

## 램제트 연료 적용을 위한 보론의 연소에 대한 고찰

이태호<sup>a,\*</sup> · 이창환<sup>b</sup>

## A Study of the Boron Combustion for the Purpose of the Application for the Ramjet Fuel

Tae Ho Lee<sup>a,\*</sup> · Chang-Hoan Lee<sup>b</sup><sup>a</sup>ReSeat Program, Korea Institute of Science and Technology Information, Korea<sup>b</sup>Infometrics Research Team, Korea Institute of Science and Technology Information, Korea\*Corresponding author. E-mail: [ltaho0547@reseat.re.kr](mailto:ltaho0547@reseat.re.kr)

## ABSTRACT

Recently air breathing propulsion system is much interested in relatively comparing to the conventional chemical propulsion, and the R&D of this area is performed much more including the basic research of the solid ramjet in our country. The boron is applied to the solid fuel because of its high heating value, but it has a complicated combustion characteristics. therefore many researches have been studied in this area. In this paper the combustion characteristics of the boron have been investigated through the published papers for the purpose of the ramjet fuel application.

## 초 록

최근 기존의 통상적인 추진기관에서 새로이 공기 흡입 추진기관에 대한 관심이 커지고 있으며, 우리나라에서도 고체 램제트에 관한 기초 연구도 수행되는 등, 이 분야의 연구개발이 활발히 진행되고 있다. 고체 램제트의 연료에는 보론의 높은 열량 때문에 적용되고 있는데, 이 보론은 복잡한 연소 특성을 가지고 있어 이에 대한 연구도 많이 수행되어 오고 있다. 본 조사에서는, 램제트 연료 적용을 위하여 이러한 보론의 연소 특성을, 연구 개발되어 발표된 논문을 중심으로 하여 작성하였다.

Key Words: Boron(보론), Airbreathing Propulsion(공기흡입 추진기관), Oxide Layer(산화층), Impulse(비추력), Exothermic(발열반응)

## 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 공기 흡입추진기관으로 램제트 또는 덕티드 로켓이다. 여기에 사용되는

고체연료는 주성분인 HTPB에 비추력을 높이기 위하여 금속 입자를 가미하여 사용하는 것이 보통인데[1,2], 기존의 고체 추진기관 추진제에서 주로 사용되던 알루미늄 입자 대신에 보론 입자가 선호되고 있다. 이는 보론의 단위 체적당, 단위 질량당 갖고 있는 높은 열량 때문이다[3,4]. 그러나 소기의 목적을 달성하기 위해서는 효율적인 연소가 이루어져야 하는데, 보론은 연소 메커니즘이 매우 복잡하여 이에 대한 연구가 세계 여러 나라에서 수행되어 오고 있다.

공개 문헌상에 나타난 것으로 보면, 고체 램제트나 덕티드 로켓 연구개발에 관심을 갖고 있는 나라는 미국을 필두로, 러시아, 중국, 타이완, 프랑스, 독일, 이스라엘, 네덜란드, 스웨덴 인도 등으로 국방 연구에 관심을 갖고 있는 나라는 모두 포함되어 있으며, 실험 결과도 미국, 프랑스, 독일, 이스라엘, 네덜란드 등에서 발표되고 있다 [5-11]. 한편, 러시아에서는 이를 이용한 무기 체계가 이미 1960 년대에 실전에 적용된 바 있고, 유럽의 Meteor와 미국의 Supersonic Sea Skimming Target(SSST)용은 이미 실용화 되어 있다. 이러한 공기흡입 추진기관 연료에 적용, 또는 적용이 예상되는 보론 입자의 연소 특성에 대한 세계 여러 나라의 연구 개발 현황을 조사 분석함으로써 앞으로 예상되는 국내의 고체 램제트 또는 덕티드 로켓 연료의 개발에 기본 자료로, 활용되기를 기대하며 본 조사를 수행하였다.

