

보론을 포함한 고체 연료 연소와 사이클 해석

이태호^{a,*}

Boron-Containing Solid Fuel Combustion and Cycle Analysis

Tae Ho Lee^{a,*}^aReSeat Program, Korea Institute of Science and Technology Information, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: ltaho0547@reseat.re.kr

ABSTRACT

An experimental investigation was conducted to figure out the effects of the inlet air temperature on the combustion efficiency using the fuel grains which were highly loaded with boron carbide. The results showed that the normalized combustion efficiency increased with the inlet air temperature, apparently the result of enhanced combustion of the boron particles. Even though the combustion efficiency is increased, the overall efficiency through the semi-empirical method, is decreased with the increasing inlet air temperature. Brayton cycle analysis has been performed using the heat input parameter and combustor Mach number, those two parameters are important role for the performance and similar trends are shown at the experimental results.

초 록

흡입 공기 온도가 연소 효율에 미치는 효과를 조사하기 위하여, 보론 카바이드가 충전된 그레인을 사용하여 실험을 수행하였다. 시험 결과 무차원화한 연소 효율은, 보론 입자의 증가된 연소 결과로 흡입 공기 온도가 올라감에 따라 증가하였다. 연소 효율은 증가하고 있지만, 반-실험적 방법에 의한 전반적인 효율은 온도가 올라감에 따라 감소하고 있다. 열입력 매개 변수와 연소실 마하 수를 변수로 브레이튼 사이클을 적용하여 분석하였으며 이들 두 인자가 성능에 영향을 미치고 있고, 실험 결과에서도 같은 추세를 보였다.

Key Words: Equivalent Rratio(당량비), Vitiated Air(손상공기), Combustion Efficiency(연소 효율), Mass Flux(질량 유속), Grain(그레인)

Received 7 June 2014 / Revised 23 October 2014 / Accepted 29 October 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 춘계학술대회(2014. 5. 29-30, 서울대학교) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

 c : specific heat

- C : constant coefficient
- HTPB : hydroxyl terminated poly-butadiene
- H : heat of formation
- G : air mass flux
- L : grain length
- M : Mach number
- m : mass flow rate
- q : heat input rate
- T : temperature
- Tr : temperature ratio
- η : efficiency
- ϕ : equivalent ratio
- a : air
- B : burning
- f : fuel
- p : pressure
- t : total, stagnation
- th : thermal
- tot : total
- 0 : free stream
- 2 : combustor inlet

1. 서 론

추진기관의 고체 연료에는 산화제 성분이 70 - 80%나 포함되어 있어, 연료 효율 면으로 보면 매우 비효율적이지만 이는 태생적인 것으로 생각되어 왔다. 그러나 근년에 이러한 한계를 극복하고자 생겨난 것이 램제트 또는 덕티드 로켓이다. 여기에 사용되는 고체연료는 주성분, HTPB에 비추력을 높이기 위하여 금속 입자를 가미하여 사용하고 있는데[1,2], 기존의 고체 추진기관 추진제에서 주로 사용되던 알루미늄 입자 대신에 보론 입자가 선호되고 있다. 이는 보론의 단위 체적 당, 단위 질량당 갖고 있는 높은 열량 때문이다[3,4]. 아울러 보론이나 보론 카바이드 입자를 사용한 고체 연료에 대하여 충전을 높이기 위한 연구가 실험적, 이론적으로도 수행되어 왔고[5], 또 보론 입자의 연소 특성에 대하여도 연구 되어 왔다[6,7]. 본 논문에서는 보론 카바이드

드를 포함한 HTPB 연료의 연소 실험과 이를 근간으로 하여 브레이튼 사이클 관점에서 흡입공기 온도가 연료의 연소 효율과 성능에 미치는 효과를 조사하였다.

