

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.3.001>

## N<sub>2</sub>O 플라즈마 점화 하이브리드 로켓에 대한 실험적 연구

김명진<sup>a</sup> · 김태규<sup>a,\*</sup>

### Experimental Study of N<sub>2</sub>O Plasma Igniter for PMMA Combustion

Myoungjin Kim<sup>a</sup> · Taegy Kim<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>Department of Aerospace Engineering, Chosun University, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [taegy@chosun.ac.kr](mailto:taegy@chosun.ac.kr)

#### ABSTRACT

In this study, Arc plasma was employed for the thermal decomposition of nitrous oxide(N<sub>2</sub>O). Conventional ignition systems such as torch, spark, and catalyst systems, have disadvantages in that they are not reliable and do not provide rapid responses. Therefore, this study suggests the plasma application of plasma to overcome the problems of conventional ignition methods. A gas temperature and combustion experiment was carried out to investigate the feasibility to a novel igniter. The gas temperature was measured around 960 °C at 1 g/s, 0.7 A at the nearest wall. In addition, a combustion test was successfully conducted in 3.1 sec after the plasma discharge was initiated with a main flow rate of 10 g/s. The energy consumption for ignition was 1,780 J(574 W).

#### 초 록

아산화질소(N<sub>2</sub>O) 열분해를 위해 아크 플라즈마를 이용한 점화 실험을 수행하였다. 기존의 점화기들은 신뢰성 및 즉각적인 응답을 얻기 어렵다는 단점을 해결하기 위한 방안으로 플라즈마를 활용하는 방안을 제시하고자 하며, 점화기로서의 가능성을 보기 위해 가스 온도 측정 및 연소 실험을 수행하였다. 1 g/s, 0.7 A 조건에서 가장 안정적인 방전 특성을 보였으며 이때 측정된 벽면 부근의 온도는 약 960 °C이었다. 이를 바탕으로 하이브리드 로켓 연소 실험을 수행하였다. 플라즈마 방전 이후 약 3.1 sec만에 총 유량 10 g/s의 메인 연소가 성공적으로 이루어졌으며 점화에 필요한 플라즈마 발생을 위한 에너지 소모량은 1,780 J이었다.

Key Words: Nitrous Oxide(아산화질소), Arc Plasma(아크 플라즈마), Catalyst(촉매), Ignition(점화), Hybrid Rocket(하이브리드 로켓)

플라즈마는 제 4의 물질로 알려져 있으며, 용접, 핵융합, 반도체 공정, 유해 배기가스 처리 등 광범위한 산업 군에 걸쳐 적용되어왔다. 용접, 핵융합처럼 고온의 플라즈마는 보통 열 플라즈마(thermal plasma)로 분류된다. 열 플라즈마의 경우 보통 수 암페어에서 많게는 수만 암페어 이상의 전류를 사용하며 보통 아크 플라즈마가 이에 해당된다. 이로 인해 전자 사태가 더욱 격렬하게 발생하여 가스의 온도가 전자 온도와 국부적으로 같아지는 열평형이 발생한다. 반면 반도체 공정 등 상대적으로 고온을 필요하지 않은 플라즈마는 저온 플라즈마(cold plasma)로 분류되며 유전체 장벽 플라즈마를 예로 들 수 있다.

항공 분야에서의 플라즈마의 적용에 대한 연구 또한 활발히 진행되고 있다. 대표적으로 NASA, DLR, JAXA 등 외국의 항공우주기관과 국내 전북대에서는 고온의 아크 제트를 활용하여 우주 비행체의 지구 대기권 진입 시 발생하는 고온의 환경을 모사하는 아크제트 풍동을 개발해 왔다[1-4]. 또한 플라즈마 제트 발생장치를 미사일 등 고속 순항체의 침투부에 배치하여 항력 감소에 대한 연구 또한 진행하였다[5]. NASA에서는 1960년대에 수소 가스를 수송가스로 하는 900~1,000 sec의 비추력을 갖는 인공위성 자세 제어용 아크 제트 추력기를 개발한 사례가 보고되었다[6]. 로켓 혹은 미사일에 적용된 대표적인 사례로는 러시아 RD-0146 엔진의 점화기로 사용된 바가 있다[7]. 그러나 그 외에 로켓 점화 장치로써 플라즈마를 직접적으로 활용한 사례는 많지 않으며, 최근에 미국 유타 주립대에서 arc-tracking 원리를 바탕으로 ABS(acrylonitrile butadiene styrene)를 이용하여 GOX(gaseous oxygen), N<sub>2</sub>O(nitrous oxide)를 이용한 점화 실험을 실시한 바가 있다[8]. 하지만 ABS의 녹는점이 제조사에 따라 상이 할 수 있으나 110 °C도 근방인 점을 고려하면 장기적인 관점에서 재 점화 특성은 낮을 것으로 판단된다. 따라서 본 연구에서는 재 점화가 용이하며 빠른 점화 특성을 가지는 하이브리드 로켓 점화를 위한 플라즈마 점화기에 대한 실험을 진행하였다.