## 2. 보론의 에너지

고체 추진기관의 추진제나 램제트, 스크램제트, 또는 덕티드 로켓 등의 고체 연료는 기본적으로 CTPB(Carboxyl Terminated Poly Butadiene)나 HTPB(Hydroxyl Terminated Poly Butadiene)의 고무 성분을 근간으로 하고 있으며 여기에 비추력을 높이기 위하여 금속입자를 가미하고 있다. Fig. 1에는 공기 흡입 추진기관에 대표적으로 사용되는 보론을 포함하여 여러 원소들의 열적 특성을 비교하여 표시하였다. 단위

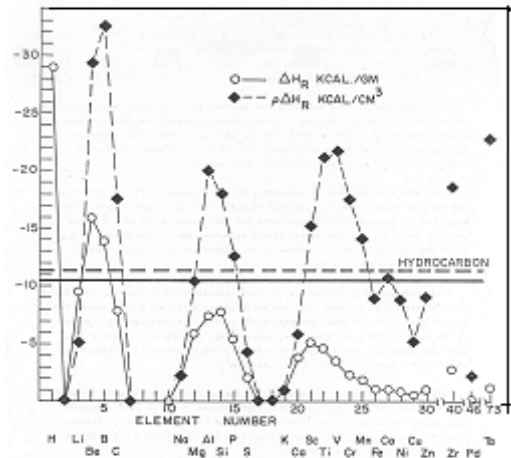


Fig. 1 Enthalpy formation of the element.

무게 당 발열량은 수소 원자가 타원소와 비교되지 않을 정도로 크며 그 뒤를 이어 베릴륨(Be), 보론(B)임을 보여준다. 이는 수소 원자가 가볍기 때문에 예견되는 일이다. 그러나 단위 체적 당 엔탈피 형성 양을 비교해 보면 보론이 매우 우수함을 보여주고 있다[3,4]. 베릴륨도 우수한 특성을 보이고 있으나 매우 독성이 강해 선택되지 않고 있다[12]. 이미 널리 쓰이고 있는 알루미늄 이외에 보론이 새로운 비추력 증가용 입자로 사용되는 이유를 알 수 있다.

언급한 바와 같이 보론은 공기와 연소할 때, 이론적으로 뛰어난 성능을 가지고 있다. 구체적으로 보론이 산화되어 액체 산화보론( $B_2O_3(l)$ )으로 될 때의 표준 연소 열량은 전형적인 탄화수소 연료의 42 kJ/g과 38-40 kJ/cm<sup>3</sup>에 비하여 58 kJ/g과, 136 kJ/cm<sup>3</sup>으로 매우 높다[3,4]. 또 보론의 에너지 효과를 조사한 것으로, HTPB에 보론 첨가량에 따른 에너지의 변화를 조사한 바에 의하면, 중량 기준에서는 다소간에 차이는 있으나 보론 함량에 따라 선형적으로 증가하며, 체적으로 보면 지수적(exponentially)으로 증가함을 보이고 있고, 70%까지 보론 함량을 고려할 수 있다고 조사 되었다[13]. NASA에서 보론 등의 원소와 산소를 사용한 이원 추진제의 성능을 조사한 바 있는데, 그 중에 보론 원소 엔진에 대하여 보론 원소의 무게가 22%와 50%의 경우를 비

교하여 보면, 22% 무게의 경우에, 헬륨이 무게로 00%이고 산소 연료(O/F)비가 0.5일 때 비추력이 518.9초이었으며, 헬륨이 40%가 되면 비추력은 449초로 떨어졌다[14].

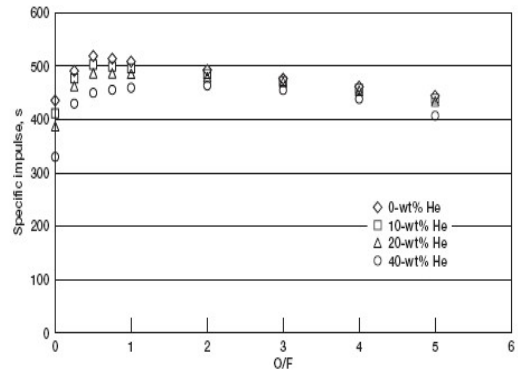
또 보론 원소가 무게로 50%에 헬륨이 00%일 때 엔진의 비추력은 651초인데 비하여 헬륨이 40%가 되면 비추력은 522초이었다. 헬륨이 40%로 추가되면 보론 엔진의 성능은 낮은 O/F에서 매우 낮고, O/F 비가 큰 경우에는 헬륨 추가에 성능은 덜 민감하였다. Fig. 2는 보론이 22%(a)인 경우와 50%(b)의 비추력을 나타낸 것이다.

