論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(7), 593-600(2015)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.7.593
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

혼합식 가스발생기의 연료과농 연소특성

이동언*, 이창진**

Fuel-Rich Combustion Characteristic of a Combined Gas Generator

Dongeun Lee* and Changjin Lee**
Department of Aerospace Engineering, Konkuk University*,**

ABSTRACT

In this study, a combined hybrid rocket system is newly introduced which has characteristics of both gas generators and afterburner type hybrid rockets. In particular, a combined gas generator utilizing solid fuel and liquid/gas oxidizer was designed as a primary combustor of the system. Combustion tests were carried out with various equivalence ratio affected by parameters such as fuel length, oxidizer flow rate, fuel port diameter and fuel type. In general, fuel-rich gas generator produces low combustion gas temperature to meet the temperature requirement and the target temperature was transiently set less than 1600 K. Since it was found that controlling parameters showed limited effects on the change of equivalence ratio, mixture of O_2 and N_2 as an oxidizer was additionally introduced. As a result, a combined gas generator successfully produced combustion gas temperature of less than 1600 K Future studies will carry out more combustion tests to attain fuel-rich combustion gas temperature less than 1200 K, which was a temperature requirement of a gas generator system in the previous studies.

초 록

본 논문은 하이브리드 로켓 성능향상을 위하여 가스발생기형과 후방 연소형 개념을 결합한 혼합형 하이브리드 로켓을 제안하고 있다. 특히 고체 추진제를 사용하는 기존의 가스발생기와 달리, 고체연료와 액체/기체 산화제를 적용한 혼합식 가스발생기를 제안하였으며 혼합식 가스발생기의 연료과농 연소특성을 확인하기 위하여 연료 길이, 산화제 유량, 연료 내경 그리고 연료 종류를 변화하며 연소가스 온도 변화를 측정하였다. 그러나 이들 인자 변화에 의한 온도변화가 매우 제한적이므로 또 다른 인자로 O_2와 N_2를 혼합한 혼합 산화제를 사용하였다. 이때 가스발생기의 연소가스 온도의 요구조건은 1600 K이하로 설정하였으며 연소 시험에서 혼합식 가스발생기는 온도조건을 만족하는 연료과농 연소가스가 생성되었음을 확인하였다. 그러나 온도에 따른 검댕의 발생특성과 다른 이전 연구들에서 제시하는 가스발생기 연소가스 온도 요구조건이 1200 K이하임을 고려할 때, 최종적으로 이 조건을 만족하는 연료과농 연소가스를 생성할 계획이다.

Key Words : Fuel-Rich Combustion(연료과농 연소), Gas Generator(가스발생기), Combined Hybrid Rocket(혼합형 하이브리드 로켓)

† Received : December 15, 2014 Revised : June 9, 2015 Accepted : June 11, 2015
** Corresponding author, E-mail : cjlee@konkuk.ac.kr

Ⅰ. 서 론

하이브리드 로켓은 고체와 액체로켓의 특징을 모두 갖추고 있어, 기존 고체로켓의 잠재적 대안으로 많은 연구가 이루어지고 있다[1-5]. 하지만 낮은 연소율(regression rate)과 연소 중 O/F비가 변하는 단점 때문에 대형 발사체로 사용하기에 어려움이 있다[5-7].

이러한 단점을 보완하기 위해 가스발생기형(gas generator) 하이브리드 로켓과 후방 연소형(afterburner) 하이브리드 로켓 등 새로운 개념에 대한 연구가 진행되고 있다[1-3,6,7]. Fig. 1은 새로운 하이브리드 로켓 개념을 보여주는 그림이다.

가스발생기형 하이브리드 로켓은 고체 추진제를 이용하여 연료과농 연소가스를 생성하고, 2차 연소실에서 산화제와 혼합하여 재연소한다. 참고문헌에 의하면 가스발생기의 연료과농 연소가스는 상대적으로 낮은 온도인 1200 K이하를 유지한다[6]. 이러한 시스템특성으로 인해 높은 연소율을 가지며, 연소 중 O/F비가 변하지 않는 장점이 있다[6,7]. 그러나 고체 추진제 연소율(r_b)이 압력(P)변화에 직접적으로 반응하므로, 비행고도 또는 가스발생기의 유량제어에 의한 연소 압력변화가 로켓 성능에 영향을 미치는 단점을 있다[1,6,7].

