과 F2의 거리가 44 mm이다. Fig. 1(d)의 BC4 모델은 C4 모델에 비해 F1과 F2 사이가 240 mm 더 멀고 나머지 모양은 C4 모델과 같다. C4 모델에 대해서 Fig.

1(c)에 화살표로 연료 위치를 표시했다. 전체 길이는 C4가 1000 mm, BC4가 1240 mm이다.

엔진 모델의 바닥면에는 압력 측정용 hole을 가공해 벽면 정압력(wall static pressure)을 측정한다. Hole은 모델의 폭에 대해 중앙에 지름 1 mm로 가공했다. 흡입구와 격리부를 합해 12개, 보염기 직전에 1개, CC 부분에 5개, DC 부분에 6개가 있고, BC4 모델에는 추가로 격리부와 보염기 사이에 11개가 더 있다.

3. 스크램젯 엔진 시험 설비

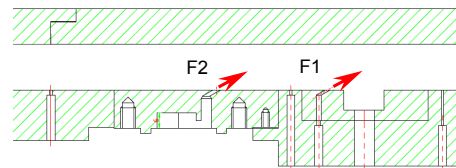
SeTF는 고압공기 공급원과 압력 조정부, 축열식 가열 시스템(SAH : Storage Air Heater), 공기 혼합시스템, 설비 노즐, 엔진 시험부, 이젝터(Ejector) 배기 시스템과 그 외의 부대 시설(연료



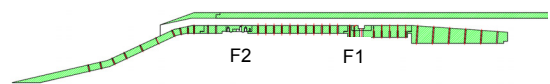
(a) External view of the engine model installed in SeTF



(b) Internal flow path geometry of C4 model



(c) Detail view around the fuel injectors and cavity flameholder of C4 model



(d) Internal flow path geometry of BC4 model

Fig. 1 External view and internal geometry of the test models

공급장치, 제어 및 데이터 처리장치)로 구성된다. 공기를 미리 고압으로 압축해 탱크에 저장해 두고 SAH를 고온으로 가열한 후 고압 공기를 SAH에 통과시켜 고온·고압 유동을 만들고 설비 노즐을 통해 가속시켜 시험부로 공급하는 방식이다. 고압 공기 중 일부는 이젝터를 구동해 시험부에 공급되는 공기를 배기하는 데 사용한다. 시험부는 자유제트(Freejet) 형식이며 직접 연결(Direct-connected) 형식도 가능하다.

Figure 2는 SeTF의 시험 영역을 나타낸 것으로 세로로 그어진 등온선도와 사선으로 표시된 등압선도는 각 고도와 마하 수에서 모사해야 하는 전온도, 전압력이다. 현재 SeTF는 SAH만 구성돼 있어 그림에서 실선으로 표시된 영역만 모사할 수 있으며, VAH(Vitiated Air Heater)를 추가하면 마하 6.5, 고도 30 km까지 시험 영역을 확장할 수 있다. 이번 시험에서는 노즐 출구 면적 335 × 186 mm인 마하 5 노즐을 사용한다.

연료인 수소 공급 장치는 수소 실린더와 공급 압력 조절기로 구성되며, 공급 압력을 조절함으로써 분사되는 연료의 양을 조절한다. 또 터빈 유량계를 사용해 실제 연료량을 측정한다.

4. 시험 결과

설비 노즐 입구에서의 압력은 1.6 MPa이다.

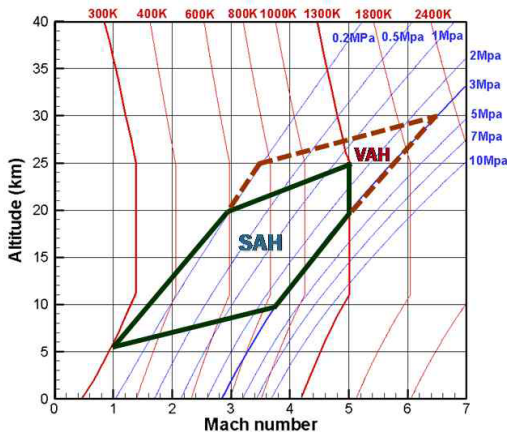


Fig. 2 Operation envelope of SeTF

이 때 노즐 출구에서의 정압력은 3.0 kPa로 고도 약 24 km에 해당한다. 설비 노즐 입구 온도는 1050 K로, 마하 5, 고도 24 km에 해당하는 1320 K에는 다소 모자라는 온도인데, 정온도로 환산하면 45 K 정도 낮다. 설비에서 마하 5 조건이 유지되는 시간은 1회 시험 당 30초 내외다.

