

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.6.075>

## 하이퍼 혼합기를 사용한 저엔탈피 초음속 유동장 내 연소 특성 연구

김채형<sup>a,\*</sup> · 정인석<sup>b</sup>

### Combustion Characteristics Study using Hyper-mixer in Low-enthalpy Supersonic Flow

Chae-Hyoung Kim<sup>a,\*</sup> · In-Seuck Jeung<sup>b</sup>

<sup>a</sup>*Aerospace Systems, Defense Agency for Technology and Quality, Korea*

<sup>b</sup>*Department of Aerospace Engineering, Seoul National University, Korea*

\*Corresponding author. E-mail: [avalonkch@hanmail.net](mailto:avalonkch@hanmail.net)

#### ABSTRACT

In this study, a forced ignition method with a plasma jet torch is studied in Mach 2 laboratory scaled wind-tunnel. The hyper-mixer is used as a mixer. For two normal injection cases, the one is collided against a wedge plate of the hyper-mixer and the other is directly injected into the cold main flow. For the first case, the hyper-mixer disperses the injected fuel, leading to the mixing enhancement. Furthermore, the fuel-air mixture is provided into the plasma hot gas, which enhances the combustion performance. However, the direct injection into the main flow method spends amount of fuel without ignition in the cold supersonic flow. In the end, for the forced combustion, it is important to supply the fuel-air mixture into the heat source.

#### 초 록

본 연구에서는 마하 2의 실험실 규모의 풍동장치에서 플라즈마 제트 토치를 점화기로 사용하여 강제점화에 대한 연소 특성을 연구하였다. 하이퍼 혼합기는 혼합기로 사용되었다. 수직분사의 경우, 하나는 하이퍼 혼합기의 웨지면에 충돌하도록 하였으며, 다른 하나는 차가운 주유동으로 바로 분사되도록 하였다. 하이퍼 혼합기와 충돌하는 경우 충돌된 연료는 분산되며 확산 혼합에 의해 혼합성능이 증대된다. 또한 혼합된 가스는 대부분 플라즈마 제트의 열원으로 유입되어 연소 성능을 증대시킨다. 하지만 주유동으로 직접 분사되는 경우는 초음속의 주유동 내에서 점화되지 못하고 많은 양의 연료가 소비된다. 따라서 강제점화 방식의 연소의 경우에는 많은 양의 연료-공기 혼합물을 점화가 가능한 열원으로 공급하는 것이 중요하다.

Key Words: Hyper Mixer(하이퍼 혼합기), Normal Injection(수직분사), Supersonic Combustion(초음속 연소), Mixing Enhancement(혼합 증대), Forced Ignition(강제 점화)

Received 5 June 2013 / Revised 31 October 2013 / Accepted 6 November 2013

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>

[이 논문은 한국추진공학회 2013년도 춘계학술대회(2013. 5. 30-31, 부산 해운대 한화리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

#### 1. 서 론

극초음속 항공기의 연소기 내 초음속 연소 성능 증대를 위해서는 연소실로 유입되는 초음속 유동 내에서 연료와 공기가 혼합하여 잔류할 수 있는 시간을 증대시켜야 한다. 이를 위해 많은 실험과 계산이 수행되었으며, 그 결과들은 Seiner et al에 의해 정리되어 발표된 바 있다[1]. 다양한 혼합 장치와 분사 기법들 중에서 계단형 혼합기는 간단한 구조를 가지고 있으며 재순환 영역에 의해 혼합 기체의 잔류 시간은 증대하게 된다. 하지만 계단형 혼합기의 혼합 성능은 거의 없기 때문에 계단형 혼합기가 만드는 재순환 영역은 'dead zone'이라고 불린다[2]. 따라서 연료-공기가 같이 존재하는 재순환 영역 내에서 혼합을 증진시킬 수 있는 방법이 필요하다.

기존의 연구 자료들[1,3-5]에서는 축방향 와류 형성이 연료와 공기의 혼합을 증대시킨다고 보고하고 있다. 이런 와류들은 램프나 웨지 같은 구조적 형상과 유동간의 간섭에 의해 발생한다. 하이퍼 혼합기는 램프와 웨지로 구성된 혼합기로 지주[6-8]에 장착되거나 벽면에 부착된 형태[9,10]로 많은 연구가 진행되고 있다.

