

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(7), 576-584(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.7.576

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 다단 하이브리드 로켓에서 AP 첨가 추진제의 연료과농 연소

이동언, 이창진\*

Fuel-rich Combustion with AP added Propellant  
in a Staged Hybrid Rocket Engine

Dongeun Lee and Changjin Lee\*

Department of Aerospace Engineering, Konkuk University

## ABSTRACT

In this study, AP added propellant has been proposed as a method of enhancing the low specific impulse performance found for staged hybrid rocket engine. Experimental tests were carried out to analyze and evaluate the effect of AP added propellant on specific impulse performance as well as fuel-rich combustion characteristics in a staged hybrid rocket engine. Upper limit of AP content in propellant was set to be 15 wt% to maintain the hybrid rocket engine advantages. As a result, 15 wt% AP added propellant showed 3% higher specific impulse performance compared to 0 wt% AP added propellant. Moreover, AP addition proved to offer less injected oxidizer mass flow, less O/F variation, and less combustion pressure while producing fuel-rich gas of the same combustion temperature. Future studies will carry out more combustion tests with metal additives to further enhance specific impulse.

## 초 록

본 연구는 다단 하이브리드 로켓의 낮은 비추력 성능을 향상시키는 방법으로 AP 첨가 추진제를 제안하고 있다. 추진제에 첨가된 AP 첨가비율 변화에 따라 다단 하이브리드 로켓의 비추력 성능 변화와 연료과농 연소특성 변화를 살펴보았으며, 이때 AP 첨가비율은 하이브리드 로켓의 연소 특징을 유지하기 위해 최대 15 wt%로 제한하였다. 결과에 의하면, AP 15 wt% 추진제는 AP 0 wt% 추진제와 비교하여 비추력 성능이 약 3% 향상되었다. 또한, 동일한 연소온도를 유지함에도 불구하고, AP 첨가비율을 증가시키면 산화제 유입량, O/F비 변화량, 그리고 연소압력은 감소하며 반경반향 온도 분포가 좋아지는 등 다단 하이브리드 로켓의 성능향상에 긍정적인 효과가 나타났다. 그러나 오직 AP를 추진제에 첨가하는 것만으로 다단 하이브리드 로켓의 비추력 성능을 일반 화학로켓의 수준으로 향상시키는 것이 매우 어려운 일임을 고려할 때, 추가적으로 금속입자 첨가를 통해 비추력 성능을 향상시킬 계획이다.

**Key Words** : Staged Hybrid Rocket Engine(다단 하이브리드 로켓), Ammonium Perchlorate (과염소산암모늄), Fuel-rich Combustion(연료과농 연소)

† Received : January 13, 2016    Revised : June 24, 2016    Accepted : June 24, 2016

\* Corresponding author, E-mail : cjlee@konkuk.ac.kr

## 1. 서론

다단(staged) 하이브리드 로켓은 하이브리드 로켓의 장점을 유지하며, 연소중 산화제/연료 혼합비(O/F ratio)가 변하는 단점을 최소화하는 새로운 개념의 로켓이다<sup>(1,2)</sup>. 고체 연료와 액체 산화제를 적용한 하이브리드 가스발생기를 이용하여 1차적으로 연료과농(fuel-rich) 연소가스를 생성하며, 연료과농 연소가스와 추가되는 산화제가 이론적(stoichiometric)으로 혼합하여 2차 연소한다<sup>(1,2)</sup>. 다단 하이브리드 로켓은, 고체 추진제 가스발생기를 사용하지 않기 때문에 안전성, 신뢰성, 그리고 엔진 정지 및 재시동 등의 장점이 있다<sup>(1-3)</sup>. 그러나, 가스발생기 온도 요구조건(1300 K 이하)을 만족하는 연료과농 연소가스를 생성하기 어려우며, 시스템 크기가 커지는 단점이 있다<sup>(1,2)</sup>. Fig. 1은 일반적인 하이브리드 로켓(classical), 고체 추진제 가스발생기가 적용된 하이브리드 로켓(gas generator), 그리고 하이브리드 가스발생기가 적용된 다단 하이브리드 로켓 개념을 보여주는 그림이다.

산소(O<sub>2</sub>)와 질소(N<sub>2</sub>)가 혼합된 혼합산화제는 가스발생기 온도 요구조건을 만족하는 연료과농 연소가스를 생성하는 방법 중 하나이다<sup>(1,2)</sup>. 혼합산화제에서 산소 비율(부피)이 감소함에 따라 가스발생기의 연소온도(T<sub>comb</sub>)와 O/F비 변화량(O/F variation)이 감소한다<sup>(1,2)</sup>. 참고문헌에서는, 28% 산소 비율 혼합산화제와 HTPB (Hydroxyl Terminated Poly Butadiene)를 이용하여 가스발생기 온도 요구조건을 달성하였다<sup>(1)</sup>. 그러나, 의도적으로 감소된 혼합산화제의 낮은 산소 비율로

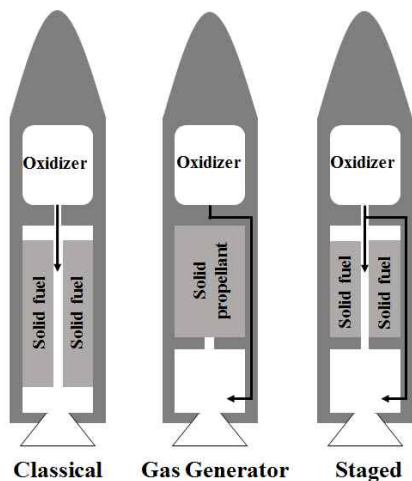


Fig. 1. Various Concepts of Hybrid Rocket Engine

인해 다단 하이브리드 로켓의 비추력(specific impulse) 성능 손실이 불가피하다<sup>(1)</sup>. 다단 하이브리드 로켓의 장점인 낮은 O/F비 변화량, 엔진 정지 및 재시동 등을 부각하기 위해서는 비추력 성능이 일반적인 화학로켓의 성능과 대등한 수준으로 향상되어야 한다.