시험 과정은, 우선 마하 5 조건이 조성되면 연료를 공급하지 않은 채 4~5초 정도 안정화시키고 다음으로 F1에 연료를 3~4초 정도 공급하며 그 다음에 F2에도 연료를 3~4초 동안 공급하면서 2 kHz로 벽면 정압력을 획득했다. 이렇게 해서 1회 시험을 통해 연료가 없을 경우(No Fuel), F1에서만 연료가 분사되는 경우(P1), F1 및 F2 모두에서 연료가 분사되는 경우(P12)의 데이터를 모두 얻을 수 있었다.

4.1 시간에 따른 데이터에 대한 해석

Figure 3은 BC4 모델에서 CC 부분의 P_w 5개에 대한 시간에 따른 데이터이다. 그림에서 F1의 연료가 주입되는 것은 35초, F2가 주입되는 것은 39초이다. 30~35초 사이에는 No Fuel 상태로 초음속 유동이 안정된 상태이며, Fig. 4의 No Fuel 데이터는 33~34초의 평균값이다. 이후 F1에 연료가 공급되어 점화되면서 압력이 50~80 kPa 만큼 높아진다. 이후 F1이 공급되는 상태(P1)에서는, 36.5초에 변화가 있는 것을 제외하면 압력 떨림이 10 kPa 이내로 크지 않다. Fig. 3의 P1

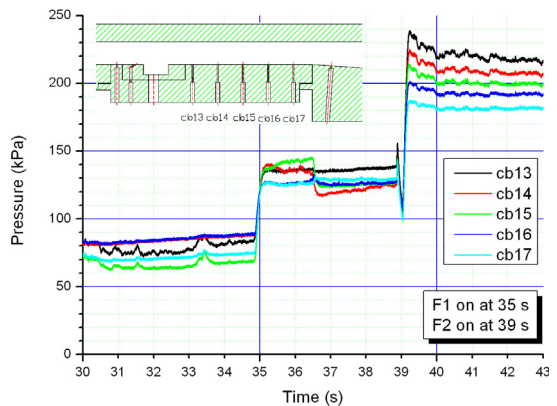


Fig. 3 Time history of wall static pressures in constant-area combustor in BC4 model

경우의 데이터는 37~38초의 평균값이다. 이후 F2 공급(P12)에 의해서는 P_s 가 50~90 kPa 정도 상승한다. P12 경우에 압력 떨림은 최대 20 kPa 내외로, P1 경우보다는 크지만 대체로 안정적이고 흡입구 압력은 영향을 받지 않는다.

C4 모델의 시간적 데이터는 여기서 논의하지 않았지만 압력 변화가 크지 않고 안정적이라는 점은 BC4의 경우와 같다.

4.2 시간 평균 데이터에 대한 해석

Figures 4, 5는 두 모델에 대해 No Fuel, P1, P12 경우 중 1초씩의 데이터를 평균한 것이다. Fig. 4와 Fig. 5에서는 벽면 정압력 P_s 를 설비 노즐 입구 압력 P_0 으로 무차원화했다.

우선 Fig. 4에서 C4 모델의 Position 1 경우(C4P1)를 No Fuel(C4NF)과 비교해 보면 공동형 보염기 직전까지는 압력의 차이가 없다. 압력은 보염기를 거치면서 크게 상승하며, 이것은 연소에 의한 압력 상승으로, 보염기에서 연소가 가장 활발함을 알 수 있다.