2. 시험 장치와 시험

2.1 시험 장치

본 시험에서는 2만 kPa의 고압 탱크에 저장된 공기를 사용하였으며, 공기 가열기로 보내어 메탄과 에틸렌을 연료로 하여 공기를 가열하였다. 히터의 하류에서는 산소를 충당하여 손상공기(vitiated air)가 질량으로 23%의 산소를 유지하도록 하였고, 연소시험은 공기의 온도가 원하는 온도가 될 때까지 우회(bypass)시켰다가 시작하였다. 램제트 연료의 연소시험이 끝나면 질소가

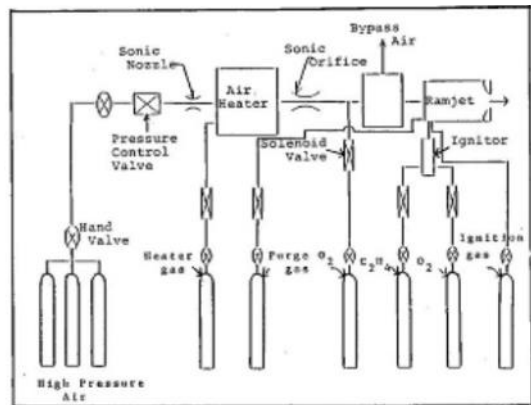


Fig. 1 Schematic diagram of the test facilities.

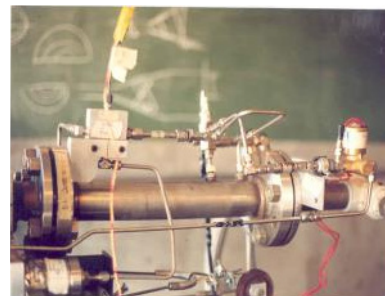


Fig. 2 Vitiated air heater.

스로 정화(purge)시켰다. Fig. 1은 시험 설비 다이어그램이며 Fig. 2는 공기 연소 가열히터 모양이다.

램제트 연소 시험은 63 mm의 축대칭 모드로 보론 카바이드를 함유한 HTPB 고체 연료를 사용하여, 흡입구와 혼합 연소실을 연결하였으며, 혼합 연소실은 DC93-104의 Dow Corning 회사의 내열재를 사용하였고, 노즐은 초크(sonic) 노즐로 그래파이트(graphite)를 삽입하여 사용하였다.

2.2 시험 및 분석

고체연료 연소의 경우에는 주로 3개 영역으로 구분하며[2], Fig. 3에 숫자로 표시되어 있다.

1. 제 1영역은 연료 자체의 앞부분으로, 이곳은 재순환 영역이고 따라서 화염 유지(Flame Holder) 역할을 하는 곳이다.
2. 제 2 영역은 대부분의 연료 길이 방향으로 형성된 경계층 영역이다. 이곳에서는 연료의 분해, 증발, 확산 등이 일어나고 난류 경계층이다.
3. 제 3 영역은 마지막 부분으로 연료는 없이, 연소 체류 시간의 증가 역할을 하며, 활발한 혼합과 화학 반응에 의한 연소만 일어나는 부분이다.

금속입자를 포함한 연료에서 입자들은 가스 상태의 유동으로 분출되기 전에 그 연료 표면에 쌓이고 뭉쳐지는 경향이 있다. 그리고 이렇게 된 입자들은 재순환 영역에서 경계층 영역에서보다 상당히 크게 되며 이렇게 커진 입자들은 점화가 쉽지 않고 완전 연소를 위해서는 충분한 체제 시간이 필요하다. 특히 연료에 있는 보론이나 보론 카바이드 입자들은 얇은 산화보론(B_2O_3) 층으로 덮여 있어 산소와의 추가적 반응에 장벽으로 작용하고 있다[8,9]. 온도가 올라가 산화보론 층이 증발되어야 정상적인 연소가 이루어지기 때문에 연소실의 가스 온도와 체제 시간이 중요한 인자이다[10,11]. 시험에서 연소실의 체류 시간은 3 - 4 ms으로 HTPB의 연소에는 무리가 없으나, 커다란 보론 입자가 완전 연소에 이르기에는 충분치 않아 연소 효율과 연계된다[12].