### 3. 보론의 연소 메커니즘

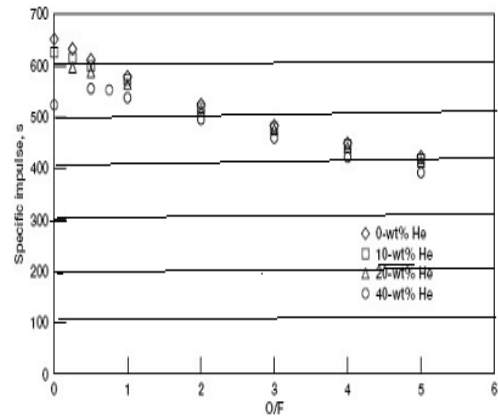
보론 입자는 특이한 연소 메커니즘을 가지고 있어 효과적인 연소의 필요성이 제기된다. 즉 보론 입자는 상대적으로 얇은 윗면과 같은 낮은 용융점의 산화보론 층이 표면에 덮여 있어, 연소 초기에는 표면 장력에 의하여 액체 산화 보론이 전 보론 입자 표면을 덮게 되어 추가적인 연소 진행에 장애가 되고 있다[15,16]. 이것은 알루미늄 입자와는 다른 것으로, 알루미늄 입자는 용융되면, 산화층이 줄어들어 알루미늄 표면 아래에 있는 것이 노출되게 되고, 따라서 추가적인 산화 즉 연소에 무리가 없다.

보론의 연소 메커니즘은 일반적으로 2 단계의 연소 과정으로 이해하고 있다. 즉 1단계에서는 보론이 산화되어 보론 입자 표면에 액체 산화 보론 층이 형성되어 추가적인 보론 연소가 지체되다가 주위의 가열에 의하여 일정 온도에 도달하면 2단계로 표면 액상의 제거와 함께 보론이 기화 연소되는 과정이 거시적 관점에서의 연소 메커니즘이다.

보론 입자의 연소 메커니즘에 대하여 여러 사람들이 연구하여 왔고 연소해석 모델을 발표하였는데, 대표적으로 Talley, Macek와 Semple, Macek, King 등은 보론과 산화 보론 경계에서 녹은 산화 보론 층을 통과하여, 산소가 밑에 있는 보론으로 확산하는, 제한된 반응을 인자를 가정한, 점화 전 단계에서의 화학 반응 모델을 발



(a) 22% Boron



(b) 50% Boron

Fig. 2 Specific impulse of the boron fuel[14].

표하였다[16,17]. 또 Glassman 등은 보론이 보론 산화층으로 녹는다고 주장하며, 외부 가스와 경계 면으로 향하는 확산율이 전반적인 반응을 지배한다고 하였고[18,19], Gany는 녹은 산화층 안에서 반응하는 두 종(species)의 상호 확산 가능성을 고려하였다[13,20].

Fig. 3은 이러한 모델들의 보론 입자의 점화 메커니즘을 표시한 그림이다. 산화층의 두께는 보론의 산화 작용에 의해서 형성되는 산화층과 증발에 의해서 제거되는 양, 또 화학반응에 의해서 감소되는 것들의 종합적인 결과로 이루어지며, 주위 온도나 입자의 온도가 1900 K가 넘으면 2차 점화가 일어나고 연소 상태도 유지 된다.

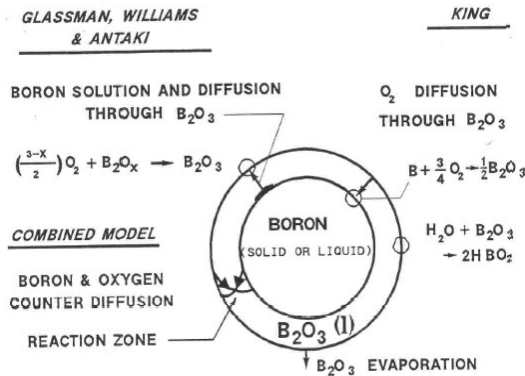


Fig. 3 Ignition of the Boron particle[16].