하이브리드 로켓은 액체 혹은 기체상의 산화

제와 고체 연료의 연소로 추력을 발생시키며, 산화제의 유량을 조절하여 추력 제어가 용이하다. 일반적으로 사용되는 산화제는 LOX와 N<sub>2</sub>O이다. 일반적으로 LOX의 경우 질소, 헬륨 등과 같은 비활성 기체로 가압하여 공급을 한다. 하지만 LOX를 저장하기 위해서는 -183 °C의 극저온 환경에서도 작동이 가능한 설비를 구축해야하며 이로 인해 설계과정이 매우 복잡해질 수 있다. 반면 N<sub>2</sub>O의 경우 LOX에 비해 높은 증기압 특성을 가지고 있어 별도의 가압 장치 없이 자체 가압으로도 산화제 공급이 가능하다는 장점이 있다. 또한 취급이 용이하다는 장점을 가지고 있으며 이론상 단일 분해온도는 약 1,640 °C이다. 하지만, N<sub>2</sub>O를 열분해하기 위해서는 온도가 약 570 °C이며 완전한 분해를 위해서는 1,000 °C 이상의 높은 열을 필요로 한다[9]. 또한 높은 활성 에너지를 가지고 있으므로 이를 산화제로 활용하는데 다소 어려움이 있다. 기존의 스파크, 토치 점화의 경우 확실한 점화 열원을 제공하며 빠른 점화시간을 제공하지만 시동 단계에서의 신뢰성의 문제가 있다. 최근에는 루테튬, 이리듐과 같은 귀금속 계열의 촉매를 이용하여 N<sub>2</sub>O를 산화제로 하는 연구가 많이 진행되고 있다[9-11]. 하지만 N<sub>2</sub>O 분해를 위한 촉매 대 예열 시간이 수분에서 수 십 분에 달하며, 지속적인 예열로 인해 촉매 지지대의 내구도 감소 등으로 인해 재시동이 어려울 수 있다.

따라서 본 연구에서는 N<sub>2</sub>O를 산화제 및 플라즈마 발생을 위한 수송가스로 사용함으로써 앞서 언급된 문제점들을 해결하는 대안으로 플라즈마를 이용한 점화 방식을 제안하고자 하며, 로켓 점화 장치로써의 가능성을 보기 위한 기초 연구를 수행하였다.

## 2. 플라즈마 발생 실험

### 2.1 아크제트 발생기

Fig. 1에 아크 제트 발생 장치를 나타내며 N<sub>2</sub>O는 아크 제트 발생기 내부 유로에 수직(normal)한 방향으로 공급된다. 플라즈마 점화기는 core부

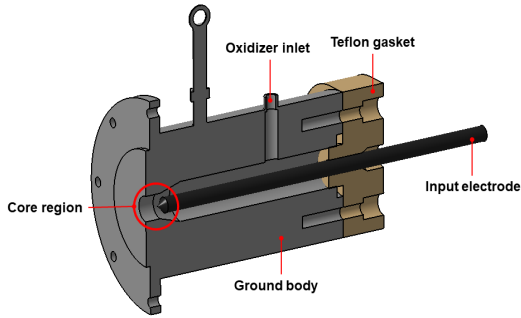


Fig. 1 Design of arc jet generator.