한편, 고체 산화제는 일반적으로 하이브리드 로켓의 낮은 연소율을 향상시키기 위해 사용된다<sup>(4,7)</sup>. 고체 산화제가 첨가된 추진제는 유입되는 액체 산화제와 확산(diffusion) 연소하며, 이와는 독립적으로 고체 산화제와 예혼합(premixed) 연소한다. 이에 따라, 동일한 산화제 질유량(mass flux) 구간에서 연소율이 향상된다<sup>(7)</sup>. 또한, 고체 산화제가 첨가된 추진제는 연소를 유지하는데 필요한 산화제 일부분을 추진제 내에 포함하고 있으므로, 보다 적은 액체 산화제 유입에서도 연소가 유지된다<sup>(4)</sup>. 이는, 추진제에 첨가된 고체 산화제가 추가적인 산소를 공급하기 때문이다. 따라서 추진제에 고체 산화제를 첨가하면 혼합산화제의 낮은 산소 비율로 인해 손실된 다단 하이브리드 로켓의 비추력 성능을 일부분 보상할 수 있다. 또한, 추진제에 첨가된 고체 산화제만큼 액체 산화제 유입을 감소시켜 산화제 탱크 크기가 감소될 수 있다.

그러나, 하이브리드 로켓 연료에 고체 산화제가 첨가되면 폭발성, 압력 변화에 민감한 연소율과 같은 고체 추진제의 특성이 나타날 수 있다<sup>(3,7)</sup>. 이에 따라, 하이브리드 로켓의 연소 특징을 유지하기 위해서는 고체 산화제의 첨가비율(무게)을 조절할 필요가 있다. Frederick<sup>(5)</sup>은 HTPB에 AP(Ammonium Perchlorate)를 25~30 wt% 첨가한 추진제를 이용하여, GOX(Gaseous Oxygen) 유입이 정지될 때 연소가 소화(extinguishment)되는지 실험하였다. 참고문헌에서는, AP를 최대 30 wt% 까지 첨가하여도 산화제의 공급이 정지될 때 연소가 소화되었으며, 이에 하이브리드 로켓의 장점인 엔진 정지 및 재시동이 유지될 수 있다고 보고하였다<sup>(5)</sup>. 그리고 George<sup>(4)</sup>는, AP 7.55 wt% HTPB 추진제를 이용하여 연소실 압력 변화에 따른 연소율 변화를 살펴보았다. 참고문헌에 의하면, 소량의 고체 산화제가 첨가된 추진제는 압력 변화에 의한 연소율 변화가 크게 민감하지 않는 것으로 보고되었다<sup>(4)</sup>. 따라서, 본 연구는 고체 산화제 최대 첨가비율을 15 wt% 이하로 설정하였다. 실험에 사용한 고체 산화제는 AN(Ammonium Nitrate), ADN(Ammonium Di-Nitramide)과 비교하여 연소특성이 비교적 잘 알려진 AP를 사용하였다<sup>(8,9)</sup>.

본 연구에서는 다단 하이브리드 로켓에서, AP 첨가 추진제의 연료과농 연소특성을 실험적으로 확인하는 것을 목표로 하였다. 이에 따라, AP 첨가 비율 변화에 따른 산화제 유입량, 당량비, 연소 온도, O/F비 변화량, 비추력 성능, 반경방향 온도 분포 그리고 가스발생기 연소압력의 변화를 살펴보았다. 그리고 이들의 변화가 다단 하이브리드 로켓의 성능에 미치는 영향을 평가하였다.

## II. 본 론

### 2.1 실험장치 구성 및 데이터 수집

Figure 2는 연소실험 장치 구성을 보여주고 있다. 예혼합실, 연소실 그리고 후연소실로 이루어져 있으며, 각각의 길이는 45, 400, 200 mm이다. 솔레노이드 밸브와 PLC(Programming Logic Controller)를 이용하여 정해진 시간동안 산화제 공급을 제어하였으며, Bronkhorst사의 질량유량 조절기로 산화제 유량을 조절하였다. 노즐은 수냉식으로 냉각 하였으며, DAQ와 Labview 프로그램을 이용하여 압력센서와 열전대를 통해 측정된 값을 획득하였다.

연료 연소율은 시공간 평균 방법을 이용하여 계산하였으며, 실제혼합비 $[(O/F)_{act}]$ 는 연소된 연료 무게를 연소 시간으로 나눈 평균 연료 유량 $(\dot{m}_f)$ 과 공급된 산화제 유량 $(\dot{m}_{ox})$ 을 이용하여 계산하였다. 그리고 이론혼합비 $[(O/F)_{stoi}]$ 는 이

론적 산화제/연료 비율로, CEA(Chemical Equilibrium and Application)를 이용하여 계산하였으며, 계산에 사용된 HTPB와 AP의 화학식은 각각  $C_{72.307}H_{110.39}O_{1.265}$ ,  $NH_4ClO_4$ 이다. 당량비는 이론혼합비/실제혼합비 비율로 계산하였으며, 과농연소는 당량비 1 이상을 의미한다. 또한, Karabeyoglu<sup>(10)</sup>가 제시한 식(2a)와 (2b)를 이용하여 초기혼합비 $[(O/F)_{ini}]$ 와 최종혼합비 $[(O/F)_{fin}]$ 를 계산하였으며, 최종혼합비/초기혼합비 비율로 O/F비 변화량을 계산하였다. 연소 온도 측정 장치의 경우, 감도와 측정온도 범위를 고려하여 노출형 K타입( $\phi=1.6mm$ )과 비접지형 R타입( $\phi=3.2mm$ ) 열전대를 사용하였다. 후연소실 축 방향과 반경 방향을 달리해 총 7개의 위치에서 온도를 측정하였으며, 이후 공간적 평균값을 대푯값으로 사용하였다.