후방 연소형 하이브리드 로켓은 일반적인 하이브리드 로켓과 동일한 연소과정으로 연료과농 연소가스를 생성하며, 후방 분사(aft-injection)를 통해 산화제를 2차 연소실에 추가적으로 공급한다. 이에 따라 최적의 O/F비를 유지하며 상대적으로 높은 연소효율을 갖는 장점이 있다[1,2]. 참고문헌에 의하면 후방분사를 적용한 하이브리드 로켓은 다른 개념의 하이브리드 로켓 성능과 비교할 때, 상대적으로 높은 비추력(specific impulse)을 갖는 것으로 보고되었다[1]. 그러나 후방 연소형 하이브리드 로켓은 일반적으로 높은 당량비를 갖는 연료과농 연소가스를 생성하지 못하기 때문에, 후방 분사를 통해 O/F비를 일정하게 유지하면서 얻을 수 있는 성능향상이 일반적인 하이브리드 로켓과 비교하여 5% 미만으로 낮다고 보고되고 있다[2].

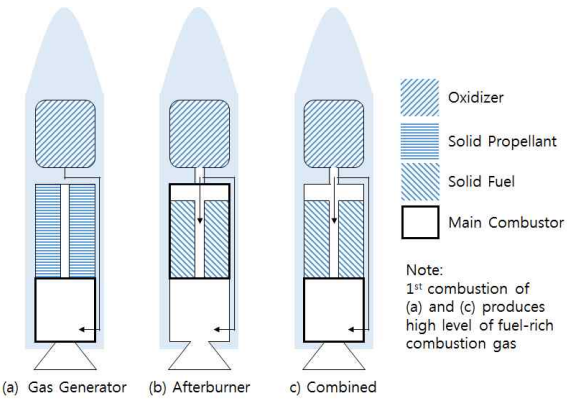

Fig. 1. Hybrid Rocket Concepts

혼합형(combined) 하이브리드 로켓은 가스발생기형과 후방연소형 개념을 결합한 개념으로, 1차 연소에서 고체연료와 액체/기체 산화제를 적용하여 높은 당량비를 갖는 혼합식 가스발생기를 이용하는 방식이다. 기존 고체 추진제 가스발생기와 비슷한 수준의 연료과농 연소가스를 생성하며, 후방 분사를 통해 추가적으로 공급된 산화제와 2차 연소하는 개념의 로켓이다. 후방 연소형 하이브리드 로켓과 비교할 때, 높은 연소 당량비를 갖는 연료과농 연소가스를 생성하기 때문에, 후방분사를 통해 최적의 O/F비를 일정하게 유지하며 높은 연소효율을 갖는 장점이 있다. 또한 혼합식 가스발생기를 사용하기 때문에, 가스발생기형 하이브리드 로켓과 비교하여 고체 추진제 비사용에 따른 안정성, 신뢰성, 정지 및 재시동, 저비용 그리고 친환경 연소 등의 장점이 있다. 또한 이 방식은 고체추진제를 사용하지 않기 때문에 비행고도 및 가스발생기의 유량제어로 발생하는 연소 압력변화에 따른 성능변화가 작으며 다른 개념의 로켓 시스템보다 우수한 성능을 갖는다. 그러나 혼합식 가스발생기로 인해 고체 추진제 가스발생기보다 상대적으로 시스템 크기가 커지는 단점이 있다.

한편, 혼합식 가스발생기 연소방식은 고공 미사일의 추진시스템 등에 적용되는 덕티드 로켓의 고체 추진제 가스발생기의 대안으로 사용할 수 있다. 이 경우, 폭발성을 감소시키고 신뢰성, 안전성, 환경적 문제 그리고 압력변화에 따른 성능변화의 단점이 보완 될 수 있다. 또한 2차 연소실의 유동 혼합특성 연구와 같은 연구목적의 연소실험을 상대적으로 안전하고 친환경적으로 진행할 수 있다는 장점이 있다.

이러한 많은 장점에도 불구하고 혼합형 하이브리드 로켓은 아직 충분히 연구가 이루어지지 못한 상태이다. 본 연구에서는 실험실 크기의 혼합형 하이브리드 로켓 시스템을 구성하고, 기존 화학로켓과의 성능을 비교, 분석하는 것을 최종 목표로 하였다. 이를 위하여 혼합식 가스발생기를 구성하고 연소실험을 통해 연소성능을 평가하는 것을 1차 목표로 설정하였다. 기존 연구들을 검토하여 우선적으로 연료과농 연소가스의 온도

요구조건을 1600 K이하로 설정하였으며, 하이브리드 로켓 연소의 당량비 변화 인자를 변화시키면서 연료과농 연소가스의 발생과 연소가스 온도에 대한 요구조건 달성여부를 확인하였다[1,6,7].