일반적으로 수직분사의 경우 충격파 형성에 의한 압력 손실이 있지만 주유동과 수직분사와의 간섭에 의한 난류 구조가 혼합특성을 증대시키는 이점이 있다[11]. 이전 실험에서 하이퍼 혼합기는 램프와 웨지의 상호 작용에 의해 와류 유동 영역을 형성했으며, 이 영역 내에서 연료를 수직 분사했을 경우(수직 1) 두 유동 모멘텀 충돌에 의해 혼합성능이 증대하지만, 하이퍼 혼합기의 웨지를 벗어난 분사의 경우(수직 2)에는 낮은 혼합 특성을 보였다[12]. 이와 같은 수직분사(수직1, 수직2)의 위치에 따른 혼합 특성이 플라즈마제트 토치를 사용한 강제점화에서는 어떤 연소특성을 보이는지 본 논문에서 보이고자 한다.

## 2. 실험 장치와 측정 방법

초음속 풍동장치는 진공탱크에서 실험실 대기 공기를 흡입하는 방식으로 되어 있다. 연소실험

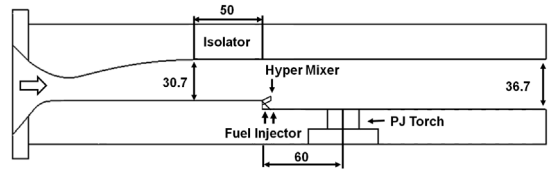


Fig. 1 Laboratory-scaled supersonic combustor model. Unit : mm.

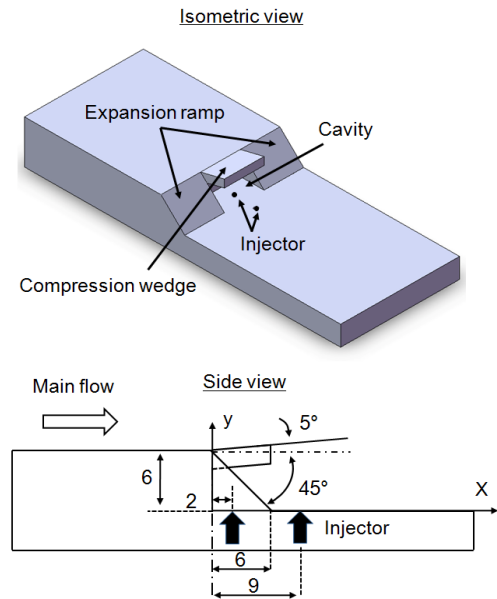


Fig. 2 Hyper-mixer model and fuel injectors. Unit : mm.

을 위한 풍동실험 장치는 Fig. 1과 같이 마하 2로 설계된 초음속 노즐이 위 벽면에 부착되어 있고 바닥면은 평평한 형태의 반쪽 노즐의 형태를 가진다. 대기 상태 조건(압력 : 99.3 kPa, 온도 300 K)에서 가열되지 않은 마하 2로 흡입되는 공기량은 2 kg/s 이다. 바닥면에는 혼합기가 부착되어 있고, 진공탱크의 용량은 8 m<sup>3</sup>이며 5 kPa까지 압력이 내려간 상태에서 실험이 수행된다. 연료는 수소가스를 사용하였다. 연소기 단면은 30 mm × 36.7 mm의 사각 덕트 형상이며 후류 확산부는 없다. 전체 실험시간은 약 20 s이며 데이터 획득 시간은 약 4 s이다. 실험에 사용된 점화기는 수냉 방식의 플라즈마 제트 (Plasma Jet, PJ) 토치를 사용하였으며 Fig. 1과

같이 혼합기 후면 60 mm에 위치한다. PJ토치는 질소가스를 분사기체로 사용하며 출력은  $2.49 \pm 0.13$  kW이다[13].