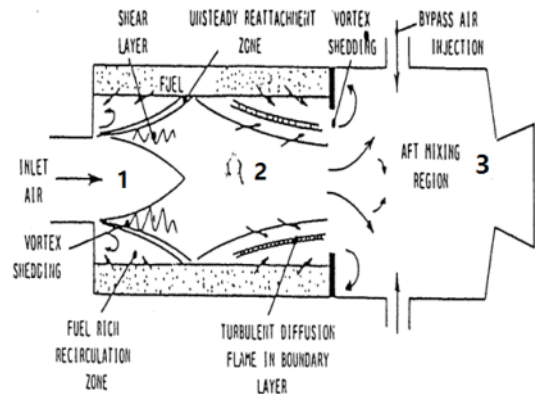


Fig. 3. Solid fuel combustion region.

연소에서 중요한 인자의 하나는 공기(산소)와 의 혼합으로 이론적인 공기 연료비로는 충분치 않고 과잉 공기가 공급되어야 되며, 이에 연료와 공기의 공급과 관계되는 인자로 당량비를 사용한다.

당량비는 $\phi = (m_f/m_a)/(m_f/m_a)_{st}$ 로 표시되는 값으로, 당량비가 1이면 이론적인 양론 화학 반응이고 1보다 작으면 과잉 공기 상태이다. 시험은 당량비가 0.4 근처의 값을 유지하도록 하여 산소를 공급하는 공기가 과잉 공기 상태를 유지하도록 하여 충분히 반응할 수 있는 여건을 형성하였다. 연소실 압력과 입자의 체류시간은 일정하도록 하였고, 흡입 공기 온도는 590 - 800 K로 변화를 주었다.

연소 효율은 혼합 연소실 끝 부분, 즉 노즐이 시작되는 위치에서의 정압력을 측정하여, 이를 근거로 하여, 얻어진 온도 상승으로 계산하여 결정하였다. 연소 효율의 비효율은 금속입자 때문으로 간주되는데, 이는 혼합실의 길이가 탄화수소의 완전 연소에는 충분하기 때문이다. 연소실 압력도 변수가 될 수 있으나 일정한 질량 유속(mass flux)과 노즐 크기가 결정되면 연소실 압력도 큰 변화가 없으며 시험에서 압력은 크게 변하지 않는 범위에서 수행하여, 압력은 변수로 설정하지 않았다[12,13].

Fig. 4는 당량비 $\phi=0.4$ 로 맞추어 시험을 한 것으로 실제 당량비는 0.38에서 0.47 범위에 있으며, 당량비를 일정하다고 가정한 것이며, 이

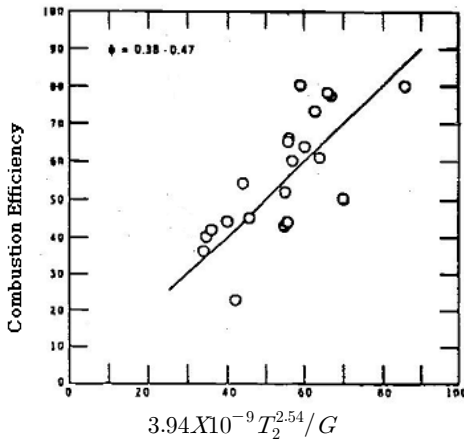


Fig. 4 Normalized combustion efficiency.

