

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.3.001>

직결형 설비를 이용한 초음속 연소기 연소 시험

양인영^{a,*} · 이경제^a · 이양지^a · 이상훈^a · 김형모^b · 박부민^b

Combustion Test for a Supersonic Combustor Using a Direct-Connected Facility

Inyoung Yang^{a,*} · Kyung-Jae Lee^a · Yang-Ji Lee^a · Sanghoon Lee^a ·
Hyungmo Kim^b · Poomin Park^b

^aEngine System Research Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

^bEngine Component Research Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: iyyang@kari.re.kr

ABSTRACT

A combustion test for a supersonic combustor was conducted using a direct-connected type supersonic combustor test facility. The facility was verified for the capability of simulating required flow conditions. The test condition was maintained at Mach 2.0, 915 °C and 496 kPa for 15 s. Using gaseous hydrogen as the fuel, the combustor model was also tested for its ignition and flame holding capability at the fuel equivalence ratio of 0.12. Combustion efficiency was 71%, and the supersonic flow regime was obtained at this test condition.

초 록

직결형 초음속 연소기 시험 설비를 사용하여 초음속 연소기에 대한 연소 시험을 수행하였다. 설비는 필요한 유동 조건을 모사할 수 있음을 검증하였다. 시험 조건은 유속 마하 2.0, 온도 915 °C, 압력 496 kPa를 15초 동안 모사할 수 있었다. 연소기 모델은 기체 수소를 연료로 사용하여 연료 당량비 0.12에서 점화 및 화염 유지가 가능함을 검증하였다. 이 유동 조건에서 연소 효율은 71%였으며 초음속 유동이 유지되었다.

Key Words: Supersonic Combustor(초음속 연소기), Scramjet(스크램젯), Hypersonic Air-breathing Engine(극초음속 공기 흡입 엔진), Direct-connected Test Facility(직결형 시험 설비)

1. 서 론

최근 세계적으로 스크램젯 엔진을 사용한 극 초음속 비행체 개발에 관한 관심이 매우 높다. 일부 국가에서는 군사 분야에서 이러한 비행체의 실용화를 눈앞에 두고 있으며 민간 분야에서도 관련 연구가 활발하다[1].

스크램젯 엔진의 핵심 부품인 초음속 연소기는 초음속 유동 조건에서 점화 및 화염 유지, 연소 효율 확보가 가장 큰 관건이다. 또 한편으로는 외부 공기를 이용한 고온부 냉각이 불가능하고 연료를 이용한 냉각에도 한계가 있어 내열 재료의 문제가 크다고 할 수 있다.

이 연구에서는 이러한 초음속 연소기 문제 해결 연구를 위한 시작 단계로서 기존에 보유하고 있는 자유류형(freejet type) 시험 설비를 사용한 엔진 전체 모델 연구[2, 3]가 아닌, 직결형 시험 설비를 이용한 초음속 연소기 모델 연구를 통해 모델 및 설비의 성능 데이터를 확보하고자 하였다. 이를 통해 향후 점화 및 화염 유지 문제와 더불어 내열 재료 문제를 해결하기 위한 연구를 수행하는 데 기초 자료로 삼고자 하였다.

2. 시험 모델 및 시험 설비

2.1 초음속 연소기 시험 모델

연소기 시험 모델은 비행체의 비행 속도 마하 5의 비행체에 사용되는 초음속 연소기를 상정하여 개발하였다. 연소기 입구 유동 속도는 마하 2.0로 설계하였다. 격리부(isolator)는 연소기에 포함하여 설계하였다.

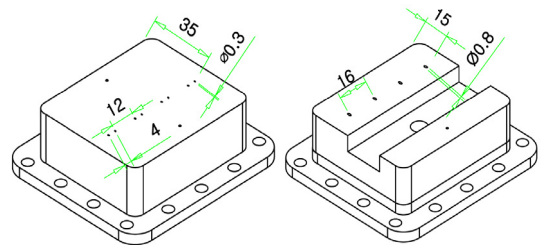
연소기 유로 단면적은 연소기 입구 기준으로 32 mm (H) X 70 mm (W)이며, 전체 길이는 960 mm, 이 중 격리부 길이는 260 mm이다. 연소기 내부 유로 형상은 Fig. 1과 같다. 그림과 같이 상부 및 하부에 각각 주 연료 분사기, 파일럿 연료 분사기, 공동형 보염기(cavity type

flame holder), 전기 스파크 점화기가 각 1 set 씩 장착되어 있다. 공동의 크기는 8 mm (H) × 20 mm (L)이다. 상류로부터 420 mm 지점까지는 연소기 유로의 단면적이 변화하지 않으며, 그 이후부터 606 mm까지는 상하로 1°, 그 이후로는 1.5°의 각도를 가지고 확대되는 형상이다. 유로 폭은 확대되지 않는다.