하이브리드 로켓에서의 순간적인 혼합비는 다음과 같이 정의된다.

$$(O/F) \equiv \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_f} = \frac{\dot{m}_{ox}^{1-n} D^{2n-1}}{\rho \pi^{1-n} 2^{2n} a L} \quad (1)$$

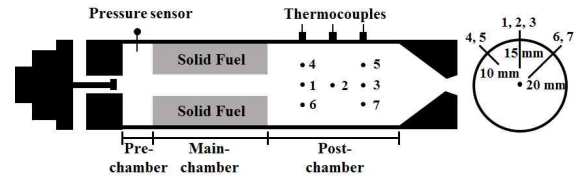


Fig. 2. Baseline Experimental Set-up

Table 1. Summary of test results

Test	AP, wt%	O/F <sub>stoi</sub>	$\dot{m}_{ox}$ , g/sec	O/F <sub>act</sub>	$\Phi$	T <sub>comb</sub> , K	O/F variation	a	n
1	0	11.35	15	2.50	4.53	1290	1.04	0.03	0.59
2			20	2.84	3.99	1410	1.05		
3			25	3.09	3.67	1580	1.05		
4	5	10.72	13	2.25	4.77	1410	1.02	0.03	0.56
5			15	2.44	4.39	1520	1.02		
6			20	2.73	3.92	1660	1.03		
7	10	10.09	10	1.89	5.34	1400	1.02	0.03	0.56
8			15	2.31	4.37	1570	1.02		
9			20	2.56	3.93	1780	1.03		
10	15	9.46	8	1.57	6.03	1390	1.01	0.03	0.54
11			10	1.82	5.19	1550	1.01		
12			12	1.89	5.00	1680	1.01		
13			15	2.24	4.22	1770	1.02		

식(1)를 이용하여, 초기혼합비와 최종혼합비를 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$(O/F)_{ini} = \frac{\dot{m}_{ox}^{1-n} D_{ini}^{2n-1}}{\rho \pi^{1-n} 2^{2n} a L} \quad (2a)$$

$$(O/F)_{fin} = \frac{\dot{m}_{ox}^{1-n} D_{fin}^{2n-1}}{\rho \pi^{1-n} 2^{2n} a L} \quad (2b)$$

여기서,  $\dot{m}_{ox}$ 는 산화제 유량(kg/sec),  $\dot{m}_f$ 은 연료 유량(kg/sec),  $D$ 는 연료포트 내경(m),  $\rho$ 는 연료 밀도(kg/m<sup>3</sup>),  $L$ 은 연료 길이(m),  $a$ 는 연소율 계수,  $n$ 은 연소율 지수를 나타낸다.

### 2.2 실험 결과 및 분석

Table 1은 AP 첨가비율을 변화시켜 실험한 결과를 요약한 것이며, 실험에 사용된 연료와 산화제는 가스발생기 온도 요구조건을 만족하는 HTPB와 28% 산소 비율 혼합산화제이다.

Figure 3는 실험검증을 위해 HTPB와 GOX 산화제 조건에서 이전의 연구에서 제시된 연소율과 비교한 그림이며, 실험 산화제 질유량 범위에서 매우 비슷한 연소율을 갖는다<sup>(11)</sup>. 또한, AP 첨가 추진제의 성능검증을 위해 동일한 산화제 질유량 구간에서 참고문헌에서 보고한 AP 첨가 추진제의 연소율과도 비교하였으며 비슷한 연소율을 갖는 것으로 확인되었다<sup>(4)</sup>.

Figure 4는 AP 첨가비율 변화에 따른 추진제의 연소율 변화를 보여준다. 예상대로, 동일한 산화제 질유량 구간에서 AP 첨가비율 증가에 따라 HTPB의 연소율이 증가하였다. 이는 AP 첨가 추진제가 유입되는 산화제와는 독립적으로 AP와 추가적으로 연소하였기 때문이다. 또한, AP 첨가비율 증가에 따라 연소를 유지하는데 필요한 산화제 유입량이 감소하였으며, 이로 인하여 연소 가능한 최소 산화제 질유량 구간이 감소하였다. 이는 연소를 유지하는데 필요한 산화제 일부분이 이미 추진제 내에 포함되어 있었기 때문이며, 이로 인하여 본 실험에서는 최소 산화제 유입량이 15(AP 0wt%)에서 8 g/sec(AP 15wt%)까지 감소하였다.