그러나 1 $\mu$ m보다 적은 나노 사이즈 크기의 보론 입자 점화는, 이보다 낮은 1600-1900 K에서 조사한 결과를 보면, 산소 농도에는 무관한 편이고, 온도에는 민감하여 1810 K에서는 1.5 ms, 1580 K에서는 6.0 ms에 점화되어 낮은 온도에서도 가능하였는데, 이는 액체 산화 보론 층이 나노 크기 표면을 덮는 현상을 예측하기 어렵기 때문이다[21].

연소 이론모델 중에는 프린스턴 대학과 Aerodyne Research Inc.(PA-model)에서 개발한 것이 대표적인데, 이 모델은 수백 개의 기본 반응식을 자세히 다루고, 입자 주위 환경에서의 모든 물리적 과정을 고려하고 있어 매우 정교하고 현학적이거나 현재의 3차원 CFD 코드에 적용하기에는 너무 많은 비용이 든다. 그러나 다른 모델들이 크로스체크 하는 기준의 값진 역할을 하고 있다. 이보다 훨씬 간단하게 전체적인 접근으로 몇 개의 반응식만을 사용하여 CFD 적용에 바람직하게 만든 모델이 펜실베니아 주립대학 모델인데(PSU 모델), 이 모델에서는 반응 없이 가열되는 즉 점화 지연과, 화학적 그리고 증발에 의한 산화층 제거의 1 단계 연소, 보론이 연소하는 2 단계 연소로 구성되어 있다. 그러나 이 모델은 자세한 분석 결과에 의하면, 약간의 불일치, 예를, 단점들이 나타나 이를 해소하기 위하여 최근 이를 준 정상(quasi-steady state) 상태로 가정하고 열과 질량 전달 과정을 포함시켜 확장(extended)한 모델을 Hussmann 등이 개발하여

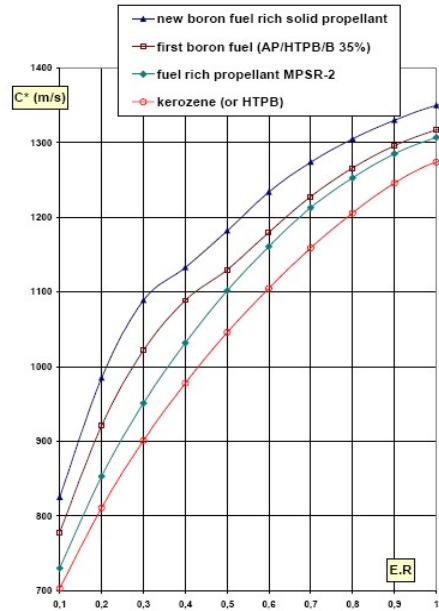


Fig. 4 Performance of the various fuels[27].

입증한 바 있다[22,23].

#### 4. 추진 연료로의 적용

이상 살펴본 바와 같이 보론은 높은 발열량을 가지고 있어 추진제 연료에 적용하는데 효과적인 원료이며 조사된 바대로 70% 까지도 사용할 수 있다고 되어있으나, 후술하는 것처럼 연소실 내의 산화보론 포화압력을 고려하여야 한다. 아울러 연소 메커니즘에 나타나는 특성을 고려하여 가급적 점화 지연이나 1단계 연소과정이 빠르게 지나도록 연소실의 온도가 높게 형성되는 조성과 압력이 필요하다.

보론 입자를 추진제 연료에 적용한 연구 결과에 대한 대표적인 발표 예로, 프랑스에서 초기에 CTPB(Carboxyl-terminated Polybutadiene)와 AP 조성에 보론이 35% 그리고 Al과 Mg이 8% 정도 조성을 갖는 연료를 연구한 결과가 있다.