연료는 주 연료로 액체 탄화수소 연료, 파일럿 연료로 기체 수소를 사용한다. 주 연료 분사기 및 보조 연료 분사기 블록의 형상은 Fig. 2(a) 및 2(b)와 같다. 주 연료 분사기는 지름 0.3 mm의 분사공 8개, 보조 연료 분사기는 지름 0.8 mm의 분사공 4개로 구성된다. 연료는 공기 유동 방향에 대해 30°의 각도로 경사 분사한다.

2.2 직결형 초음속 연소기 시험 설비

초음속 연소기 모델의 연소 시험을 수행하기 위하여 직결형 초음속 연소기 시험 설비를 개발하였다. 설비는 스크램젯 엔진에서 흡입구 및 노즐을 제외하고 초음속 연소기만으로 구성된 모델에 대한 시험을 수행할 수 있는 설비이다. 설



(a) Main fuel injector block. (b) Pilot fuel injector block.

Fig. 2 Fuel injector block configurations.

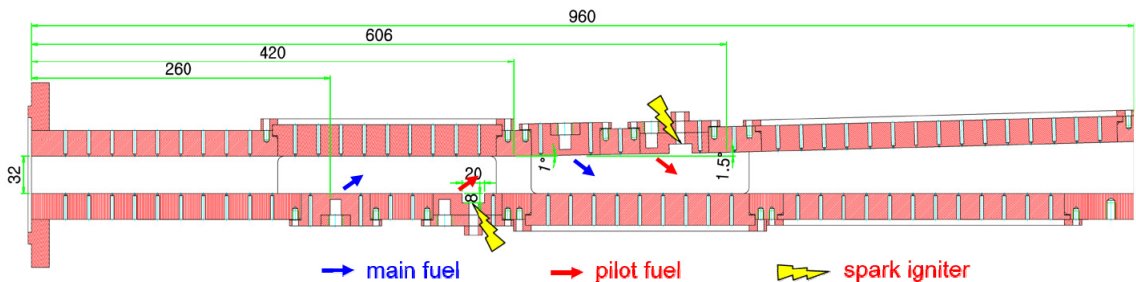


Fig. 1 Internal flowpath configuration of the supersonic combustor test model. (unit : mm)

Table 1. Design specifications of the facility.

Parameter	Value
Simulated speed	Mach 2.0
Total pressure	548 kPaA
Total temperature	1,050 °C
Air heating	Electric air heater + Vitiated air heater (O ₂ compensation included)
Facility nozzle size	32 mm (H) × 70 mm(W)
Air flow rate	0.778 kg/s

비의 구성 및 상세 제원에 관해서는 양인영 등 [4]을 참조할 수 있다. 설비 사양은 Table 1과 같고, 설비 형상은 Fig. 3에 나타내었다.

3. 시험 방법

3.1 시험 과정

시험 과정은 먼저 시험 조건(연소기 입구의 압력 및 온도 조건)을 조성하는 것으로 시작한다. 이를 위해서는 먼저 설비에 압축 공기를 공급하면서 전기식 공기 가열기(EAH)로 공기를 가열하여 가능한 온도까지 도달한 후 연소식 공기 가열기(VAH)로 추가 가열하여 시험 조건을 조성한다. 조건이 조성된 상태에서 전기 스파크 점화기 점화 → 파일럿 연료 공급 → 주 연료 공급의 순서로 진행하여 연소 상태에서 데이터를

획득한다. 이후 점화기와 연료를 모두 차단하면 시험이 종료되며 공기 가열기와 공기 공급을 차단하여 시험 설비를 종료한다.

3.2 데이터 획득

주요 데이터로는 연소기 모델 상의 벽면 정압력 분포, 연료 공급 유량, 압력, 주 유동의 유량, 압력, 온도 등이 있다. 연소기 모델 상 벽면 정압력은 연소기 상부 및 하부에서 연소기 중심선을 따라 유동 방향으로 20 mm 간격으로 측정하며, 이 측정에는 GE Druck 사의 UNIK 5000 압력 센서를 사용하며, 2 kHz로 측정한다.