Figure 5는 당량비 변화에 따른 연소온도 변화를 보여주는 그림이다. 각 AP 첨가비율에 대한 결과를 살펴보면, 당량비 증가에 따라 연소온도가 감소하였다. 하지만, AP 첨가비율이 증가하면서 당량비가 4.53(test 1)에서 6.03(test 10)으로 증가하였음에도 불구하고 연소온도는 오히려 1290 K에서 1390 K으로 증가하였다. 이는 AP가 산화

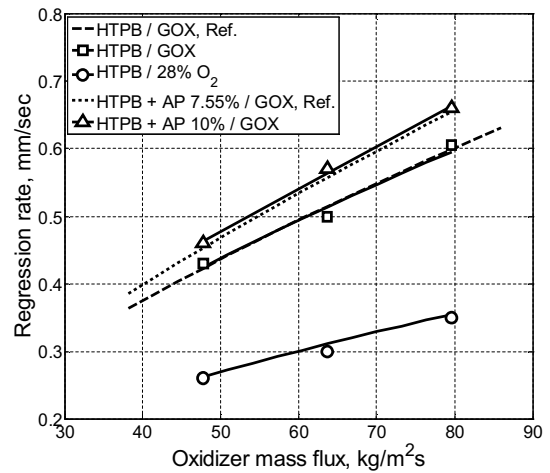


Fig. 3. Regression rate of HTPB and HTPB/AP

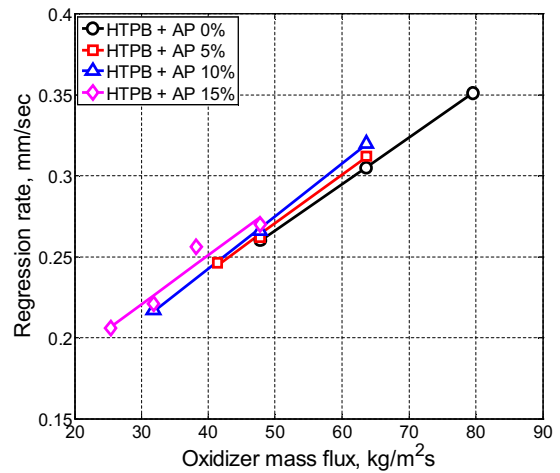


Fig. 4. Regression rate of HTPB with AP wt% variation

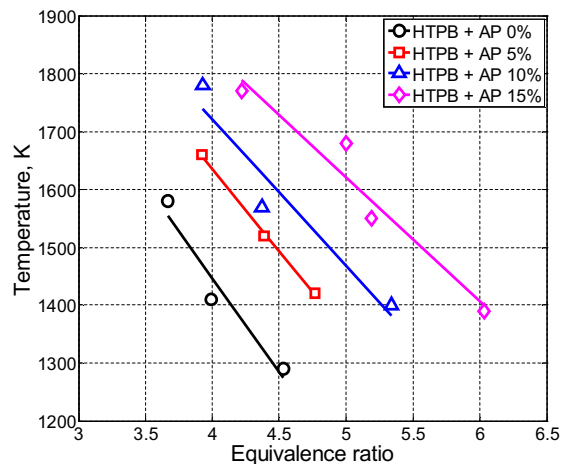


Fig. 5. Combustion temperature with respect to equivalence ratio

제로 이용되었지만, 화학 반응중 추가적인 열 발생을 하였기 때문이다. 결과적으로 본 실험에서는 AP 첨가 추진제를 이용하여 참고문헌에서 보고한 가스발생기 온도 요구조건을 만족하는 과농 연소가스를 생성하지 못하였다.

참고문헌에 의하면 다단 하이브리드 로켓에서 가스발생기 연소온도는 매우 중요한 설계변수 중 하나이다<sup>(1)</sup>. 따라서 본 실험에서는 연소온도 1400 K을 기준으로 AP 첨가비율 변화에 따른 과농 연소특성 변화를 살펴보았다. 연소온도 1400 K을 만족하는 각 AP 첨가비율에 test 2, 4, 7, 그리고 10을 선정하였으며, ±10 K의 연소온도 차이는 온도측정 오차를 감안한다면 가용되는 허용오차 범위이다.

**2.2.1 산화제 유입량**

Figure 6은 산화제 유입량 변화에 따른 연소온도 변화를 보여준다. 동일한 연소온도를 기준으로 AP 첨가비율 증가에 따라 유입되는 산화제 양이 감소하였다. 그 결과, AP 15 wt% 추진제는 AP 0 wt% 추진제와 비교하여 약 60% 감소된 산화제 유입량에서 연소온도 1400 K을 유지하는 과농 연소가스를 생성하였다. 이는 앞 절에서 말했듯이, AP 첨가 추진제 내에 연소에 필요한 산화제 일부분이 포함되었기 때문이다. 또한, 유입되는 산화제 양이 감소한다는 것은 산화제 탱크 크기가 감소될 수 있음을 의미한다. 이에 따라, AP 첨가 추진제를 사용하여 다단 하이브리드 로켓에서 시스템 크기가 커지는 단점을 개선할 수 있다.

**2.2.2 O/F비 변화**

가스발생기의 연소온도를 일정하게 유지하는 것은 다단 하이브리드 로켓의 성능을 최대화하는데 필요한 요건 중 하나이다. 연소온도는 O/F비에 의존적이며, 이로 인하여 일정한 연소온도를 유지하기 위해서는 연소 중 O/F비 변화가 최소화되어야 한다. Fig. 7은 O/F비 변화량과 연소온도의 관계를 보여준다. 결과를 살펴보면, AP 첨가비율 증가 그리고 산화제 유입량 감소에 따라 O/F비 변화량이 감소하였다. 연소온도 1400K을 기준으로, AP 첨가비율이 15 wt%까지 증가될 때, O/F비 변화량은 1.05(test 2)에서 1.01(test 10)로 약 4% 감소하였다. 이는 산화제 유입량과 연소율 지수가 감소되었기 때문이며, 참고문헌에서 보고한 경향성과 일치한다<sup>(10)</sup>. 결과적으로, AP 15 wt% 추진제의 연소 중 O/F비 변화는 1% 정도로 그 변화가 매우 적기 때문에, 보다 일정한 연소온도를 유지할 수 있으므로 로켓의 연소성능