연소실험에서 연소배압이 노즐 유동 조건에 영향을 주는 것을 줄이기 위해 Billig의 경험식 [14]을 사용하여 Isolator를 제작하였다. Isolator의 유입부와 출구부 압력비( $P_3/P_2$ )는 유입유동이 고엔탈피 유동이 아니며 초음속 연소기의 길이와 무게를 고려하여 1.6으로 설계하였으며, Billig 공식(Eq. 1)으로 계산하면 Isolator의 길이는 약 50 mm이다.

$$S = \frac{2\sqrt{H\theta}}{(M_2^2 - 1)Re_\theta^{0.25}} \left[ 50 \left( \frac{P_3}{P_2} - 1 \right) + 170 \left( \frac{P_3}{P_2} - 1 \right)^2 \right] \quad (1)$$

여기서, 2; Isolator 입구부, 3; Isolator 출구부, S; Isolator 길이, H; Isolator 유입부 높이, M; 마하수,  $\theta$ ; 운동량 경계층,  $Re_\theta$ ; 운동량 경계층의 Re수.

하이퍼 혼합기는 Fig. 2와 같이 웨지와 램프로 구성된 형태로 일본 JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)의 하이퍼 혼합기 분사 모델을 기초로 하여 제작하였다. 연료의 분사는 하이퍼 혼합기 벽면에서 2 mm, 9 mm 떨어진 두 지점에서 수직 분사하는 방법을 사용하였으며, 두 분사위치의 차이는 하이퍼 혼합기와의 간섭 조건을 기준으로 하였다. 본 논문에서는 2 mm 지점에서의 수직분사를 '수직 1', 9 mm 지점에서의 수직분사를 '수직 2'로 정의하며, 당량비(equivalence ratio)는 ER로 표시하였다.

연소 유동은 솔리덴 기법을 사용하여 가시화하였으며, 벽면 압력은 strain-gauge 형태의 압력 센서(PDCR23D - 200 psi : SCANIVALVE Inc. and PAB-A200KP : KYOWA Inc.)를 사용하여 측정하였다. 측정 압력의 정확도는  $\pm 2\%$ 이며, 측정된 압력값은 95% 신뢰구간 값을 사용하였다[15].

### 3. 실험 결과

하이퍼 혼합기는 램프에서는 팽창파, 웨지에서 경사충격파가 형성이 되며, 두 충격파 유동은 서로 중첩되어 있기에 솔리덴 이미지에서는 Fig. 3a에서처럼 분별하기 힘들다. PJ 분사에 의해 전방에서는 궁형 충격파가 형성이 된다. 연료가 수직 1지점에서 ER = 0.02로 분사되면 웨지와 충돌하게 되며, 적은 분사량에 의해 유동 차이는 거의 없으며, Fig. 4에서의 압력 분포도 큰 변화는 없다. ER = 0.04의 경우 증가된 연료량에 의해 하이퍼 혼합기 후류의 전단층은 수평하게 위치한다. PJ의 불꽃은 후류 연소 배압에 의해 수직으로서 있는 것을 볼 수 있으며, 혼합기 후류에 있던 충격파들의 세기가 크게 감소하는 것을 Fig. 3c에서 볼 수 있다. 또한 연소에 의한 압력 증가를 Fig. 4에서 확인할 수 있다.

ER = 0.06의 경우 연소 배압 증가에 따라 연소기 내부는 thermal choking이 발생한다. Thermal choking 조건에서는 연소기로 유입되는 유동은 아음속이 되며, 후면 배압 증가로 인해 isolator 내부에서는 shock train이 형성되며 이는 Fig. 3d에서 볼 수 있다. Shock train은 후면 연소 배압 증가에 따라 노즐 방향으로 전진하게 된다. PJ 부근 영역이 검은색으로 변한 것은 열팽창에 따라 유리가 열적 부하를 받으며 이는 굴절률에 변화를 주기 때문이다. Isolator 길이가 짧기 때문에 shock train을 막지 못하여 노즐 출구로 연소 배압이 영향을 주게 된다. 그 결과 lambda shock train이 형성되며 연소기의 기능을 상실한 unstart 조건을 Fig. 3e에서 볼 수 있다. Shock train의 영향으로 인해 유동은 불안정하기 때문에 압력값의 오차가 커지는 것을 볼 수 있다.

수직 2의 경우 분사된 유동은 바로 주유동으로 유입되게 된다. 주유동은 초음속 유동이므로 수직 1과 달리 연료와 공기가 혼합하는데 필요한 시간이 매우 짧으며, 혼합할 공간도 없기 때문에 대부분의 연료는 바로 후류 부분으로 빠져나가게 된다[15].