Fig. 4에 최초의 35% 보론이 포함된 연료와 최근의 새 연료 성능이 비교 되어 있는데, 기존에 사용하던 케로신과 HTPB 연료와 비교하여

보론 연료가 우수함을 보이고 있다[24]. 보론 입자는 고체 연료를 중심으로 연구 개발 되고 있으나 액체 연료에도 이를 포함시켜 슬러리 상태로 젤 타입의 연료로도 연구 개발 되고 있다. Fig. 5에서 보면, 질량당 비추력이 60초인 경우에 케로신은 체적당 impulse가 약 1250초이다. 이에 비하여 55% 보론/45% 케로신 슬러리의 경우 그 값은 1950초이다[25]. 따라서 단위 부피당 비추력이  $1950/1250=1.56$  배 증가 했으므로 같은 추력을 얻기 위해서는 무게는 같은 비율로 감소함을 뜻한다. 전반적으로 55% 보론/45% 케로신 슬러리가 순수 케로신 보다 무게 당 비추력에 따라 체적 당 임펄스(비추력)가 50-100% 증가하고 있다.

보론 입자가 포함된 연료로 미국에서는 램제트 추진 연료로 HTPB 계열에 보론 카바이드(B<sub>4</sub>C) 입자를 조성하여 사용하고 있고[27], 액체 연료에도 보론 입자를 포함시켜 슬러리 상태로 만들어 사용되고 있다. 램제트에 사용하는 액체 연료로는 케로신이 주로 사용된다[25].

보론 입자가 포함된 연료의 연소 과정을 Fig. 6에 개략 그림으로 표시하였다[12,27]. 고체연료 연소의 경우에는 주로 3개 영역으로 구분하며, 1 영역은 연료 자체의 앞부분으로 바로 이곳은 재순환 영역이고 따라서 화염 유지(flame holder) 역할을 하는 곳이다. 2 영역은 대부분의 연료 길이 방향에 형성된 경계층 영역으로, 이곳에서는 연료의 분해, 증발, 확산 등이 일어나는 난류 경계층이며, 3 영역은 마지막 부분으로 연료는 없이 연소 체류 시간의 증가 역할을 하며, 활발한 혼합과 화학 반응에 의한 연소만 일어나는 부분이다[27]. 재순환 영역에서는 연료에서 분출되어 나오는 입자들이 결집해 뭉쳐지는 현상이 일어나며, 이것은 경계층 영역에서 보다 월등히 많아 이들이 점화 연소되기 위해서는 상대적으로 많은 시간이 필요하다. 이러한 입자들의 크기와 분포에 대하여는 Malvern 입자 측정에 의해서도 입증되고 있다[26,27].

한편 연소실에서는 연료 표면에서 분출된 입자들이 공기와 같이 연소되면서 하류로 가는데, 온도가 용해점(melting point)인 723 K를 초과하

면 일차적으로 방어적 산화보론 층이 형성되며, 추가적인 산화에 장애를 일으킨다. 계속해서 가열이 되면, 보론 입자들은 천천히 산화가 되고, 산화층의 증발 역시 천천히 진행된다. 즉 여기서는 보론 입자가 가열은 되나 활발한 화학 반응은 일어나지 않는다. 더 하류로 흘러가면, 연료 휘발 성분들과 공기가 발열 반응(exothermic)으로 가스 온도가 1900-2000 K가 넘게 되어 가열 단계는 끝이 나고, 보론 입자 표면의 방어적 산

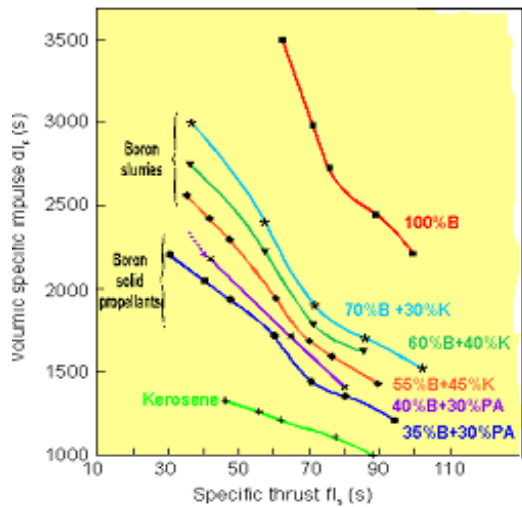


Fig. 5 Specific impulse of the various fuels[25].