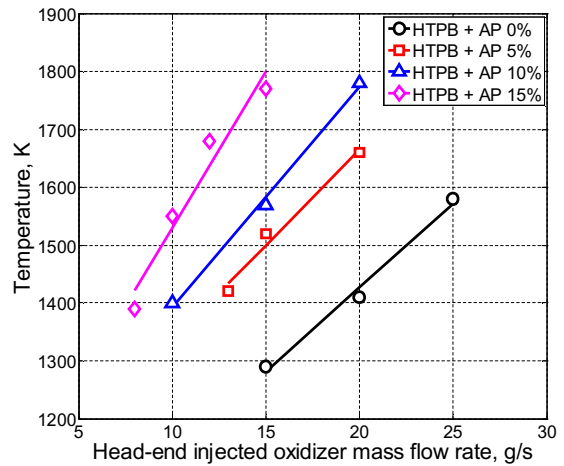


Fig. 6. Combustion temperature with respect to injected oxidizer mass flow rate

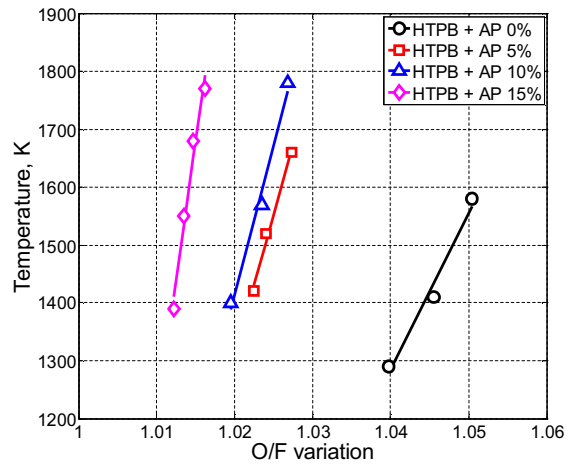


Fig. 7. Combustion temperature with respect to O/F variation

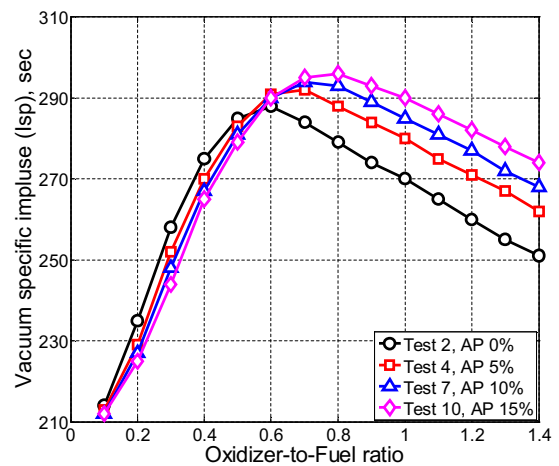


Fig. 8. Overall system vacuum Isp performance with AP wt% variation

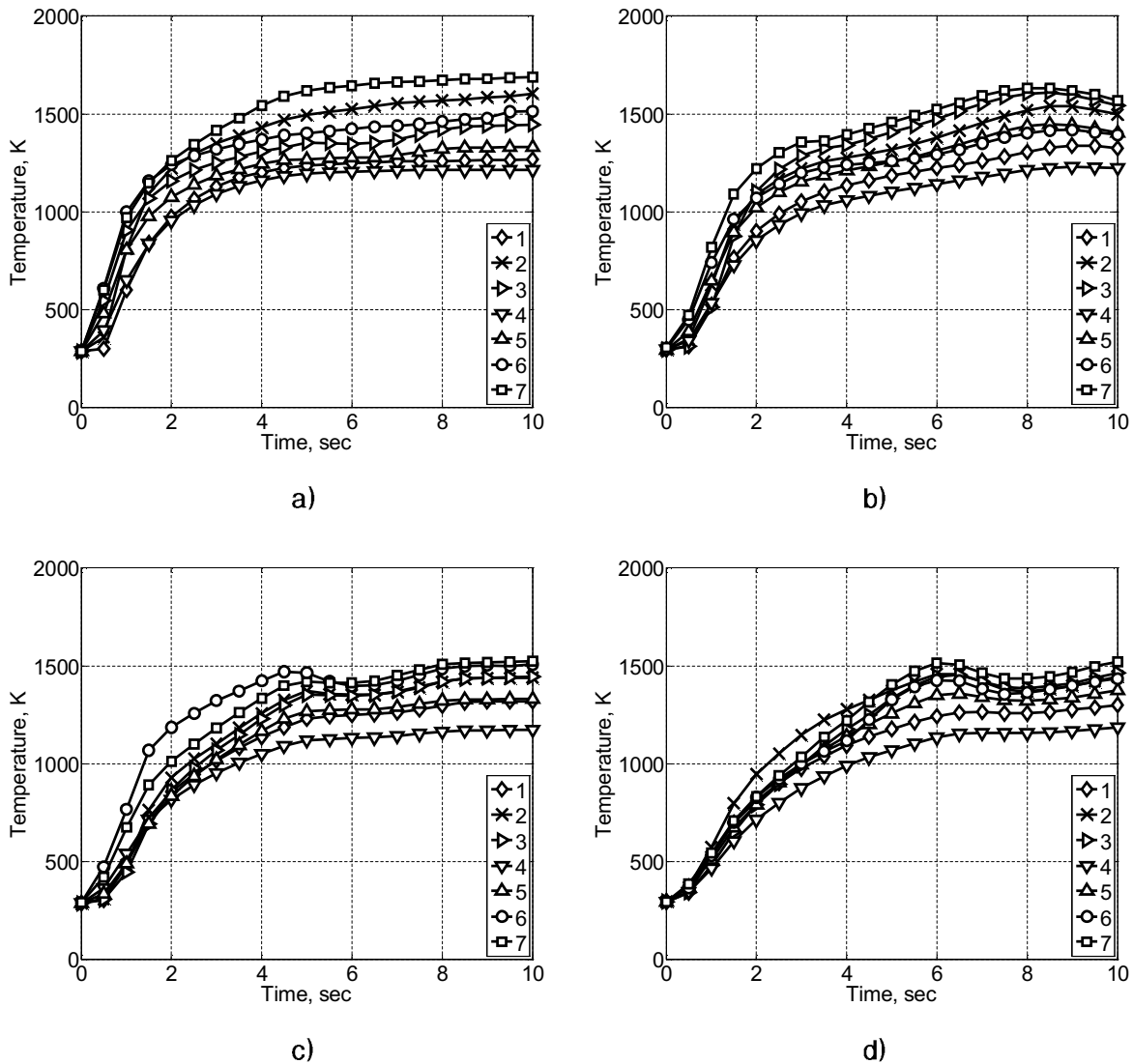


Fig. 9. Radial temperature profiles of Test a) 2, b) 4, c) 7, and d) 10

이 향상될 수 있다.

### 2.2.3 비추력 성능

Figure 8은 AP 첨가비율 변화에 따른 다단 하이브리드 로켓의 비추력 성능변화를 보여준다. 비추력 성능은 CEA 코드를 사용하여 계산하였으며, 초기 압력은 6.89 MPa, 팽창비는 10으로 하였다. 2차 연소실로 유입되는 산화제는 LOX(Liquid Oxygen)를 사용하였다. AP 15 wt% 추진제의 비추력 성능은 296 sec로 AP 0 wt% 추진제(288 sec)와 비교하여 약 3% 향상되었다. 이는 추진제에 첨가된 AP가 연소에 추가적인 산소를 공급하여 혼합산화제의 낮은 산소비율로 인한 비추력 성능 손실을 일부분 보완하였기 때문이다. 그러나, AP 첨가 추진제의 향상된 비추력 성능에도 불구하고, AP 15wt% 추진제의 비추력

성능이 일반 화학로켓의 성능과 대등한 수준까지 향상되지 못하였다.