II. 본 론

2.1 연료과농 연소가스의 요구조건

연료과농 가스발생기의 연소가스는 상대적으로 낮은 온도를 유지한다. 이로 인해 연소가스에 노출되는 구조물의 재료 요구도가 크게 낮아져, 제작비용이 절감되며 신뢰성이 향상된다. 이전의 연구에서는 가스발생기의 연소가스 온도를 1200 K이하로 설정하였으며, 이에 따라 시스템 제작비용이 절감되고 시스템 복잡성이 완화되며 안정성이 향상된다고 보고하였다[6,7]. 이처럼 이전의 연구들은 상대적으로 낮은 연소가스 온도를 가스발생기의 요구조건으로 보고하였지만, 이는 고체 추진제를 적용한 가스발생기이다. 반면 혼합식 가스발생기에 대한 연구문헌은 거의 없으며, 구체적인 연소 조건에 대해서 알려진 정보도 없다. 이에 따라 혼합식 가스발생기의 연료과농 연소특성을 우선적으로 알아보기 위해, 가스발생기의 연소가스 온도 요구조건을 1600 K이하로 설정하였다.

그러나 연료과농 연소는 시간과 공간 변화에 대하여 지속적으로 화학반응이 발생하는 비평형 연소가 지배적이므로, CEA(Chemical Equilibrium and Application)와 같이 평형반응 계산에 의한 온도예측이 불가능하다. 하지만 이전 연구들에 의하면, 대략적으로 가스발생기 연소가 당량비 3 이상의 연료과농 연소를 유지하는 경우, 가스발생기 연소가스 온도가 1600K 이하로 유지될 수 있다고 알려져 있다[8]. 따라서 연소가스 온도 요구조건을 만족하는 연료과농 가스의 발생을 확인하기 위하여 각 실험에서 우선적으로 당량비 3 이상 연소 조건의 만족여부를 살펴보았다.

2.2 혼합식 연료과농 가스발생기

혼합식 가스발생기에서 연료과농 연소를 유지하는 것은 상대적으로 어려움이 있다. 하이브리드 로켓에서의 연소율은 산화제 질유량에 직접적으로 영향을 받는다. 따라서 산화제 포함률을 감소시키기 위해 산화제 유량($\dot{m}_{ox}$)을 감소시키면, 연소율이 낮아져 연료과농 연소가 어려워진다. 낮은 연소율을 개선하고자 마차바퀴 형상 같은 복잡한 형상을 이용하는 방법도 있지만, 추진제의 구조적 결함과 노즐 막힘 현상이 발생하기도 한다[6].

가스발생기의 연소가스 온도 요구조건을 만족하기 위하여 당량비 조절이 필요하다. 식(1)은 하이브리드 로켓 연소의 당량비를 나타내는 수식이다. 연료 조성, 형상 및 실험조건과 관련하여 연료 길이(L), 산화제 유량, 연료 내경($2r$) 그리고 연료 종류를 당량비 변화 인자로 선정하였다.

당량비는 연소된 연료 무게를 연소 시간으로 나누어 평균 연료 유량($\dot{m}_{fuel}$)을 구하고, 공급된 산화제 유량과 평균 연료 유량을 이용하여 실제혼합비[$(O/F)_{act}$]를 계산하였다. 이론혼합비[$(O/F)_{stoi}$]는 이론적 산화제/연료 비율로 CEA를 이용하여 구하였으며, PMMA(Poly Methyl Meth Acrylate)와 HTPB(Hydroxyl-terminated poly butadiene)의 화학식은 각각 $C_5H_8O_2$, $C_{72.307}H_{110.39}O_{1.265}$, 이다. 최종적으로 이론혼합비와 실제혼합비를 이용해 각 실험 조건에 대한 당량비를 계산하였다.

$$\Phi = \frac{(O/F)_{stoi}}{(O/F)_{act}} = \frac{(O/F)_{stoi}}{\dfrac{\dot{m}_{ox}}{L \times 2r\pi \times \dot{r} \times \rho}} \quad (1)$$