연료 공급 유량은 Flowmeters 사의 FMT8-3 터빈 유량계를 사용하여 측정한다. 주 유동 유량은 설비 노즐을 임계 노즐(critical nozzle)로 가정하고, 노즐 상류 압력 및 온도를 측정하여 이로부터 계산한다. 주 유동 온도는 Omega 사의 열전대로 측정한다. 연료 압력 및 주 유동 압력은 Rosemount 사의 3051 압력계로 측정한다.

3.3 데이터 분석 및 처리

연소기 모델에 대하여 연소 시험을 통하여 획득할 수 있는 데이터는 모델 상 벽면 정압력의 분포이므로 정성적인 분석은 이 벽면 정압력 분포를 통해 수행하였다. 또한 별도의 데이터 처리 과정을 거쳐 이 벽면 정압력 분포를 다른 정량적인 유동 인자(전압력, 온도, 속도 등)로 변환하였다. 데이터 처리에는 연소기 내부 유동을 준일차원(quasi one dimensional) 유동으로 가정하고

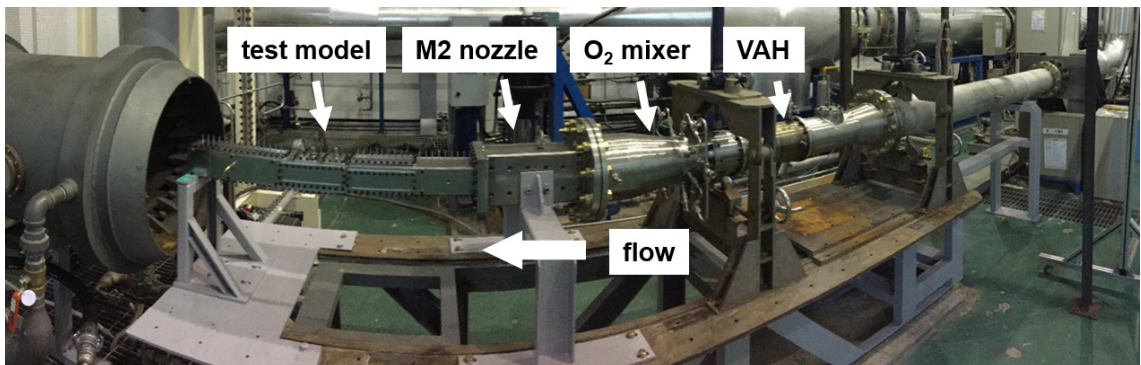


Fig. 3 Photo of the manufactured supersonic combustor test facility with the test model installed[4].

질량 방정식, 모멘텀 방정식, 상태 방정식을 푸는 방법을 사용하였으며 그 상세한 과정은 양인영 등[5]에 기술되어 있다.

3.4 시험 조건

시험은 연료 공급 및 연소의 유무에 따른 내부 유동 특성을 관찰하기 위하여 수행하였다. 이 논문에서 연료 공급 조건은 상부 파일럿 연료 분사 조건만을 다루었다. 시험 시 유동 조건은 Table 2와 같다.

4. 시험 결과 및 분석

4.1 시험 설비의 성능

연소 시험 시 시험 설비의 운전 데이터를 Fig. 4에 예를 들어 나타내었다. 그림에서 $t=0$ 은 VAH가 가동되기 직전의 임의의 시점이다. EAH를 이용하여 시간 $t=9$ 초 이전 1시간 정도 가

Table 2. Test condition.

Parameter	Unit	case 1 (no fuel)	case 2 ($\phi=0.12$)
Total Pressure	kPaA	497	496
Total Temperature	°C	949	915
Air Flow Rate	kg/s	0.682	0.673
Fuel flow rate	g/s	0.0	2.31

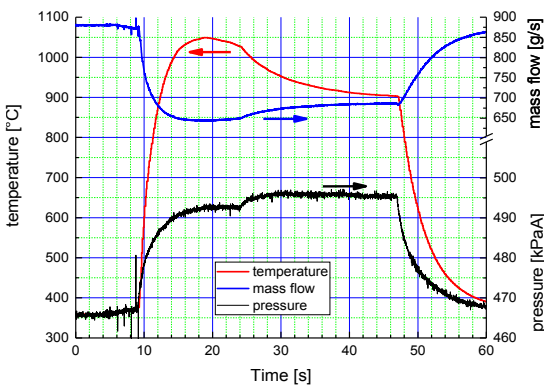


Fig. 4 Facility data during supersonic combustion.