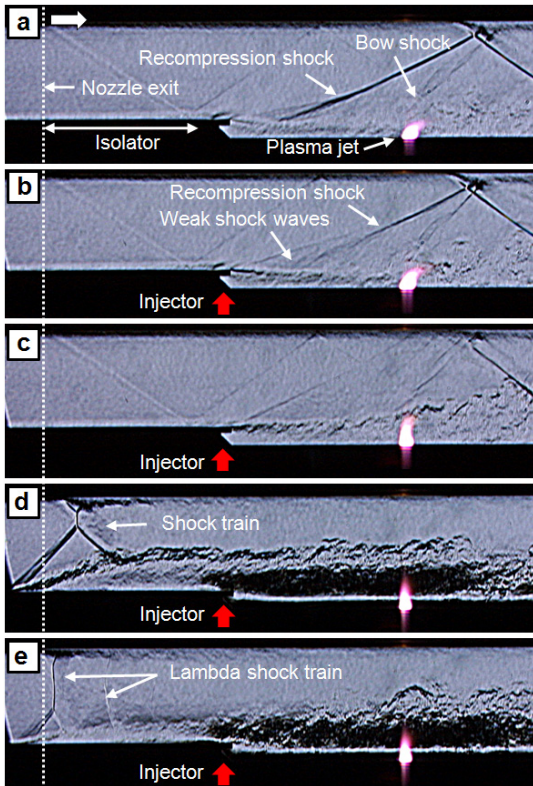


Fig. 3 Combustion flowfield visualization for the combination of normal 1 injection and hyper-mixer : (a) PJ only, (b) ER = 0.02, (c) ER = 0.04, and (d) & (e) ER = 0.06.

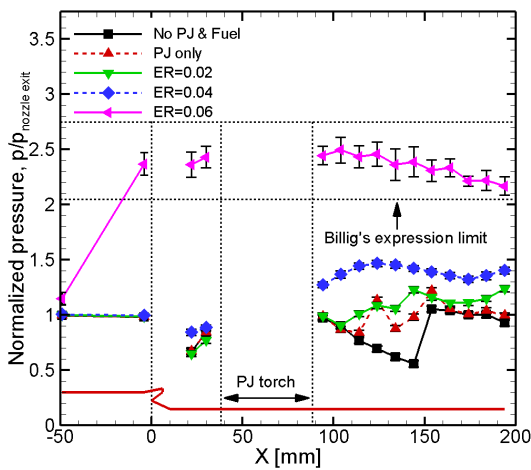


Fig. 4 Pressure distribution for the combination of normal 1 injection and hyper-mixer.

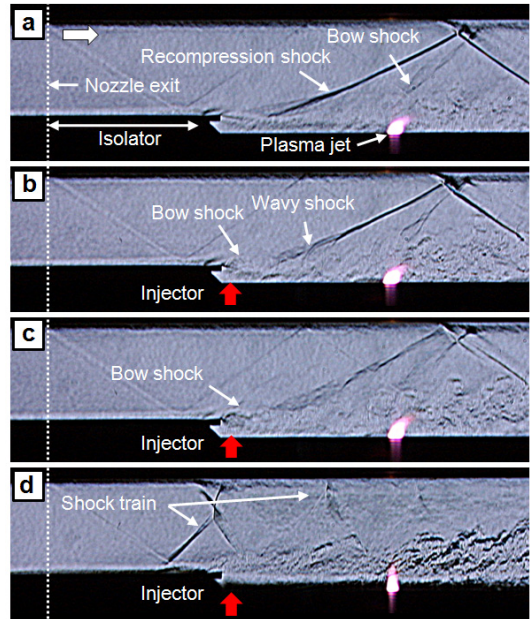


Fig. 5 Combustion flowfield visualization for the combination of normal 2 injection and hyper-mixer : (a) PJ only, (b) ER = 0.02, (c) ER = 0.04, and (d) ER = 0.06.