2.3 실험장치 구성

Figure 2는 기본 연소실험 장치 구성을 보여주고 있다. 예혼합실, 연소실 그리고 후연소실로 이루어져 있으며, 각각의 길이는 45 mm, 200 mm, 200 mm이다. 고체 연료는 PMMA와 HTPB를 사용하였다. 연료 외경은 50 mm이며 내경은 20 mm, 길이는 200 mm를 기본으로 하였다. 솔레노이드 밸브와 PLC(Programming Logic Controller)를 이용하여 정해진 시간동안 산화제 공급을 제어하였으며, Bronkhorst 사의 질량유량조절기로 산화제 유량을 조절하였다. 노즐은 수냉식으로 냉각 하였으며, DAQ와 Labview 프로그램을 이용하여 압력센서와 열전대를 통해 측정된 값을 획득하였다.

2.4 당량비 변화 인자

Table 1은 가스발생기에서 생성되는 연소가스

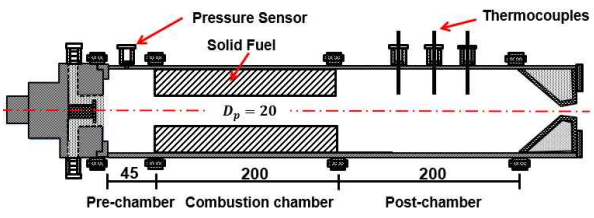

Fig. 2. Baseline Experimental Set-Up

Table 1. Test Results with GOX

실험	연료	길이 (mm)	내경 (mm)	유량 (g/s)	당량비	변화 인자
Base	PMMA	200	20	20	0.36	연료 길이
1	PMMA	400	20	20	0.82	
2	PMMA	400	20	10	0.86	산화제 유량
3	PMMA	400	20	15	0.84	
4	PMMA	400	20	25	0.79	
5	PMMA	400	10	15	1.19	연료 내경
6	PMMA	400	10	20	1.13	
7	PMMA	400	10	25	1.09	
8	HTPB	400	20	10	2.76	연료

의 당량비 조건을 만족하기 위하여 앞서 언급한 당량비 변화 인자를 변화하며 연소 실험한 결과를 요약하였다. 산화제는 기체산소(GOX)를 사용하였다.

2.4.1 연료 길이

연료 길이에 따른 당량비 변화를 알아보기 위하여 길이 200 mm와 400 mm인 연료로 실험하였다. 연료 길이 증가에 따라 연소면적이 증가하며, 이에 따라 당량비가 증가한다. 경향성을 바탕으로 동일 실험 조건에서 연료 길이가 약 1500 mm 이상이 되면, 가스발생기의 연소가스 조건인 당량비 3 이상을 만족한다. 하지만 가스발생기 시스템을 구성함에 있어 시스템의 크기는 중요한 인자이며, 길이가 짧을수록 시스템적인 측면에서 유리하다. 따라서 실험에서는 최대 연료 길이를 400 mm로 하였다.

2.4.2 산화제 유량

산화제 유량에 따른 당량비 변화를 알아보기 위해 산화제 유량 10~25 g/sec범위에서 5 g/sec씩 변화시켜 실험하였다. 산화제 유량 감소는 하이브리드 로켓 연소특성에 의해 연소율이 감소하는 방향이다. 하지만 연소에 포함되는 산화제 포함률도 감소하므로 당량비가 증가한다. 그러나 산화제 유량이 일정이하로 감소하게 되면, 연소에 필요한 산화제 부족으로 인하여 안정적인 점화가 어렵다. 이에 따라 실험에서는 10 g/sec을 최소 산화제 유량으로 하였다.

2.4.3 연료 내경

연료 내경의 경우 10 mm와 20 mm로 실험하였다. 연료 내경이 감소하면 연소면적은 감소한다. 그러나 연소특성으로 인해 연소율이 증가하며, 이로 인해 당량비가 증가한다. 반면 연료 내경 감소로 인하여, 산화제 통과면적(πr^2)이 일정 수준 이하로 감소하면 안정적인 점화가 어렵다. 따라서 실험에서는 연료내경 10 mm를 최소내경으로 하였다. HTPB의 경우 20 mm로 하였다.