열하여 온도를 360 °C까지 상승시켰다. $t=9$ 초에 VAH 가동, $t=24$ 초에 산소 분율을 맞추기 위한 산소 공급을 시작하였고, 이후 $t=32-47$ 초 사이의 15초 동안 안정적인 시험 조건을 유지할 수 있었다. 이 시간 동안 온도는 2.9%, 유량은 1%의 변화가 있었으며, 압력 변화는 미미하였다. $t=47$ 초에 VAH 연료 및 산소 공급을 중단하였고 EAH의 운전은 계속하였다. 실제 초음속 연소기 성능 시험은 $t=33-46$ 초에 수행하였다.

설비 성능은 애초 목표로 한 것 대비 온도 측면에서 130 °C, 압력 측면에서 50 kPa 정도 낮았는데, 온도는 VAH의 연료를 늘림으로써 향후 목표 성능을 달성할 예정이나 압력은 설비 한계로 인해 추가 증가는 불가능할 것으로 판단된다. 또한 시험 조건 유지 시간은 지속적으로 늘려 나갈 예정이다.

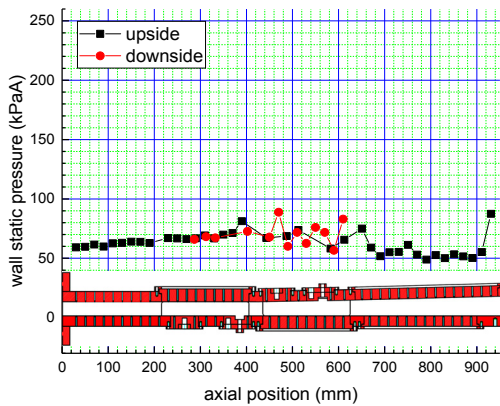
4.2 연료 공급이 없는 경우 초음속 연소기 유동 특성

연료가 공급되지 않고 주 유동만이 존재하는 상태에서의 벽면 정압력 분포는 Fig. 5(a)와 같다. 그림에서와 같이 유로 내에서의 벽면 정압력은 모델 입구에서 59.2 kPa이며 대체로 일정한 가운데 공동형 보임기 위치까지는 조금씩 증가한다. 이것은 모델 벽면과의 유동 마찰에 의한 정압력 증가에 의한 것이다. 이후 공동 위치와 그 하류에서는 공동에 의해 충격파가 생성되고 이것이 벽면에서 반사되면서 복잡한 압력 분포가 생성된다. 또 연소기 내부 유로 단면적이 증가하기 시작하는 $x=460$ mm 지점부터 벽면 정압력이 감소하기 시작하는 것도 관찰할 수 있다.

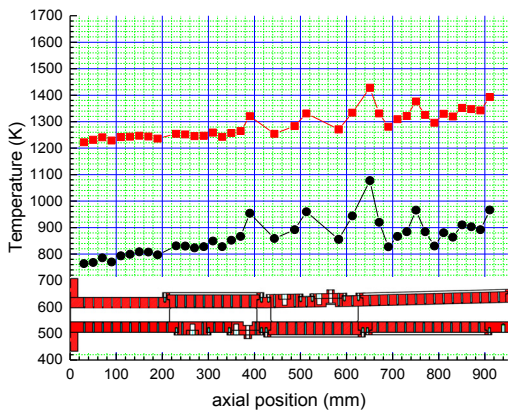
연소기 출구 지점에서 벽면 정압력이 87.4 kPa까지 급격히 증가하는 것은 이 모델의 배기 압력이 대기압(약 101 kPa)이기 때문에 강한 역압력에 의해 이 지점에서 충격파가 발생하기 때문이다.