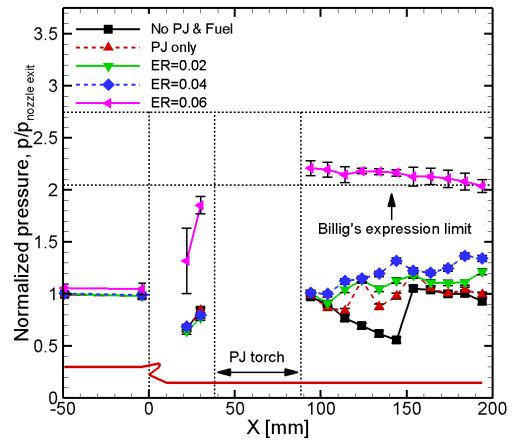


Fig. 6 Pressure distribution for the combination of normal 2 injection and hyper-mixer.

Fig. 5b에서는 수직 분사에 의해 형성되는 궁형 충격파와 하이퍼 혼합기의 후류 전단층의 간섭에 의해 혼합층이 물결치는 것을 볼 수 있다. 이런 전단층의 불안정한 유동에 의하여 재압축

충격파의 끝단의 형태나 위치도 변동하게 된다. 하지만 후류 PJ 주변의 유동은 연료 분사가 없는 경우와 큰 차이를 보이지 않는다.  $ER = 0.04$ 의 경우 수직분사에 의한 궁형파와 하이퍼 혼합기에 의한 전단층 간섭 효과가 증대하는 것을 Fig. 5c에서 볼 수 있다. 연료량이 증가했기 때문에 PJ의 불꽃이 더 커지는 것을 볼 수 있다. 하지만 Fig. 6에서 보는 것과 같이 연소압력의 변화는 큰 차이를 보이지 않는다.

$ER = 0.06$ 에서 연소기 내부는 Fig. 5d에서와 같이 thermal choking이 발생한다. 연소 배압에 의해 shock train이 형성이 되며, shock train 후류부는 충격파가 사라지며 아음속 영역이 된다. 수직 1 분사의 경우에는 높은 연소 배압에 의해 shock train이 노즐 내부로 이동하여 연소기의 기능을 상실하지만, 수직 2의 경우에는 shock train이 isolator 내부에 위치한다. Fig 6의 압력 분포에서도 혼합기 후류 재순환 영역의 압력 분포의 오차가 크게 발생하며, isolator 내의 압력은 일정한 것을 볼 수 있다.

이와 같이 동일한 연료 분사량에 대해 수직 1과 수직 2의 연소 특성이 차이를 보이는 이유는 엔탈피가 낮은 차가운 초음속 유동장 내에서 연소는 PJ 주변의 열원에서만 발생하기 때문이다. 따라서 수직 1과 같이 하이퍼 혼합기와 충돌에 의해 연료와 공기의 혼합을 증대시키면서 혼합된 기체를 열원으로 많이 보내는 경우의 연소 효율이 높아지게 된다.

또한 본 실험에서는 가열하지 않은 마하 2의 유동 내에서 PJ 토치를 사용한 강제점화 실험을 수행하였으며, 매우 낮은 당량비( $ER = 0.06$ )에서 thermal choking이 일어나는 것을 볼 수 있었다. 이는 이론적으로 열유입 과정(Rayleigh curve)에서 thermal choking이 일어나는데 필요한 열량은 흡입구의 전온도에 비례하기 때문이다[16]. 본 실험에서는 유입유동 마하 2조건에서는 이론적으로는  $ER = 0.03$ 에서 thermal choking이 일어나는 것으로 분석된다. 따라서 낮은 엔탈피 유동장 내에서 초기 점화가 되더라도 추가적인 고엔탈피 유동이 유입되지 않으면 낮은 당량비에

서 thermal choking이 되어 엔진은 작동되지 않는 것을 확인할 수 있었다.

#### 4. 결 론

본 연구는 엔탈피가 낮은 유입 초음속 유동장 내에서 플라즈마토치를 사용한 강제 점화 방식의 연소 실험을 수행하였다. 하이퍼 혼합기를 사용하였으며 분사 위치에 따른 연소 특성을 비교하였다.

수직 1 분사는 하이퍼 혼합기와 충돌을 통해 연료와 공기의 혼합을 증진시키며, 주유동으로 분사되는 연료 유동의 진로를 방해한다. 혼합된 연료-공기 기체는 플라즈마 제트 유동으로 유입되면서 연소가 일어나게 된다. 연소 압력이 증가함에 따라 연소 배압에 의해 shock train이 발생하며 연소기는 thermal choking에 의해 연소기 기능을 상실하게 된다.