2.4.4 연료 종류

연료 조성에 따른 당량비 변화를 알아 보기위해 PMMA와 HTPB 두 종류 연료를 사용하여 실험하였다. HTPB의 발열량이 높으므로, PMMA와 비교하여 상대적으로 높은 연소율을 갖으며, 이로 인해 높은 당량비를 갖는 연소가스를 생성한다. 따라서 실험실에서는 HTPB를 기본 연료로 하였다.

2.4.5 당량비 변화 인자 분석

하이브리드 로켓은 연소특성으로 인해 자발적 연소를 하는 고체 추진제와 달리 공급되는 산화제 유량에 수동적으로 연소한다. 이로 인해, 산화제 유량 범위에 따라 각 실험 조건에서의 당량비 범위가 정해진다. Test 8은 당량비 변화 인자 분석을 바탕으로 한, 실험에서의 최대 당량비 연소 조건이다. 당량비 2.76의 연료과농 가스가 생성되었지만, 아직 가스발생기의 연소가스 당량비 조건 3이상을 만족하지 못한다. 또한 하이브리드 로켓의 연소특성으로 인해 더 이상의 당량비 증가가 어렵다. 이에 따라 당량비 및 연소가스 온도 요구조건을 만족하는 연료과농 가스를 발생하려면 추가적인 인자가 필요하다.

2.5. 산화제 조성($O_2 : N_2$ = 42:58, 35:65)

참고문헌에 의하면 산화제 산소 포함률을 감소시키면 하이브리드 로켓 연료의 연소율은 감소하지만 당량비는 증가한다[9]. 이에 따라 추가적인 당량비 변화 인자로 산화제 조성을 선정하였다. 앞서 분석한 실험에서의 최대 당량비 연소 조건을 기준으로 산화제 조성을 기존 [100% O_2]에서 [42% O_2+58% N_2]와 [35% O_2+65% N_2]로 변경하여 실험하였다. [42% O_2+58% N_2] 산화제의 경우 참고문헌에서 최대 당량비 변화가 보고되어 선정하

Table 2. Test Results of Mixed Oxidizer/HTPB

실험	산화제	이론혼합비	유량(g/s)	당량비
9	100% O2	3.18	15	2.10
10			20	1.83
11			25	1.75
12	42% O2 + 58% N2	7.56	15	3.68
13			20	3.32
14			25	2.71
15	35% O2 + 65% N2	9.08	15	4.23
16			20	3.64
17			25	3.40

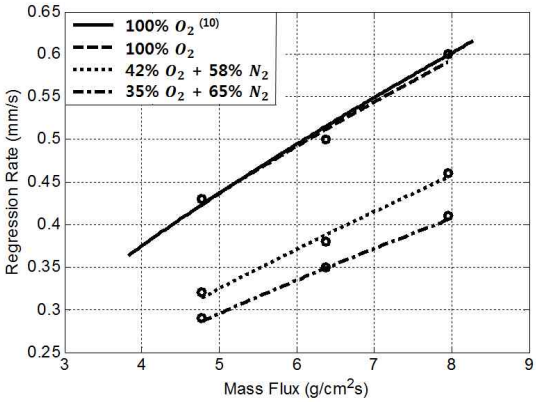

Fig. 3. Effect of oxygen content on regression rate of HTPB

였으며, [35% O_2+65% N_2] 산화제는 추가적인 산소 포함률 감소에 따른 당량비 변화를 알아보기 위해 선정하였다. 산화제 조성 변경 실험에서 점화 가능한 최소 산화제 유량은 15 g/sec 이다. Table 2는 HTPB와 산화제 산소 포함률 변경에 따른 실험 결과를 요약한 것이다.

[100% O_2] 산화제를 기준으로 [42% O_2+58% N_2] 산화제에서는 평균 1.7배, [35% O_2+65% N_2] 산화제에서는 평균 2.0배 당량비가 증가하였다. 추가적인 당량비 증가를 확인하고자 공기와 조성이 비슷한 [21% O_2+79% N_2] 산화제도 실험하였지만, 실험 산화제 유량 범위에서 안정적인 점화가 이루어지지 않았다. Fig. 3은 산화제 산소 포함률에 따른 HTPB의 연소율을 나타낸다. 실험검증을 위해 HTPB와 [100% O_2] 산화제 조건에서 이전의 연구에서 제시된 연소율과 비교하였다[10]. 실험 산화제 질유량 범위인 4.77~7.96 g/cm²s에서 매우 비슷한 연소율을 갖는다. 산화제 산소 포함률 감소에 따라 HTPB의 연소율은 감소한다. 연소율 감소는 당량비가 감소하는 방향이다. 하지만 산화제 산소 포함률 감소에 따라 이론혼합비가 증가하며, 이에 따라 당량비가 증가한다. Test 14를 제외한 모든 산화제 조성 변경 실험에서 가스발생기의 연소가스 당량비 조건 3 이상의 연료과농 연소가스가 생성되었다.