C4NF의 경우에는 CC 부분에서 압력이 상승/하강을 반복하는 것과는 달리 C4P1의 경우에는 CC에서 압력 변화가 크지 않은 가운데 약간 높아졌다가 약간 낮아진다. C4NF의 경우는 연소기 안에서 생기는 충격파와 팽창파가 연소기의 벽면에서 반사되면서 이런 압력 분포가 생성되는데, C4P1의 경우에는 연소에 의해서 이런 충격파와 팽창파가 약화되는 것으로 해석할 수 있다.

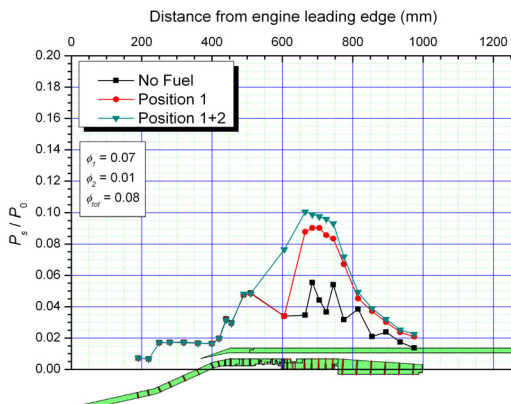


Fig. 4 Time-averaged wall static pressure for C4

Position 1+2 경우(C4P12)를 C4P1과 비교해 보면 $\phi_2 = 0.01$ 로 양이 아주 적어 CC나 DC 부분에서는 F2에서 추가로 분사한 연료로 인한 압력 상승은 크지 않음을 관찰할 수 있다. 그런데 여기에 비해서 보염기 직전(F1 직후)의 압력은 C4P12가 C4P1에 비해 2배 이상 상승한다. 이것은 F2에서 분사되는 연료가 연소됨에 따라 보염기보다 상류에서도 역압력 구배가 형성돼 상류로 확산된 것으로 판단된다. 여기에 대해서는 4.3절에 자세히 설명했다.

Figure 5의 BC4P1를 Fig. 4의 C4P1와 비교해 보면 보염기 이후 CC 부분에서 당량비가 더 낮음에도 불구하고 압력은 전체적으로 비슷하다. 이것은 당량비가 낮기 때문에 연소에 의한 압력 상승은 더 적지만, 보염기 상류가 더 길기 때문에 엔진 내부 항력에 의한 압력 상승은 더 많아져 그 합이 비슷해진 것으로 해석할 수 있다.

BC4P12를 C4P12와 비교해 보면, ϕ_{tot} 가 조금 다르기는 하지만, 최대 압력이 크게 차이가 나고 CC 부분에서의 압력 감소폭도 크다. 즉, C4P12의 P_s/P_0 최대값은 0.10, BC4P12는 0.14이고, C4P12는 CC에서의 압력 감소가 0.007, BC4P12는 0.030이다. 또 보염기 전후의 압력을 보면 C4P1, C4P12, BC4P1은 모두 보염기를 지나며 압력이 높아지는데 BC4P12는 압력이 낮아지는 것도 관찰할 수 있다. 이상과 같은 현상에 대해서도 4.3절에서 자세히 분석했다.

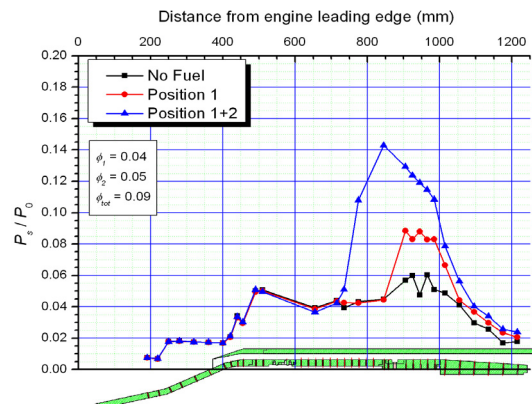


Fig. 5 Time-averaged wall static pressure for BC4

4.3 열질식

등면적 가열에 대해 전온도와 마하 수 사이의 관계는 Eq. 1로 계산하는데, M_1 과 T_{01} 을 연소기 입구, M_2 와 T_{02} 를 연소기 출구에서의 값이라 할 때 $M_2 = 1$ 로 하면 열질식이 발생할 때의 T_{02} 를 구할 수 있고 따라서 열질식이 발생하지 않도록 하는 최대 당량비 ϕ_{max} 를 구할 수 있다.