### 2.2.4 반경반향 온도 분포

다단 하이브리드 로켓의 연소효율과 시스템 성능을 향상시키기 위해서는 가스발생기에서 생성되는 연소가스가 좋은 반경방향 온도 분포를 가져야 한다. 하지만, 하이브리드 가스발생기는 예혼합 연소하는 고체 추진제와 달리 확산 연소하며, 이로 인하여 반경반향에 따른 연소온도 변화가 불가피하다. Fig. 9는 test 2, 4, 7, 10의 온도측정 결과이다. 결과를 살펴보면, AP 첨가비율 증가에 따라 반경반향의 온도 분포의 편차가 줄어들었으며, 이는 AP가 첨가되면서 연료와 산화제의 혼합성능이 향상되었기 때문이다. 따라서, AP 첨가 추진제를 사용하면, 로켓의 연소성능을

보다 더 향상시킬 수 있을 것으로 판단된다.

### 2.2.5 가스발생기 연소압력

가스발생기 연소압력은 다단 하이브리드 로켓에 있어 매우 중요한 설계변수 중 하나이다. 가스발생기 연소압력이 낮아지면, 연소실 재료 요구도가 감소될 수 있으므로 시스템 설계 비용이 절감될 수 있다. Fig. 10은 AP 첨가비율 변화에 따른 가스발생기 연소압력을 보여주는 그림이며, 동일한 조건을 위해 노즐목 지름을 6.5 mm로 유지하였다. 동일한 연소온도를 기준으로, AP 첨가비율 증가에 따라 가스발생기 연소압력이 감소하였다. 이는 AP 첨가비율 증가에 따라 연소를 유지하는데 필요한 산화제 유입량이 감소하므로, 보다 적은 추진제가 연소되어 노즐목을 빠져나가기 때문이다. 결과에 의하면, AP 15 wt% 추진제는 AP 0 wt% 추진제와 비교하여 약 62% 감소된 연소압력을 유지함에도 불구하고 동일한 연소온도를 갖는 과농 연소가스를 생성하였다. 이에 따라, 추진제에 AP를 첨가하면, 동일한 가스발생기 온도 요구조건을 만족하면서 시스템 제작비용 절감이 가능할 것으로 판단된다.