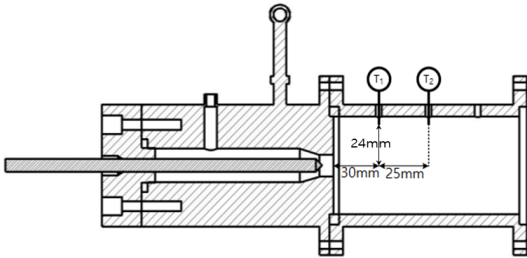


Fig. 2 Location of thermocouple for gas temperature measurement.

에 고온의 열이 발생한다. 특히, 아크 플라즈마 발생 시, input electrode 부분에는 전자 2차 방출 및 높은 포텐셜을 가지므로 ground에 비해 고온이 발생된다. 따라서 input electrode는 고온에 의한 삭마를 고려하여 금속계열 중에서 녹는 점이 높은 텅스텐 재료의 전극 봉(input electrode)을 제작하였다. 또한, 플라즈마는 일반적인 물질에 비해 높은 전기 절연성을 가지는 기체들을 통과하여 전기가 흐르기 때문에 유량이 높아질수록 저항이 높아져 전류를 흘리기 위해 요구되는 전압이 높아진다. 일반적으로 플라즈마 방전과 관련된 파셴 법칙(Paschen's law)을 Eq. 1에 나타내었다.

$$V_B = \frac{Bpd}{\ln(Apd) - \ln\left[\ln\left(1 + \frac{1}{\gamma_{se}}\right)\right]} \quad (1)$$

위 식에서 각각,  $V_B$ 는 플라즈마를 개시하는 절

Table 1. Power consumption for plasma gas temperature measurement.

$\dot{m}$ (g/s)	$I_{RMS}$ (A)	$V_{RMS}$ (V)	$P_{RMS}$ (W)	$\Delta P_{rms}$
0.5	0.5	700 ~ 900	350 ~ 450	100
	0.6	700 ~ 1100	300 ~ 660	160
	0.7	800 ~ 1200	560 ~ 840	280
1	0.5	800 ~ 970	400 ~ 485	85
	0.6	700 ~ 920	420 ~ 552	132
	0.7	810 ~ 1000	567 ~ 700	133

연 파괴전압(breakdown voltage),  $\gamma_{se}$ 는 플라즈마 방전으로 인해 발생한 전자가 주변 벽면부와 충돌할 때 방출되는 이차 전자 방사 계수,  $A$ 와  $B$ 는 이온화 계수이며 실험적으로 구할 수 있는 것으로 알려져 있다. 하지만 현재까지 N<sub>2</sub>O에 관한 계수들은 없는 것으로 판단되었기에 보유하고 있는 1 kW급 교류 파워 서플라이의 성능을 고려하여 전극간격은 input electrode의 tip 부분과 ground body의 최소 거리로 정하였으며 간격은 2 mm이다. 그리고 input electrode와 ground body간의 전기적 절연을 위해 후단부에 테프론 가스켓을 배치하였다. 실험 순서는 0.5 g/s 0.5, 0.6, 0.7 A순으로 진행하였으며 이후 1 g/s 조건에서도 동일 순으로 진행되었고 모두 동일 전극 봉을 사용하였다.

## 2.2 아크 제트의 가스 온도 측정

아크 방전의 경우 유전체 장벽 플라즈마, 글로우 방전에 비해 낮은 전압을 요구하며 인가 전류에 따라 스트림의 굵기가 변하며 수송가스로의 열 전달량 또한 달라진다. 따라서 아크 제트를 점화원으로 사용하기 위해 N<sub>2</sub>O를 수송가스로 하여 아크 제트를 발생시켰을 때의 온도 변화를 측정하였다.

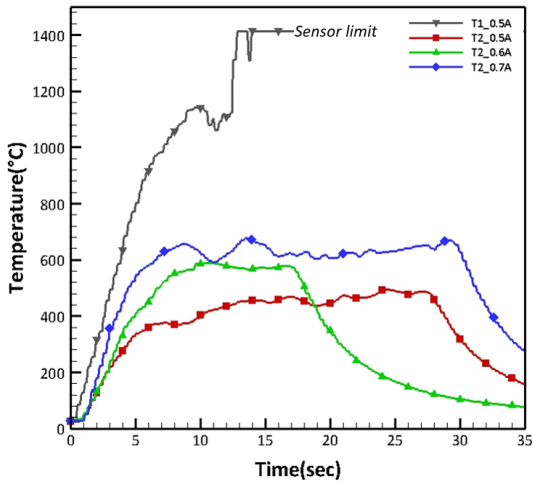


Fig. 3 Temperature profile at 0.5 g/s condition.