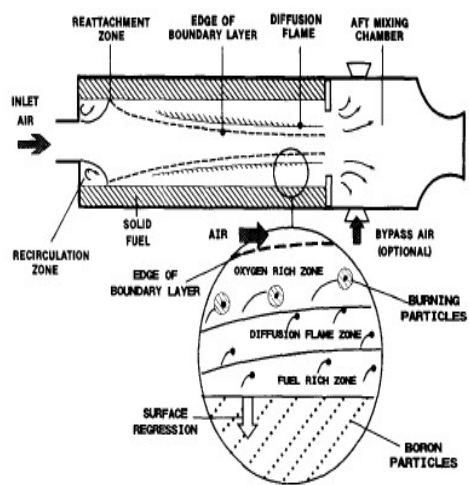


Fig. 6 Schematic diagram of the combustion region.

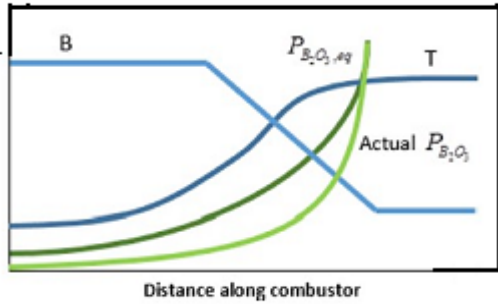


Fig. 7 Properties variation in the combustion chamber [20].

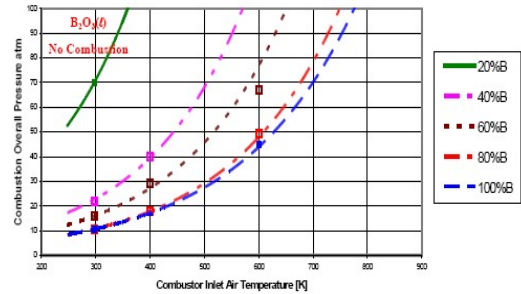
화충이 빠르게 증발되어 입자들은 주위의 산화를 일으키는 공기와 직접 접촉함으로써 완전 점화가 형성된다. 그리고 입자들의 점화는 연소로 이어진다.

마지막 단계에서는 연소실 가스의 산화보론 농도가 증가하여, 어느 순간 산화 보론의 부분 압력이 주어진 온도에서의 산화 보론 평형 증발 압력과 같게 될 것이다.

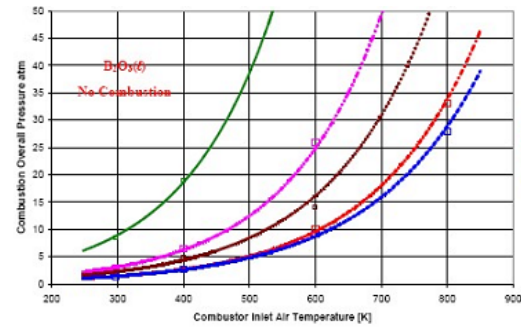
이와 같은 열역학적 평형상태는 액상의 산화 보론과 가스 상태의 산화 보론의 공존을 예상할 수 있고, 보론과 산화 가스와의 상호작용을 방해하고 화학 반응이 멈추게 될 것이다.

이와 같은 보론 입자의 연소실내에서의 산화 과정을 연소실의 온도, 그리고 연소 가스의 산화 보론의 평형 상태 압력과 실제 산화 보론 가스의 부분 압력 등의 변화를 연소실의 거리에 따라서 개략도로 표시한 것이 Fig. 7이다[20].

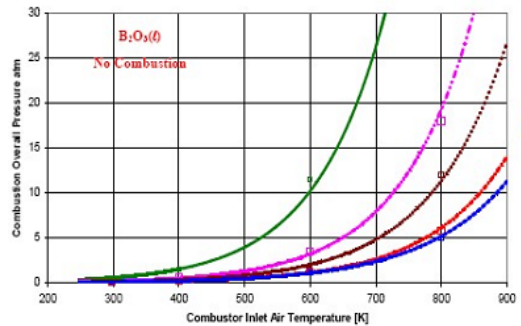
연소실 흡입 공기 온도와 보론 함량에 따른 열역학적 장애를 일으키는 포화 압력을 당량비가 0.5, 0.6, 0.7의 경우를 조사한 것을 Fig. 8에 표시하였다. 각 Fig.에서 라인의 왼쪽은 연소가 일어나지 않는 영역이다. 흡입공기 온도가 600 K에 보론이 60% 함유된 경우에  $\phi=0.7$ 에서는 78,  $\phi=0.6$ 에서는 16,  $\phi=0.5$ 에서는 2.3기압의 연소실 압력에서 포화상태를 보이고 있다. 즉 같은 연소실 흡입구 온도에서 당량비가 감소하면 낮은 연소실 압력에서 포화 상태가 되어 보론의 완전 연소가 급속히 어려워짐을 뜻한다. 또 보론이 일정하게 포함된(40%) 경우에는  $\phi=0.7$ 일 때