### 2.3 이론적 비추력 성능 계산

추진제에 포함되는 AP 첨가비율 증가에 따라 비추력 성능이 향상되었음에도 불구하고, 본 실험에서 AP 첨가 추진제의 비추력 성능은 일반 화학로켓의 성능과 대등한 수준까지 향상되지 못하였다. 또한, 하이브리드 로켓의 연소 특징을 유지하기 위해서는 AP가 일정 첨가비율 이상 첨가될 수 없으므로, AP 첨가만으로 추진제의 비추력 성능을 보다 더 향상시키는 것은 어렵다. 이에 따라, 비추력 성능을 추가적으로 개선하기

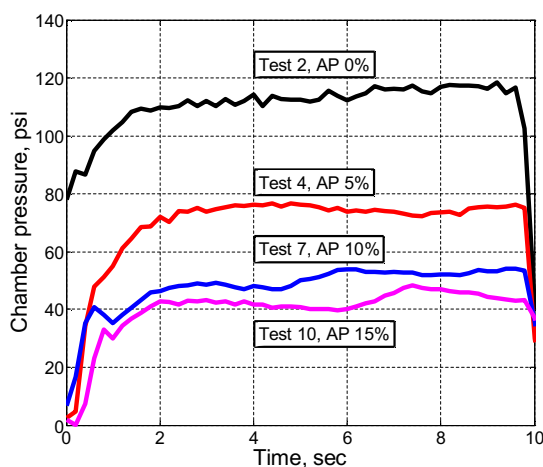


Fig. 10. Combustion pressure of gas generator with AP wt% variation

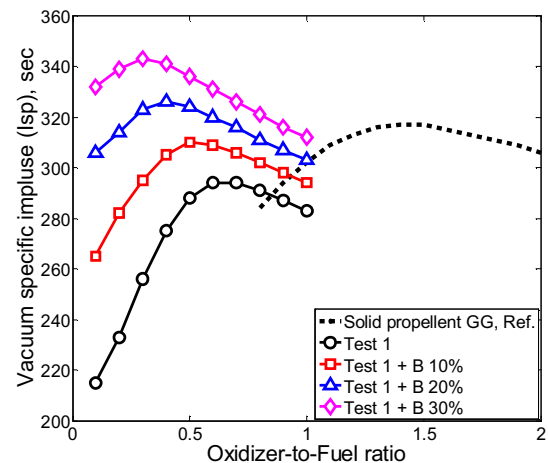


Fig. 11. Overall system vacuum  $I_{sp}$  performance with Boron wt% variation

위해서는 또 다른 방법이 필요하다.

금속 첨가제는 로켓의 비추력 성능을 매우 높이는 방법 중 하나이며, 고체 및 하이브리드 로켓에서 흔히 사용되고 있는 방법이다<sup>(12-14)</sup>. 참고문헌에 의하면, 금속 첨가제 첨가비율은 고체 로켓에서는 최대 20 wt%이며, 고체 추진제 가스발생기에서는 비추력 성능을 최대화하기 위해 55 wt%까지 첨가된다고 보고되었다<sup>(15)</sup>. 하이브리드 로켓의 경우, 금속 첨가제는 하이브리드 로켓의 연소 특징을 유지하기 위해 약 20 wt%로 제한된다<sup>(16)</sup>. 그러나 하이브리드 가스발생기에 첨가되는 금속 첨가제에 대한 연구문헌은 거의 없으며, 구체적인 연소특성에 대해서 알려진 정보도 없다. 이에 따라, 금속 첨가제의 첨가비율 변화에 따른 비추력 성능의 이론적 변화를 우선적으로 알아보기 위해, 금속 첨가제 최대 첨가비율을 30 wt% 이하로 설정하였다.

보론(boron)은 금속 첨가제 중 가장 높은 단위 질량 및 부피당 발열량을 가지고 있다<sup>(14)</sup>. 이에 따라 본 계산에서는 금속 첨가제로 보론을 사용하였으며, 기준 산화제/연료 조건은 가스발생기 온도 요구조건을 만족하는 test 1을 사용하였다. Fig. 11은 보론 첨가비율 변화에 따른 다단 하이브리드 로켓의 비추력 성능변화를 보여준다. 보론 첨가비율 증가에 따라 비추력 성능이 크게 향상되었으며, 보론을 15 wt%까지 첨가하면 참고문헌에서 제시한 고체 추진제 가스발생기를 적용한 하이브리드 로켓의 비추력 성능과 거의 대등한 수준으로 향상될 수 있음을 확인하였다<sup>(9)</sup>.

### III. 결 론

본 연구에서는 다단 하이브리드 로켓에서 AP

첨가 추진제의 연료과농 연소특성을 실험하였다. 하이브리드 로켓의 성능 특징을 유지하도록 본 실험에서는 AP의 첨가를 15 wt% 이하로 제한하였다. AP는 고체 산화제이므로 하이브리드 로켓 연료에 첨가시키면 연소에 필요한 산화제 유입을 감소시킬 수 있다. 그러나, AP 첨가로 과농 연소를 나타내는 연소 당량비는 증가하지만 오히려 연소온도는 증가하므로 참고문헌에서 제시한 가스발생기 온도 요구조건을 만족하지 못할 수 있다.

AP 첨가비율 변화에 따른 과농 연소특성 변화를 살펴보기 위해 실험결과를 비교, 분석하였다. 결과에 의하면, AP 15 wt% 추진제는 AP 0 wt% 추진제와 비교하여 유입되는 산화제 양이 약 60% 감소하였음에도 불구하고 동일한 연소온도를 유지하였다. 또한, O/F비 변화는 약 4% 감소하였고, 비추력 성능은 AP 0 wt% 추진제 대비 약 3% 향상되었다. 이 외에도 반경반향의 온도 분포의 편차가 줄어들었으며, 상대적으로 낮은 연소압력을 유지하면서 동일한 연소온도의 과농 연소가스를 생성하였다.