수직 2 분사는 차가운 주유동으로 연료를 직접 분사함으로 인해 연소되지 못하고 소비되는 연료량이 증가하게 된다. 특히 자발점화가 일어나지 못하는 강제 연소 조건에서는 혼합성능을 증대시키는 것도 중요하지만 혼합된 기체가 연소가 가능한 열원 근처로 적절히 공급되도록 하는 것 또한 중요하다. Isolator는 thermal choking에 의해 발생하는 shock train이 노즐 출구로 진입하는 것을 저지하는 역할을 수행하며 이중모드 램제트 연소기와 같은 불안전 연소 조건에서 주요한 기능을 할 수 있는 것을 확인할 수 있다.

#### 후 기

본 연구는 서울대학교와 일본 동북대학교(GCOE)의 공동연구결과입니다. 본 실험을 수행할 수 있도록 실험장비와 여러 실험 재료를 지원해준 일본 동북대학교 마스야 교수님과 연구실 동료분들에게 감사드립니다.

## References

1. Seiner, J.M., Dash, S.M. and Kenzakowski, D.C., "Historical Survey on Enhanced Mixing in Scramjet Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 6, pp. 1273-1286, 2001.
2. Roshko, A. and Thomke, G.J., "Observations of Turbulent Reattachment behind an Axisymmetric Downstream -Facing Step in Supersonic Flow," *AIAA Journal*, Vol. 4, No. 6, pp. 975-980, 1966.
3. Heiser, W. and Pratt, D., *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, Chap. 6, 1994.
4. Manoharan, S., Chandra, B., Chakravarthy, S., Ramakrishnan, S. and Subramanyam, J., "Experimental Studies of Supersonic Cold Flow Mixing with Ramp Mixers," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 18, No. 4, pp. 197-205, 2005.
5. Fuller, R.P., Wu, P.K., Nejad, A.S. and Schetz, J.A., "Comparison of Physical and Aerodynamic Ramps as Fuel Injectors in Supersonic Flow," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 2, pp. 135-145, 1998.
6. Sunami, T., Magre, P., Bresson, A., Grisch, F., Orain, M. and Kodera, M., "Experimental Study of Strut Injectors in a Supersonic Combustor Using OH-PLIF," AIAA Paper, 2005-3304, May 2005.
7. Doster, J.C., King, P.I., Gruber, M.R., Carter, C.D., Ryan, M.D. and Hsu, K.Y., "In-Stream Hyper-mixer Fueling Pylons in Supersonic Flow," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 4, pp. 885-901, 2009.
8. Gerlinger, P., Stoll, P., Kindler, M., Schneider, F. and Aigner, M., "Numerical Investigation of Mixing and Combustion Enhancement in Supersonic Combustors by Strut Induced Streamwise Vorticity," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 12, No.2, pp. 159-168, 2008.
9. Sunami, T., Itoh, K., Sato, K. and Komuro, T., "Mach 8 Ground Tests of the Hyper-mixer Scramjet for HyShot-IV Flight Experiment," AIAA Paper, 2006-8062, Nov. 2006.
10. Itoh, K., "Aerothermodynamic and Scramjet Tests in High Enthalpy Shock Tunnel," AIAA Paper, 2007-1041, Jan. 2007.
11. Thakur, A. and Segal, C., "Concentration Distribution in a Supersonic Flow Recirculation Region," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 1, pp. 64-73, 2008.
12. Kim, C-H, Jeung, I-S, Choi, B., Kouchi, T. and Masuya, G., "Flowfield Characteristics of a Hyper Mixer Interacting with Transverse Injection in Supersonic Flow," *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 8, pp. 1742-1753, 2012.
13. Masuya, G., Han, M., Amano, M. and Takita, K., "Dual-mode Combustion in Diverging Ducts," ISABE 2005-1228, 2005.
14. Billig, F.S., "Research on Supersonic Combustion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 9, No. 4, pp. 499-514, 1993.
15. Coleman H.W. and Steele W.G., "Engineering Application of Experimental Uncertainty Analysis," *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 10, pp. 1888-1896, 1995.
16. Anderson, J.D., *Modern Compressible Flow with Historical Perspective*, McGraw-Hill, Boston, 1990.