자료를 근거로 주어진 당량비에서 흡입 공기온도와 질량 유속(flux)을 변수로 하여 얻어진 무차원 연소 효율을 나타내면 Eq. 1과 같다. 이러한 실험 자료의 무차원화 식에 대하여는 참고문헌 [13]에 자세히 기술되고 있다.

$$\eta_B = 3.94X10^{-9} T_2^{2.54}/G \quad (1)$$

3. 시험 자료 분석

3.1 브레이튼 사이클

램제트의 성능은 흔히 브레이튼 사이클을 이용하여 표시한다. 브레이튼 사이클은 흡입 과정과 출력 과정을 등 엔트로피 과정으로 가정하는 것이며[14], 본 해석에서는 연소 효율이 미치는 효과를 분석한 것으로, 위 실험 결과를 이용하여 브레이튼 사이클로 해석하였다. 연료 유량은 공기 질량 율에 비하여 무시할 만하므로(일반적으로 $m_f = 0.03m_a$), 다음과 같은 열 평형식(heat balance equation)이 가능하다.

$$m_a q = \eta_B m_f H_f, \quad (m_f \ll m_a) \quad (2)$$

이 식을 보면 연소 효율 ' η_B '가 열 입력 율 'q'에 직접적으로 영향을 주는 것을 알 수 있다.

또 브레이튼 사이클에서 열효율은 열 입력 매개변수 (heat input parameter $q/c_p T_0$)에 따라서 증가하고 램제트의 총 효율은 열 입력 매개변수에 증가에 대하여 감소하는 것을 Eq. 3과 Eq. 4를 통하여 각각 알 수 있다.

$$\eta_{th} = \frac{V_c^2 - V_0^2}{2q} = 1 - \frac{1}{q/c_p T_0} \left[\frac{T_c}{T_0} - 1 \right] \quad (3)$$

$$\eta_{tot} = \frac{(\gamma-1)M_0^2}{q/c_p T_0} \left[\sqrt{1 + \frac{q}{c_p T_0} \frac{1 - \left(\frac{M_2}{M_0}\right)^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}} - 1 \right] \quad (4)$$

Eq. 2에서 보아 알 수 있듯이 열 입력 율 'q'는 연소 효율 ' η_B '에 비례하고 있다. 그리고 이 연소 효율은 실험 결과를 인용하면, 공기 흡입온도에 지수 2.5이상으로 매우 의존도가 높게 증가하고 있다. Eq. 2로부터 열 입력 매개변수 $q/c_p T_0$ 를 화학 양론적 연료공기비를 포함한 당량비와 연소 효율, 그리고 열 형성 (Heat of Formation)을 포함한 Eq. 5와 같이 표시할 수 있다. 여기서 당량비는 0.38에서 0.47로 과잉공기 상태이므로 공기 혼합 부족의 문제는 없다.

$$q/c_p T_0 = \phi \left(\frac{m_f}{m_a} \right)_{st} \frac{\eta_B H_f}{c_p T_0} \quad (5)$$

정체온도와 정온도 사이에는 다음과 같은 관계가 성립되고 있으며,

$$T_{t0} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right) \quad (6)$$

또 우리가 일반적으로 생각하는 램제트에서는 연소실에서의 마하수 M_2 가 매우 작은 상태 ($M_2 \ll 1$)이므로 아래와 같이 사용할 수 있다.

$$T_2 \approx T_{t2} = T_{t0} \quad (7)$$

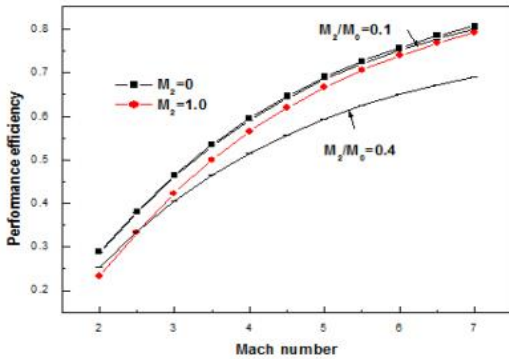


Fig. 5 Performance vs Mach number.