한편, 참고문헌에 의하면 AP가 30 wt% 첨가된 추진제 연소에서 하이브리드 로켓의 연소특성을 유지할 수 있다고 하였다. 본 연구에서 AP 첨가는 15wt%까지 변화하였으나, 결과를 외삽하면 AP 30wt% 첨가된 추진제의 연소특성 변화에 대한 분석이 가능하다. AP 첨가비율을 증가시키면 산화제 유입량, O/F비 변화량, 그리고 연소압력은 감소하며 비추력 성능은 향상되는 등 성능향상에 긍정적인 효과가 나타난다. 따라서 AP를 30wt% 까지 첨가한 추진제를 사용한다면 더욱 더 향상된 연소효율과 비추력 성능 개선, 그리고 이로 인한 제작비용 절감이 가능할 것으로 판단된다.

그러나 오직 AP를 추진제에 첨가하는 것만으로 하이브리드 로켓 추진제의 비추력 성능을 일반 화학로켓의 수준으로 향상시키는 것은 매우 어려운 일이다. 따라서 비추력 성능을 추가적으로 개선할 수 있는 또 다른 방법이 필요하다. 그 중에서 금속입자의 첨가는 로켓의 비추력 성능을 매우 향상시키는 방법으로 고체추진 로켓에서 흔히 사용되고 있는 방법이다.

본 연구에서는 금속 첨가제 중에서 보론의 첨가비율을 변화하며 비추력 성능의 이론적 변화를 살펴보았다. 결과에 의하면, 보론 첨가비율이 증가하면 비추력 성능이 크게 향상되었으며, 보론을 15wt% 첨가한 추진제는 고체 추진제 가스발생기를 적용한 하이브리드 로켓의 성능과 거의

대등한 비추력 성능이 가능한 것으로 확인되었다. 앞으로 연구는, 보론, 알루미늄, 마그네슘 등의 다양한 금속 첨가제를 사용하여 첨가비율 변화에 따른 다단 하이브리드 로켓의 성능변화를 실험을 통해 확인할 계획이다.

## 후 기

본 연구는 한국연구재단의 이공분야기초연구사업 (NRF-2015R1D1A1A01058070)의 지원을 받아 수행한 연구결과임을 밝히며 지원해주신 한국연구재단에 감사드립니다.

## References

- 1) Lee, D., and Lee, C., "Fuel-rich Combustion in Gas Generator of Staged Hybrid Rocket Engine," 51st AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 2015-3828, 2015.
- 2) Lee, D., and Lee, C., "Fuel-Rich Combustion Characteristics of a Combined Gas Generator," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 43, No. 7, pp.593~600, 2015.
- 3) Shackelford, B., "The Hybrid Propulsion Technology Program Phase 1," NAS8-37777, Vol. 3, 1989.
- 4) George, P., Krishnan, S., Varkey, P. M., Ravindran, M., and Ramachandran, L., "Fuel Regression Rate in Hydroxyl Terminated Polybutadiene / Gaseous Oxygen Hybrid Rocket Motors," Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 1, 2001.
- 5) Frederick Jr., R. A., Whitehead, J. J., Knox, L. R., Moser, M. D., "Regression Rates Study of Mixed Hybrid Propellants," Journal of Propulsion and Power, Vol. 23, No. 1, 2007.
- 6) Mascaro, M. D., Jones, D. A., Lineberry, D. M., Frederick Jr., R. A., Moser, M. D., and Mahaffy, K. E., "Internal Ballistics Model for a Mixed Hybrid Rocket Motor," 51st AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 2015-3811, 2015.
- 7) Einav, O., Peretz, A., Hashmonay, B., Birnholz, A., and Sobe, Z., "Development of a Lab-Sacle System for Hybrid Rocket Motor Testing," 45th AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 2009-4888, 2010.



- 8) Deluca, L. T., Maggi, F., Dossi, S., Weiser, V., Franzin, A., Gettwert, V., and Heintz, T., "High-energy metal fuels for rocket propulsion: characterization and performance," Chinese Journal of Explosives and Propellants, Issue 6, Dec. 2013
- 9) Pilon, B., and Louwers, J., "Development of Staged Combustion Aft-Injected Hybrid (SCAIH) Propulsion at Cesaroni Technology Inc," 46th AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 2010-6786, 2010.
- 10) Karabeyoglu, A., Toson, E., and Evans, B., "O/F Shift in Hybrid Rockets," 50th AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 2014-3851, 2014.
- 11) Zilliac, G., and Karabeyoglu, M. A., "Hybrid Rocket Fuel Regression Rate and Modeling," 42<sup>nd</sup> AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 2006-4504, 2006.
- 12) Karabeyoglu, A., Stevens, J., Geyzel, D., Cantwell, B., Micheletti, D., "High Performance Hybrid Upper Stage Motor," 47<sup>th</sup> AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 2011-6025, 2011.
- 13) Cantwell, B., Karabeyoglu, A., and Altman, D., "Recent Advances In Hybrid Propulsion," International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, Vol. 9, No. 4, pp.305~356, 2010
- 14) Young, G., "Metallic Nano-Particles as Fuel Additives in Air-Breathing Combustion," Ph.D. Dissertation, Aerospace Engineering Dept. Univ. of Maryland, College Park, MD, 2007.
- 15) Shin, K. H., Won, J., Tak, H., Choi, S. H., Lee, W., and Lee, C., "A Static Combustion Study on Fuel Rich Propellant for Ducted Rocket Gas Generator," 50<sup>th</sup> AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 2014-4045, 2014.
- 16) Evans, B., Boyer, E., Kuo, K. K., Risha, G., and Chiaverini, M., "Hybrid Rocket Investigations at Penn State University's High Pressure Combustion Laboratory: Overview and Recent Results," 45th AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA 2009-5349, 2009.