2.6 연소가스 온도측정

연소가스 온도는 연료과농 연소가스의 정도를 판단하는 가장 중요한 인자이다. 온도를 측정하는 장치부터 연소가스의 유속, 후향 계단에 의한 재순환 영역 그리고 연료표면 경계층으로 인한 온도분포 변화 등으로 인해 정확한 연소가스 온도를 측정하기 어렵다. 이전의 연구를 참고하여

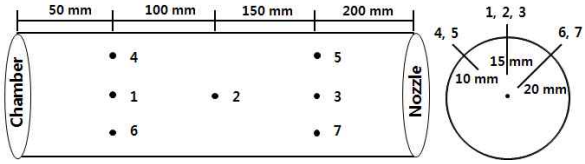

Fig. 4. Location of thermocouples in post chamber

시간적, 공간적으로 온도측정이 가능한 표준화된 온도측정 장치를 구성하였다[7]. 측정 장치는 감도와 측정온도 범위를 고려하여 노출형 K타입(ϕ=1.6mm)과 비접지형 R타입(ϕ=3.2mm) 열전대를 선정하였다. Fig. 4는 후연소실에서의 온도측정 위치를 보여준다. 축 방향 위치는 후향 계단에 의한 재순환 영역과 노즐 입구에서의 유동 변화를 고려하여 50 mm에서 150 mm사이로 정하였다. 열전대 1~3은 각각 후연소실 축 방향으로 50 mm, 100 mm, 150 mm지점에 위치하고 있으며, 4~5, 1~3, 6~7은 후연소실 내경 벽면으로부터 각각 10 mm, 15 mm, 20 mm의 깊이에 위치한다. 후연소실 중심부인 내경 벽면으로부터 25 mm 지점의 경우, 열전대가 직접적인 유동의 영향을 받아 지속적으로 손상되었다. 이에 따라 이후 실험에서는 후연소실 중심부에서의 유동흐름 방해와 열전대 손상을 고려하여 열전대를 위치하지 않았다.

2.7 온도 결과 및 분석

Figure 5는 test 15의 온도측정 결과이다. 최고온도는 1671 K으로 열전대 6에서 측정되었으며, 최저온도는 1207 K으로 열전대 4에서 측정되었다. 주연소실에서 충분히 연소되지 못한 연료는 후연소실을 지나면서 추가 연소되며, 중심부에서는 보다 완전연소에 가까운 연소가 진행된다. 이에 따라 후연소실 상류보다는 후류에서, 내경 벽

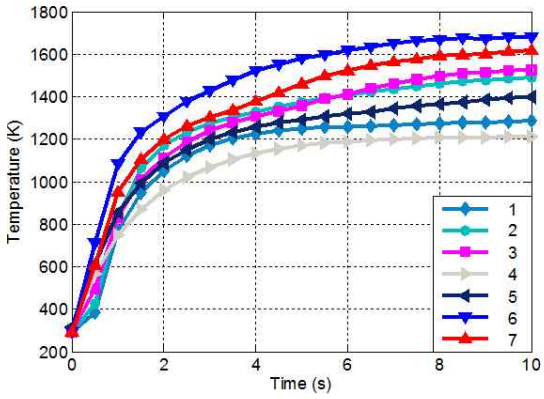

Fig. 5. Temperature result of test 15

Table 3. Test Results of Average Combustion Gas Temperature

실험	당량비	평균 연소가스 온도(K)
12	3.68	1519
13	3.32	1657
14	2.71	1702
15	4.23	1461
16	3.64	1577
17	3.40	1674

면 보다는 중심부에서 상대적으로 높은 온도가 측정되었다. 연소시작 약 8초 이후 온도가 일정해지는 구간에서의 시공간적 산술 평균 연소가스 온도는 1461 K으로 가스발생기의 연소가스 온도 요구조건 1600 K이하를 만족한다. Table 3은 각 실험의 평균 연소가스 온도결과를 요약한 것이다.