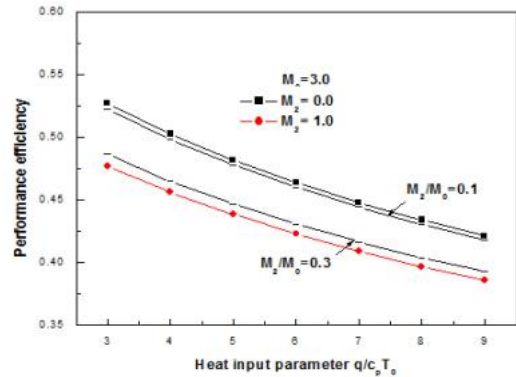


Fig. 6 Performance vs heat input parameter.

3.2 브레이튼 사이클의 적용

먼저 열 입력 매개 변수가 성능에 미치는 효과를 조사하기 위하여 Eq. 4를 사용하여 parametric study를 하였다. 우선 열 입력 매개 변수 $q/c_p T_o = 6$ 으로 일정하다고 가정한 경우를 조사하였다. 이는 대기온도나 비행 마하수와 무관하게 열 입력 매개 변수가 일정한 것인데, 이는 연소 효율이 대기온도나 비행 마하수와 별 관계없이 큰 차이를 보이지 않는다면 가능한 경우이다. 비행 마하수에 대한 연소실의 연소 가스 마하수를 인자로 하여 비행 마하수에 따른 변화를 Fig. 5에 표시하였다. 연소실 가스의 속도를 무시한 경우 즉 마하수가 $M_2=0$ 이거나 아주 느려 $M_2/M_0=0.1$ 인 경우에는 유사하게 변하나, $M_2/M_0=0.4$ 인 경우에는 성능이 줄어들고 있으며, 비행 마하수 2.5 이상에서는 연소실 가스 마하수가 초음속, 즉 스크램제트 상태로 되며 성능은 떨어진다.

또 Fig. 6에는 다른 조건은 변하지 않는 상태에서 열 입력 매개 변수 $q/c_p T_o$ 가 변하는 경우 즉 연료의 차이에 의한 변화 효과를 예측할 수 있다. 이 경우 열 입력 매개 변수 $q/c_p T_o$ 가 증가하면 성능이 감소하고 있는데 Eq. 4에서 보듯이 분모의 증가가 더 큰 영향을 주기 때문이다.

끝으로 Fig. 7에는 열 입력 매개 변수가 일정한 경우와 열 입력 매개 변수가 온도와 비행 마하수의 함수로 변하는 경우를 대비하여 그림에 표시하였으며, 전자는 Fig. 5와 당연히 같다. 이

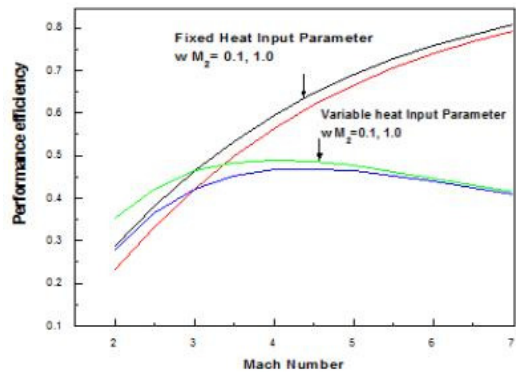


Fig. 7 Performance vs heat input parameter variation.

때 $M_2=0.1$ 은 연소실 마하수가 0.2 이하로 추정되어 선택한 값이고, $M_2=1.0$ 은 연소실 마하수 효과를 보기 위하여 음속 값을 임의로 선정하였다.