이상과 같은 벽면 정압력 데이터를 이용하여 유동의 온도 분포를 계산하면 Fig. 5(b)와 같다. 연료가 공급되지 않고 있으므로 실제로는 전온도 상승이 없는데, 전온도 계산 결과는 공동 위치 이전까지는 거의 일정하지만 그 이후로는 하류로 가면서 마치 약간씩 상승하는 것처럼 나타

나고 있다. 그 이유는 전온도 계산식이 준일차원 유동을 가정하고 있는 반면 실제로는 공동 위치에서 충격과 팽창과가 발생하고 이것이 공동 하류에서 연소기 벽면에 반사되는 등 공동에 의해 연소기 유동이 준일차원성에서 벗어나기 때문이다. 준일차원 유동이라는 가정 하에서는 $x=460$ mm 이후 유로 확장에 따라 정압력이 낮아져야 하는데, Fig. 5(a)에서 보는 것과 같이 실제 시험에서는 충격과 생성 및 반사로 인해 $x=460-650$ mm 사이에서 정압력이 대체로 일정하며 그 하류에서도 같은 이유로 인해 크게 낮아지지 않는다. 이것이 마치 전온도 증가가 있는 것처럼 해석되고 있는 것이다. 전온도 데이터를



(a) Measured wall static pressure



(b) Calculated total and static temperature

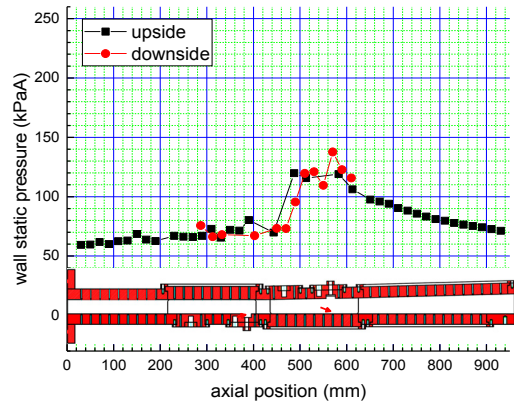
Fig. 5 Combustor flow characteristics. (without fuel supply)

선형 보간한 결과 모델 입구와 출구의 전온도 차이는 약 130 K이며, 이것은 데이터 처리에 의한 오차에 해당한다.

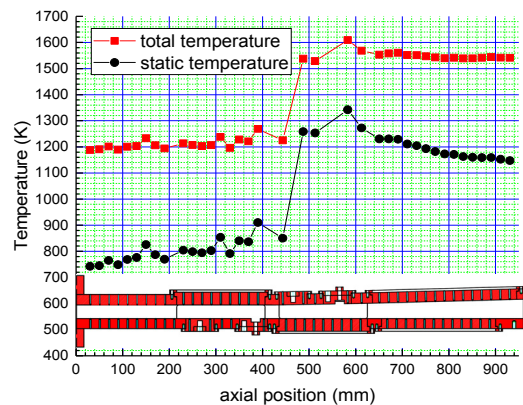
4.3 연소가 있는 초음속 연소기의 유동 특성

연료 당량비 $\phi=0.12$ 의 수소 연료가 연소되는 상황에서의 벽면 정압력 분포는 Fig. 6(a)와 같다. 공동 이전 부분에서는 Fig. 5(a)와 거의 차이가 없으며 $x=490$ mm에서 정압력의 급격한 증가가 관찰된다. 이 압력 상승은 모델 상부에 위치한 분사기에서 분사된 연료의 연소로 인한 것이다.

압력은 상부 공동형 보염기를 거친 후 $x=580$



(a) Measured wall static pressure



(b) Calculated total and static temperature

Fig. 6 Combustor flow characteristics. (with fuel supply and supersonic combustion)

mm 이후부터는 유로 단면 증가에 따라 감소한다. 또한 Fig. 5(a)와는 다르게 이 구간에서의 압력 분포는 증가·감소 없이 단순 감소하는데, 이것은 이 영역에서 충격과 구조가 크게 약해진 것을 의미하며 이 역시 연소에 의한 것이다.

또한 Fig. 6(a)에서는 Fig. 5(a)에서와는 달리 모델 출구 부근($x > 900$ mm)에서 급격한 압력 상승이 관찰되지 않는데 이것은 연소에 의해 이 위치에서의 유동 압력이 55 kPa 수준에서 70 kPa 수준으로 증가하였기 때문이다. 즉 이 경우 배기 압력(대기압, 101.3 kPa)에 의해 발생하는 급격한 역압력에 의한 유동 박리 위치는 가장 하류의 압력 측정 위치보다 더 하류에 존재할 것으로 판단할 수 있다.

Fig. 6(b)는 Fig. 6(a)의 벽면 정압력 데이터를 사용하여 온도를 계산한 것이다. 상부 보염기 전후에서 연소에 의한 온도 상승을 볼 수 있다. $x = 650$ mm 이후 전온도는 일정하게 유지되는데 이것은 이 위치 이후에서는 연료의 연소가 일어나지 않음을 의미한다.