(a)  $\phi = 0.7$



(b)  $\phi = 0.6$



(c)  $\phi = 0.5$

Fig. 8 Limit Lines of Thermodynamic Blocking of Boron Combustion.

흡입공기 온도가 300 K에서 연소실 압력이 20기압이면 포화상태이다. 그리고  $\phi=0.6$ 에서는 570 K,  $\phi=0.5$ 에서는 805 K가 되어야, 연소실 압력이 20기압에서 포화 상태가 된다[13]. 온도가 낮으면 더 낮은 압력에서 포화 상태가 되어. 즉 보론 연소 장애는 당량비가 작아지면 고온으로 가야만 해소 되는 것을 의미한다.

## 5. 결 론

최근 추진기관 연료의 체적 효율화 면에서 공기 흡입 추진기관이 떠오르고 있으며, 첨가되는 금속 입자로는 보론 입자가 선호되고 있다. 이는 보론 입자가 타 원소에 비하여 연소 시 발생하는 엔탈피가 높기 때문이다.

보론 입자 연소 메커니즘은 대표적으로 King 모델을 비롯하여 Glassman 등의 연소 모델을 중심으로 연구 되어왔고, 기본적으로 보론의 연소는 두 단계 즉 증기 산화 보론 형성 과정과 이 증기의 기화 후 연소하는 단계로 볼 수 있다. 한편 이러한 연소 메커니즘의 복잡성에도 추진제 연료에 적용한 비추력의 우수성은 밝혀지고 있고, 취급상의 편의로 보론 카바이드가 미국에서는 연구 개발되고 있다.

보론 함량과 관련하여 열역학적으로 추진기관 연소실에서 연소할 때, 연소실 압력에서 차지하는 산화 보론의 부분 압력, 즉 산화 보론의 증기 압력이 해당 연소실 압력의 포화 증기압이 되면 더 이상의 산화는 이루어지지 않는다.

이와 같이 보론에 대한 연소는 보론 입자의 연소 메커니즘에서 연소실에서의 열역학적 고려에 이르기까지 다양한 연구가 수행되고 있으며, 램제트나 덕티드 로켓을 위한 실험을 통한 연소 효율 연구 또한 미국, 프랑스, 독일 이스라엘 등에서 활발히 수행되며, 발표되고 있다. 그러나 우리나라의 보론 연료에 대한 연구 개발은 매우 미미한 상황으로 최근에서야 학계 일부에서 기초 연구 차원에서 수행되고 있고, 보론 비드를 포함하는 과 연료추진제에 대한 특성 연구가 일부 시도되고 있으나, 세계 여러 나라의 연구 개발과 비교할 때 좀 더 다양한 연구 개발이 필요할 것으로 보인다. 특히 고체 램제트 개발이 필연적으로 보여 이 분야의 연구 개발이 중요할 것으로 보인다.

## 후 기

이 논문은 미래창조과학부의 과학기술진흥기

금과 복권기금 출연사업으로 한국과학기술정보 연구원이 수행하는 ReSEAT 프로그램의 지원으로 수행 되었습니다.

## References

1. Karadimitris, A., Scott II, C., 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*, Vol. 2, No. 2, pp. 157-168, 1985.
4. Gany, A., "Combustion of Boron-Containing Fuels in Solid Fuel Ramjets," *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Vol. 2, Issue 1-6, pp. 91-112, 1993.
5. Krishnan, S. and George, P., "Solid fuel ramjet combustor design," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 34, Issue 3-4, pp. 219-256, 1998.
6. Naby, 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*, Cheyenne, WY, USA, pp. 1-19, Nov. 1990.
7. Lee, T. 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.
8. Hans-L. Besser, Hermann-L. Weinreich, "The Ducted Rocket Propulsion System for