이상은 실험결과를 적용하기에 앞서 성능과 연관되는 인자들의 영향을 조사한 것으로, 실험 결과를 적용하기 위하여 이제 식들 Eq. 5, Eq. 1, Eq. 6을 이용하여 정돈하면 Eq. 8이 얻어진다. 여기서 사용한 실험식은 주어진 당량비 사이의 결과로 당량비를 변수로 고려하지 않는다. 즉 당량비, 비열, H_f 는 주어진 조건에서는 일정하다고 볼 수 있으며, 온도와 연소 효율을 변수로 보면 Eq. 8로 표시할 수 있다. 질량 유속 (mass flux) G 는 $32.4 \text{ g/cm}^2\text{s} - 34.5 \text{ g/cm}^2\text{s}$ 으로 연소 효율에 포함되는 변수이나 여기서는 고려하지 않았다.

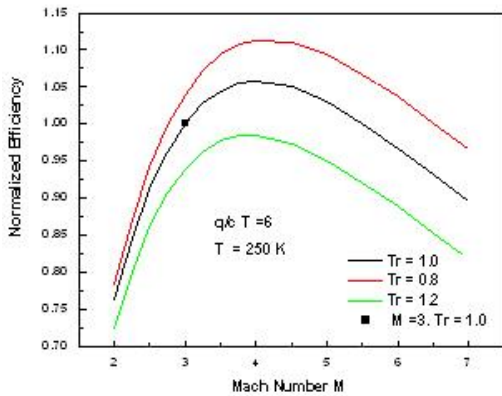


Fig. 8 Normalized performance efficiency(M_o).

$$\frac{q}{c_p T_o} = \phi \left(\frac{m_f}{m_a} \right) \frac{\eta_B H_f}{c_p T_o} = c \frac{1}{T_o} T_2^{2.54} \tag{8}$$

$$= C \frac{1}{T_o} \left[T_o \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_o^2 \right) \right]^{2.54}$$

Fig. 8은 기준온도 250 k, $q/c_p T_o = 6$, $M_o = 3$ 을 기준점으로 하여 주어진 자유 유동장 온도에서 비행 마하수 M_o 가 변하는 경우를 나타낸 것이다. 일반적으로 대기온도는 지표면 가까이와 고도에 따라 210 k에서 290 k 사이에 있어 온도 변화 Tr 을 0.8과 1.2로 범위를 선정하였다.

마하수가 M_o , 작은(3이하) 경우에는 온도 변화 (Tr)에 대하여 효율의 상대적 변화는 그리 크지 않으나, 비행 마하수 M_o 가 커지면서 차이가 커지고 있으며 비행 마하수 4 근처에서 최고 성능을 보여 주고 있다. 한편 시험 흡입 온도를 마하수 4이상으로 적용하는 데는 자료의 외연을 전제로 하여야 가정을 포함하고 있다. Eq. 8을 살펴보면 T_o 와 M_o 가 증가하면 $q/c_p T_o$ 가 증가함을 알 수 있으며, 즉 대기 온도나 비행 마하수가 증가하면 열 입력 매개변수 $q/c_p T_o$ 가 증가하는데, 전체 효율을 나타내는 Eq. 4를 살펴보면 $q/c_p T_o$ 의 증가에 따라 감소함을 알 수 있다. 연소효율 증가로 연소가스 온도의 상승과 함께 성능도 증가하나, 효율 자체는 증가하지 않음을 보인다.

Fig. 8은 Fig. 7에서 열 입력 매개변수가 변하는 경우에 해당하고 $M_2 = 0.1$ 과 같은 추이를 보

임을 알 수 있다. 실험결과 적용 시에는 M_2 는 무시하여 Eq. 6을 적용한 바 있다.

4. 결 론

보론 카바이드 입자가 포함된 HTPB 연료를 사용하여 당량비 약 0.4 상태로 연소 시험한 결과 연소 효율은 공기 흡입온도에 지수 2.5의 높은 상관관계를 보였다. 이러한 관계를 브레이튼 사이클을 적용하여 해석하여 보면 주어진 대기 온도에서 상대적으로 마하수가 큰 경우에 성능 변화율이 크게 나타나며 대기 온도가 높을수록 효율이 감소하는 것으로 나타났다.