4.4 초음속 연소기의 연소 효율

Fig. 6(b)의 전온도 데이터로부터 연소 효율을 계산할 수 있다. 투입된 열량을 $\dot{q}_{input} = \dot{m}_f \times Q_{LHV}$ 로 계산하고 연소에 의해 발생한 열량을 $\dot{q}_{comb} = \dot{m}_g c_{p,g} \Delta T_t$ 로 계산하여 $\eta_{comb} = \dot{q}_{comb} / \dot{q}_{input}$ 으로 계산한다. 여기에서 주 유동 및 연료 유량 \dot{m}_g 및 \dot{m}_f 은 측정값 0.673 kg/s 및 2.31 g/s을 사용하고 주 유동의 비열비 $c_{p,g}$ 는 CEA 코드[6]로부터 계산하며 연료 저위 발열량 Q_{LHV} 는 수소에 대한 값인 120 kJ/g을 사용한다. 주 유동의 전온도 상승량 ΔT_t 는 다음과 같이 구한다. Fig. 6(b)를 보면 모델 입구와 출구 사이의 전온도 상승량은 353 K이다. 앞서 기술한 것과 같이 연료를 공급하지 않은 경우에도 유동의 2차원성에 의한 온도 상승이 있는데, 이 경우 $x = 440$ mm 이전까지만 유동의 2차원성이 강하다고 가정하면 입구부터 $x = 440$ mm까지의 온도 상승량 60 K은 연소에 의한 것이 아니라고 판단하여 배제하는 것이 타당하다. 따라서 연소에 의한 실제 온도 상승량은 $\Delta T_t = 293$ K이다. 이를 이용해 연

소 효율을 계산하면 $\eta_{comb} = 71\%$ 가 된다.

5. 결 론

이 연구에서는 직결형 초음속 연소 시험 설비를 구축하고 이를 활용하여 초음속 연소기의 연소 시험을 수행하였다. 연소 시험 설비는 초음속 연소기의 연소 시험을 수행하는 데 필요한 유동 조건을 모사할 수 있음을 검증하였다. 향후 본 설비는 작동 시간을 수 분 이상으로 증가시킴으로써 초음속 연소 시험뿐만 아니라 열전달 시험 및 연소기 내구성 시험에도 활용할 수 있도록 할 계획이다.

초음속 연소기는 수소 연료를 사용할 때 마하 2 유동 조건에서 화염의 점화 및 유지가 가능하도록 설계되었음을 검증하였다. 연소 효율은 수소 연료의 초음속 유동 연소로서 평균적인 수준이었다. 개발된 연소기를 바탕으로 향후 연소 효율을 높이는 연구를 수행할 필요성은 있다고 판단된다. 또한 이 연소기를 바탕으로 하여 탄화수소 연료를 사용한 초음속 연소 연구를 수행할 예정이다.

후 기

이 논문은 2016년 정부(미래창조과학부)의 재원으로 국가과학기술연구회 민군융합기술연구사업(No. CMP-16-06-KARI)의 지원을 받아 수행된 연구임.

References

1. Kim, C.T., Yang, I., Lee, K.J. and Lee, Y.J., "Technology Development Prospects and Directions of Reusable Launch Vehicles and Future Propulsion Systems," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 8, pp. 686-694, 2016.

2. Yang, I., Lee, Y.J., Lee, K.J. and Park, C., "Effect of Combustor Configuration on Flow and Combustion in a Scramjet Engine," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 3, pp. 751-755, 2013.
3. Yang, I., Lee, Y.J., Lee, K.J., Choi, S.M. and Park, C., "Combustion Experiments for a Liquid Hydrocarbon Fueled Mach 5 Scramjet Engine Model," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 5, pp. 1433-1438, 2014.
4. Yang, I., Lee, K.J., Lee, Y.J. and Kim, H.M., "Development of a Direct-Connected Supersonic Combustor Test Facility," *48th Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 290-293, May 2017.
5. Yang, I., Lee, K.J., Lee, Y.J. and Kim, C.T., "Ramjet Mode Combustion Test for a Dual-Mode Ramjet Engine Model with a Large Backward-Facing Step," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 6, pp. 83-90, 2016.
6. McBride, B.J and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA, Cleveland, Ohio, U.S.A., Reference Publication 1311, 1996.