- Meteor and its Background in German Airbreathing Motor Technology," *17th International Symposium on Air Breathing Engines*, Munich, Germany, ISABE-2005-1149, Sep. 2005.
9. Ristori, A., Heid, G., Brossard, C. and Reichstadt, S., "Detailed Characterization of the Reacting One-phase and Two-phase Flow Inside a Research Ramjet Combustor," *17th International Symposium on Air Breathing Engines*, Munich, Germany, ISABE-2005-1067, Sep. 2005.
  10. Helmut K. Ciezki and Benveniste Natan, "An Overview of Investigations on Gel Fuels for Ramjet Applications," *17th International Symposium on Air Breathing Engines*, Munich, Germany, ISABE-2005-1065, Sep. 2005.
  11. Wittenberg, H., *Some Fundamentals on the Performance of Ramjets with Subsonic and Supersonic Combustion*, Delft University Press, Delft, Netherlands, pp. 15-20, 2000.
  12. Gany, A. and Timnat, Y.M., "Advantages and Drawbacks of Boron Fueled Propulsion," *Acta Astronautica*, Vol. 29, No. 3, pp. 181-187, 1993.
  13. 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.
  14. Bryan Palaszewski, "Launch Vehicle Performance for Bipropellant Propulsion using Atomic Propellants with Oxygen," NASA TM-2000-209443, Nov. 2000.
  15. Gany, A., "Effect of Fuel Properties on the Specific Thrust of a Ramjet Engine," *Defence Science Journal*, Vol. 56, No. 3, pp. 321-328, 2006.
  16. King, M.K., "A Review of Studies of Boron Ignition and Combustion Phenomena at Atlantic Research Corporation over the Past Decade," *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Vol. 2, Issue 1-6, pp. 1-80, 1993.
  17. Yeh, C.L. and Kuo, K.K., "Ignition and Combustion of Boron Particles," *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 22, No. 6, pp. 511-541, 1996.
  18. Glassman, I., Williams, F.A. and Antaki, P., "A Physical and Chemical Interpretation of Boron Particle Combustion," *20th Symposium (International) on Combustion*, Vol. 20, No. 1, pp. 2057-2064, 1985.
  19. Li, S.C. and Williams, F.A., "Ignition and Combustion of Boron Particles", *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Vol. 2, Issue 1-6, pp. 248-271. 1993.
  20. Gany, A., "Thermodynamic Limitation on Boron Energy Realization in Ramjet Propulsion," *Acta Astronautica*, Vol. 98, pp. 128-132, 2014.
  21. Young, G., Sullivan, K., Zachariah, M.R. and Yu, K., "Combustion Characteristics of Boron Nanoparticles," *Combustion and Flame*, Vol. 156, No. 2, pp. 322-333, 2009.
  22. Hussmann, B. and Pfitzner, M., "Extended Combustion Model for Single Boron Particles - Part I: Theory," *Combustion and Flame*, Vol. 157, No. 4, pp. 803-821, 2010.
  23. Hussmann, B. and Pfitzner, M., "Extended Combustion Model for Single Boron Particles - Part II: Validation," *Combustion and Flame*, Vol. 157, No. 4, pp. 823-833, 2010.
  24. Cochet, A., Masson, C., Fourest, B. and Petit, B., "« RUSTIQUE » Ducted Rocket : Development and Recent Improvements," *17th International Symposium on Air Breathing Engines*, Munich, Germany, ISABE-2005-1152, Sep. 2005.



- 
25. Lorrey, M., "High Density Fuels, Boron-Gel Fuels Diboride Thermal Protection Systems," World Wide Web location <http://www.islandone.org/Launch/boron-sharp-article.htm>, Dec. 2006.
26. Maggi, F., Dossi, S. and Deluca, L.T., "Combustion of Metal Agglomerates in a Solid Rocket Core Flow," *Acta Astronautica*, Vol. 92, No. 2, pp. 163-171, 2013.
27. Nabity, J.A., Lee, T.H., Natan, B. and Netzer, D.W., "Combustion Behavior of Boron Carbide Fuel in Solid Fuel Ramjet," *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Vol. 2, Issue 1-6, pp. 287-302, 1993.