Test 12, 15 그리고 16은 가스발생기의 연소가스 온도 요구조건을 만족하는 연료과농 연소가스를 생성하였다. 반면 Test 13과 17은 당량비 3이상으로 앞서 설정한 가스발생기의 연소가스 당량비 조건 3이상을 만족하였지만, 온도 요구조건 1600 K이하를 만족하지 못하였다. Fig. 6은 당량비에 따른 평균 연소가스 온도결과를 나타낸다. 당량비 증가에 따라 연소가스 온도가 감소한다. 경향성을 바탕으로, 가스발생기의 연소가스 온도 요구조건 1600 K이하를 만족하는 실험 조건은 대략적으로 3.5 이상의 당량비를 갖는 연료과농 연소조건이다. Test 14의 경우, 평균 연소가스 온도 1702K 으로 가스발생기의 연소가스 온도 요구조건을 만족하지는 않지만, 실험실 대기중의 공기와 자발적 2차 연소가 발생한다. Fig. 7은 자발적 2차 연소를 보여준다. 실제 로켓의 비행조

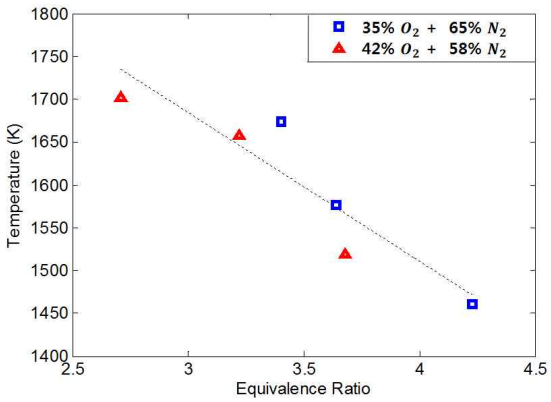

Fig. 6. Average combustion gas temperature of Mixed Oxidizer/HTPB

Fig. 7. Image of Secondary Combustion flame from Gas Generator

건을 고려하고 후방분사를 적용한 2차 연소실을 구성한다면, 자발적 2차 연소 가능 온도는 감소할 것이다.

2.8 검댕(Soot) 생성 특성

당량비 변화에 따른 검댕 생성 특성을 알아보기 위해 각 실험조건에서의 검댕 무게를 측정하였다.

Figure 8은 연소실험 후 후연소실에 침착된 검댕을 나타낸다. 연소실험 중 노즐로 배출되는 검댕 양이 일정하다고 가정하고, 연소실험 후 후연소실에 침착된 검댕을 획득하여 무게를 측정하였

Fig. 8. Soot deposition in the post chamber

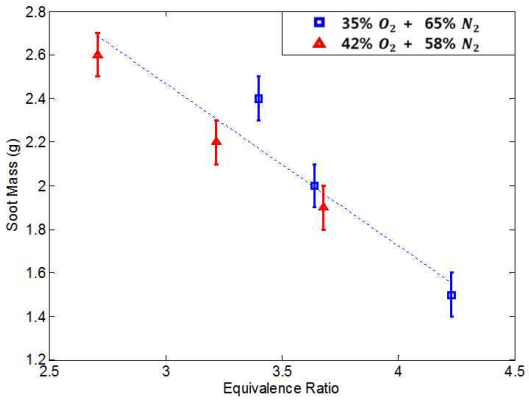

Fig. 9. Soot mass vs. Equivalence ratio

다. Fig. 9는 당량비에 따른 침착된 검댕 무게를 나타낸다. 당량비 증가에 따라 검댕 무게가 감소한다. 앞서 본 Fig. 6과 매우 비슷한 경향성을 보이며, 이는 검댕 생성이 당량비 및 연소가스 온도와 밀접한 연관 관계가 있음을 의미한다.