$$\frac{T_{02}}{T_{01}} = \left(\frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \right)^2 \left(\frac{M_2}{M_1} \right)^2 \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \right) \quad (1)$$

이번 연구에서 C4 모델의 경우 $M_1 = 1.8$ 이며 이 때 $M_2 = 1$ 이 되는 ϕ_{max} 는 0.09이다. BC4 모델은 $M_1 = 1.6$ 이며 이 때 ϕ_{max} 는 0.06이다. 따라서 실제 시험에서 C4는 $\phi_1 < \phi_{max}$, $\phi_{1+2} \leq \phi_{max}$ 이고 BC4는 $\phi_1 < \phi_{max}$, $\phi_{1+2} > \phi_{max}$ 이 된다. 즉 C4P1, BC4P1은 열질식이 발생하는 당량비보다 확실히 낮고 BC4P12는 확실히 높으며 C4P12는 약간 낮기는 하지만 측정이나 가정한 값의 오차를 감안하면 비슷한 수준이라고 할 수 있다.

C4P12의 경우 연소가 활발한 구간(여기에서는 공동형 보염기 전후)에서 압력이 높아지는 점을 보면 보염기 이후까지 초음속 유동이 유지된다고 할 수 있다. 그런데 이후 단면적이 일정한 CC 구간에서는 약간이나마 압력이 낮아지는 아음속 유동의 특징이 나타나고, 다시 DC 구간에서는 확장 구간에서 압력이 낮아지는 초음속 유동의 특징이 나타난다. BC4P12의 경우에는 보염기에서의 압력 감소, CC에서의 압력 감소 등의 현상을 보면 보염기 상류에서 아음속으로 바뀌는 것으로 볼 수 있다. 더불어 DC 부분에서는 압력이 감소하므로 유동이 보염기 이전에 아음속으로 바뀌고 보염기 이후 CC 부분에서 다시 초음속으로 바뀐다고 판단할 수 있다. 즉 두 모델에 대해 P1 경우에는 유동이 초음속인데 연료가 더 많이 분사되는 P12에서는 아음속으로 바뀌는 것이며 따라서 P12에서는 열질식(thermal choking)이 생긴 것으로 해석할 수 있다.

한편 스크램젯 엔진에서는 연소에 의해 국소적으로 압력이 높아져 역압력 구배가 생길 때 그 주위에서 경사충격파가 생성되고 이것이 압력을 더욱 높여 결국 박리(separation)가 일어나기도 한다. 이 경우 박리가 일어난 지점 주위에서는 주 유동의 실질적인 유로 면적이 좁아져서 초음속 유동이 감속되는 현상이 동반된다. 또 박리된 지점의 하류에서 재부착(reattachment)이 일어나면 다시 유로가 넓어지고 유동이 가속된다. 또 이런 역압력 구배는 경계층을 따라 연소가 일어나는 영역보다 상류로 전파돼 박리되는 위치를 상류로 이동시키기도 한다[5].

따라서 C4P12와 BC4P12의 압력 분포가 열질식이 아닌 이런 박리와 재부착 때문으로 볼 수도 있다. 그런데 박리와 재부착은 넓은 영역에 걸쳐 일어나기 때문에 이 현상에 의해 압력이 변할 때는 압력 변화가 넓은 영역에 걸쳐 일어나고 압력 변화 폭은 크지 않다. $\phi_{1+2} \leq \phi_{max}$ 인 C4P12는 이런 경우에 해당하는 것으로 판단된다. 반면에 $\phi_{1+2} > \phi_{max}$ 인 BC4P12는 P_s 가 짧은 구간에서 급격히 높아지는 것으로 보아 이 구간에서 수직충격파가 생기고 이후 전형적인 아음속 유동이 형성되는 것으로 판단된다.

결론적으로 C4P12의 시험 결과는 연소에 의해 유동이 박리되고 재부착되는 현상과 그에 따른 감속과 가속, 또 일부 초음속과 아음속 전이가 복합적으로 작용한 결과이며 BC4P12의 시험 결과는 열질식이 발생하고 아음속 유동이 형성됨에 따라 나타난 결과라 할 수 있다.