실험 자료의 흡입공기 온도가 제한되어 있어 비행 마하수 4 이상의 경우에는 자료의 외연을 전제로 하였으며, 추가적인 보완이 필요할 수도 있을 것이다. 그러나 외연을 전제로 하면, 마하수 4 근처에서 최고 성능을 보여 주고 있고, 비행 마하수가 작은 경우에는 온도 비에 따른 성능 효율의 비가 차이가 거의 없으나 비행 마하수가 커질수록 차이가 커지고 있다.

후 기

이 논문은 미래창조과학부의 과학기술진흥기금과 복권기금 출연사업으로 한국과학기술정보연구원 연구원이 수행하는 ReSEAT 프로그램의 지원으로 수행 되었습니다.

References

1. Karadimitris, A., Scott, C., II, Netzer, D. W. and Gany, A., "Regression and Combustion Characteristic of Boron Containing Fuels for Solid Fuel Ramjet," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 7, No. 3, pp. 341-347, 1991.
2. Gany, A. and Netzer, D.W., "Combustion

- Studies of Metallized Fuels for Solid Fuel Ramjets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 2, No. 5, pp. 423-427, 1986.
3. Gany, A. and Netzer, D.W., "Fuel Performance Evaluation of the Solid-Fueled Ramjet," *International Journal of Turbo and Jet Engines* 2, pp. 157-168, 1985.
 4. Gany, A., "Combustion of Boron-Containing Fuels in Solid Fuel Ramjets", in K.K. Kuo and R. Pein (eds), "Combustion of Boron-Based Solid Propellants and Solid Fuels," CRC Press, Begell House, Boca Raton, pp. 91-112, 1993.
 5. Lee, T.H., "A Study of the Flammability Limit of the Backward Facing Step Flow Combustion," *28th Joint Propulsion Conference*, Nashville, TN., USA, AIAA 92-3846, July 1992.
 6. Lee, T.H. and Netzer, D.W., "Temperature Effects on Solid Fuel Ramjet Fuel Properties and Combustion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 8, No. 3, pp. 721-723, 1992.
 7. Lee, T.H., "Multi-Run Effects on the Solid Fuel Ramjet Combustion," *31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, San Diego, CA., USA, AIAA 95-2416, July 1995.
 8. King, M.K., "Boron Particle Ignition in Hot Gas Stream," *Combustion Science and Technology*, Vol. 8, Issue 5-6, pp. 255-273, 1974.
 9. King, M.K., "Ignition and Combustion of Boron Particles and Clouds," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 19, No. 4, pp. 294-306, 1982.; also AIAA 82-4174.
 10. Scheuer, R. and Gany, A., "Thermodynamic Effect of Boron Combustion in Ramjet Propulsion," *17th International Symposium on Air Breathing Engines*, Munich, Germany, ISABE-2005-1070, Sep. 2005.
 11. Gany, A., "Thermodynamic Limitation on Boron Energy Realization in Ramjet Propulsion," *Acta Astronautica*, Vol. 98, pp. 128-132, 2014.
 12. Nabity, J.A., Lee, T.H., Natan, B. and Netzer, D.W., "Combustion Behavior of Boron Carbide Fuel in Solid Fuel Ramjet," *Combustion of Boron-Based Solid Propellants and Solid Fuels*, edited by K. K. Kuo and R. Pein, CRC Press, Boca Raton, FL, pp. 287-302, 1993.
 13. Nabity, J.A., Lee, T.H., Natan, B. and Netzer, D.W., "Combustion Behavior of Boron Carbide Fuel in Solid Fuel Ramjet," *The 1990 JANNAF Meeting*, pp. 427-437, Nov. 1990.
 14. Wittenberg, H., "The Ideal Brayton Cycle for Ramjet and Scramjet," *Some Fundamentals on the Performance of Ramjets with Subsonic and Supersonic Combustion*, Delft University Press, The Netherlands, pp. 15-20, 2000.