Ⅲ. 결 론

본 연구의 최종목표는 실험실 크기의 혼합형 하이브리드 로켓 시스템을 구성하고, 기존 화학로켓과의 성능을 비교, 분석하는 것이다. 이에 따라 본 연구에서는 1차적으로 고체연료와 액체/기체 산화제를 적용한 혼합식 가스발생기를 구성하고 연소실험을 통해 연소성능을 평가하는 것을 목표로 설정하였다. 연료과농 가스발생기의 요구조건은 상대적으로 낮은 연소가스 온도이다. 하지만 혼합식 가스발생기에 대한 구체적인 연소조건은 보고되어 있지 않다. 이에 따라 이전의 연구를 검토하여, 혼합식 가스발생기의 연료과농 연소특성을 우선적으로 알아보기 위해 온도 요구조건을 1600 K이하로 설정하였다. 가스발생기의 연소가스 온도 요구조건을 만족하려면, 하이브리드 로켓의 연소특성으로 인해, 산화제 포함률 감소 이외의 추가적인 당량비 조절이 필요하다. 연료 조성, 형상 및 실험조건과 관련하여 당량비 변화 인자로 연료 길이, 산화제 유량, 연료 내경 그리고 연료 종류를 선정하였으며, 연소실험을 통해 당량비 변화를 확인하였다. 하지만 하이브리드 로켓 연소특성으로 인해 이들의 변화가 당량비 변화에 미치는 영향은 매우 제한적이다. 이에 따라 추가적인 당량비 변화 인자로 산화제 조성을 선정하였으며, 산화제 산소 포함률을 감소시킨 [42% O_2+58% N_2]와 [35% O_2+65% N_2]산화제로 실험하였다. 산화제 산소 포함률 감소에 따라 연료의 연소율은 감소하였지만, 이론혼합비 증가로 당량비가 증가하였다.

결과적으로 혼합식 가스발생기를 이용해, 가스발생기의 연소가스 온도 요구조건인 1600 K이하를 만족하는 연료과농 연소가스를 생성하였다. 또한 추가적인 연소가스 온도 감소 가능성을 확인하였다. 이 외에도 당량비 증가에 따라 연소가스 온도는 감소하며, 침착된 검댕 양도 감소하는 연소특성을 확인하였다.

그러나 가스발생기형과 같은 로켓 시스템의 가스발생기 연소가스 온도 요구조건이 1200 K이하임을 고려할 때, 혼합형 하이브리드 로켓에서도 이 온도 조건을 사용하는 것이 필요하다. 앞으로 연구는, 연소실험을 통해 축적된 연소가스 온도 데이터베이스와 당량비 및 연소가스 온도에 따른 검댕 생성과 자발적 2차 연소 특성을 고려하여, 1200 K이하의 가스발생기 연소가스를 생성할 계획이다.

후 기

본 연구는 한국연구재단의 우주기술개발사업(NSL사업, 2013M1A3A3A02041818)의 지원을 받아 수행한 연구결과임을 밝히며 지원해주신 한국연구재단에 감사드립니다.

Reference

1) Shackelford, B., “The Hybrid Propulsion Technology Program Phase 1,” NAS8-37777, Vol. 3, 1989.

2) Shackelford, B., “The Hybrid Propulsion Technology Program Phase 1,” NAS8-37777, Vol. 4, 1989.

3) Kuo, K. K., Lu, Y. C., Chiaverini, M. J., Johnson, D. K., Serin, N., Risha, G. A., Merkle, C. L., and Venkateswaran, S., “Fundamental Phenomena On Fuel Decomposition and Boundary-Layer Combustion Processes with Applications to Hybrid Rocket Motors,” NAS8-39945, 1996.

4) Rajesh, K. K., “Thrust Modulation in a Nitrous-Oxide/Hydroxyl-Terminated Polybutadiene Hybrid Rocket Motor,” 42nd AIAA Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2006-4503, 2006.

5) Pastrone, D., “Approaches to Low Fuel Regression Rate in Hybrid Rocket Engines,” Hindawi Publishing Corporation International Journal of Aerospace Engineering, Vol. 2012, Article ID 649753, 2012.

6) 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.

7) Pilon, B., “Investigation of Injector System and Gas Generator Propellant For Aft-Injected Hybrid Propulsion,” master´s thesis, Carleton University, Canada, 2006.

8) Humble, R. W., Henry, G. N., and

Larson, W. J., “Space Propulsion Analysis and Design,“ McGraw-Hill, lnc., New York, 1995

9) Korting, P. A. O. G., Schoyer, H. F. R., and van der Geld, C. W. M., “On the Use of an Ultrasonic Pulse-Echo Technique for Regression Rate Analysis,” SFCC publication, No. 24, 1987.

10) Sutton, G. P., and Biblarz, O., ”Rocket Propulsion Elements,” 7th Ed., John Wiley & Sons Inc., New York, 2001, pp.579~606.