한편, 스크램젯 엔진에서 ϕ_{max} 를 초과하는 연료 분사로 인해 열질식이 발생하는 경우에는 흡입구 불시동(intake unstart)이 동반되는 경우가 많다. 저자들이 이전에 수행한 연구[3, 4]에서도 흡입구 불시동을 관찰한 적이 있다. 흡입구 불시동은 흡입구에서 압력이 크게 높아지는 것이 특징이다. 하지만 이번 연구에서 열질식이 발생했다고 판단되는 경우에 흡입구 불시동은 발생하지 않았다. Fig. 5의 BC4P12를 보면 엔진 앞전(leading edge)으로부터 715 mm 떨어지는 위치까지는 압력이 No Fuel 경우와 같고 압력이 높아지는 것은 그 이후다. 따라서 BC4P12는 열질

식이 발생하기는 하지만 안정적인 연소가 일어나고 있는 경우에 해당한다.

설계가 필요하다. 여기에 대해서도 앞으로 추가로 연구할 예정이다.

5. 결 론

참 고 문 헌

이번 연구에서는 마하 5 스크램젯 엔진 모델에서 두 가지 형상에 대해 초음속 연소와 아음속 연소를 관찰했다. Fig. 3과 같은 시간적 압력 변화와 Fig. 4~5와 같은 공간적 평균 압력 분포를 분석한 결과, C4P1, C4P12, BC4P1은 초음속 연소가, BC4P12는 아음속 연소가 이루어지며 모든 경우에 대해 연소 불안정이나 흡입구 불시동 생기지 않고 안정적인 연소가 이루어진다.

이번 연구에서 ϕ_{max} 는 일반적인 스크램젯 엔진과 비교하면 아주 낮다고 할 수 있다. 이것은 이번 연구에서 비행 속도가 마하 5로 스크램젯 엔진으로는 낮기 때문이다. 비행 속도가 낮으면 Eq. 1에서 T_{01} 이 낮기 때문에 T_{02} 도 낮아진다.

이렇게 비행 속도가 낮은 스크램젯 엔진의 경우에는 ϕ_{max} 가 낮기 때문에 당량비에 따라 초음속과 아음속 연소를 모두 수행할 수 있으면 엔진을 운용하는 당량비 한계를 넓히는 데 도움이 된다고 할 수 있다. 다만 연료를 너무 많이 공급하면 흡입구 불시동이 생길 수 있으므로 주어진 형상에 대해서 초음속 연소, 아음속 연소가 이루어지는 당량비 범위와 흡입구 불시동이 생기는 당량비 범위를 파악하는 것이 필요하다. 여기에 대해서는 현재 추가 연구를 수행하고 있다.

또는 연소기의 확장 부분(DC)에서 유동이 팽창되도록 해 열질식을 피하면서도 운용 가능한 당량비를 높이는 방법도 있다. 하지만 이 경우 팽창이 심하면 화염이 꺼질 수 있으므로 적절한

1. Kang, S. H., Lee, Y. J., Yang, S. S., Smart, M. K., and Suraweera, M. V., "Cowl and Cavity Effects on Mixing and Combustion in Scramjet Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 6, 2011, pp.1169-1177
2. Lee, Y. J., Kang, S. H., and Yang, S. S., "Development of the Scramjet Engine Test Facility in Korea Aerospace Research Institute," 27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, Chicago, USA, AIAA 2010-4792, 2010
3. 양인영, 이양지, 김영문, 이경재, "마하 5 스크램젯 엔진의 흡입구 시동 특성," 한국추진공학회 2012년도 춘계학술대회, 2012, pp.520-525
4. Yang, I. Y., Lee, Y. J., Lee, K. J., and Park, C., "Effect of the Combustor Configuration on the FLOW and Combustion in a Scramjet Engine," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 3, 2013, pp. 751-755
5. Billig, F. S., Dugger, G. L., and Waltrup, P. J., "Inlet-Combustor Interface Problems in Scramjet Engines," 1st International Symposium on Air Breathing Engines, 1972