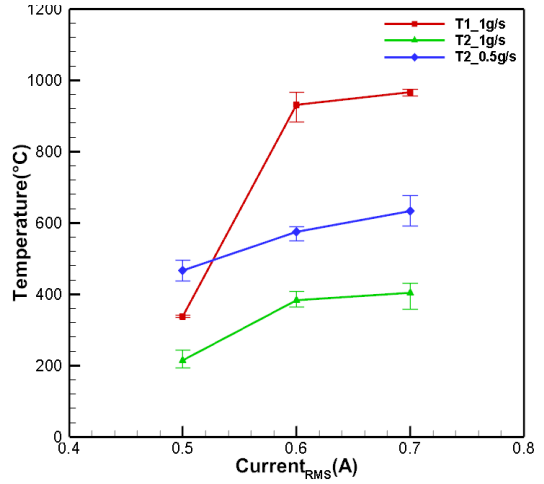


Fig. 5 Current dependent temperature profile.

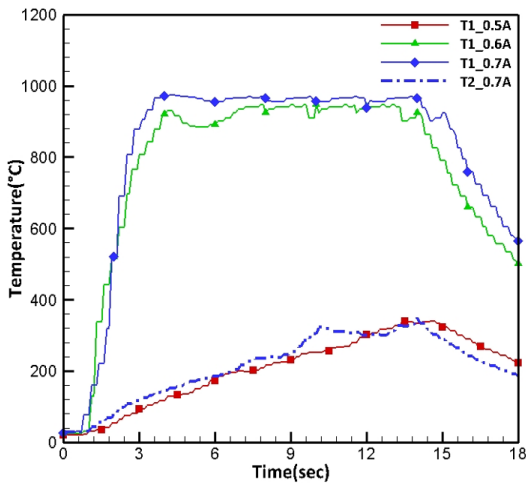


Fig. 4 Temperature profile at 1 g/s condition.

Fig. 2에 K-type 열전대를 이용하여 가스 온도를 측정할 센서의 위치를 나타내었다. 이때, 플라즈마 방전으로 인한 전자가 제트를 따라 이동할 경우에 센서 오류로 인해 측정이 어려울 수 있다. 이를 방지하기 위해 센서는 원주 방향으로 24 mm, 노즐 출구로부터 축 방향으로 T1, T2는 각각 30 mm, 55 mm 위치에서 측정하였다. Table 1에 각 케이스별 전원 인가 값을 나타내었다. 0.5 g/s 조건에서의 온도를 Fig. 3에 나타내었으며 0.5 ~ 0.7 A 조건에서 모두 T1의 온도는 1,300 °C 이상으로

추측되었다. 그 이유는 초기 약 10초간 정상적으로 측정이 되었으나 이후 사용된 온도 센서의 측정범위를 벗어나는 결과를 보여주었기 때문이다. T2에서는 0.7 A 조건에서 평균 660 °C로 가장 높았다. 1 g/s 조건을 Fig. 4에 나타내었으며 T1에서 평균 970 °C, T2에서 320 °C이었다. 이때, 아르곤을 수송가스로 하였을 때 온도 측정 실험을 수행한 실험 결과에 따르면 유량이 2배 증가 하였음에도 불구하고 상압에서의 전력 소모량의 차이는 4% 정도로 나타났으며 실제 본 실험에서도 그 차이는 크지 않았다[12]. 이를 바탕으로 유량 변화에 따른 플라즈마 방전에 소모된 전력량이 동일한 조건이라고 가정하였을 때 유량 변화로 인한 측정 온도 차이가 발생한 이유는 동일한 열량이 공급 되었을 때 열용량이 더 큰 저유량이 온도 상승이 유리하기 때문이다. 방전의 안정성을 확인하기 위해 최대 소모 전력 값과 최소 소모 전력 값의 차이( $\Delta P_{rms}$ )를 확인하였다. 0.5 g/s의 유량에서는 전압 변동이 1 g/s 보다 컸으며 이는 방전이 불안정함을 의미한다. 일반적으로 방전 불안정성은 다음 세 개의 경우에서 발생할 수 있는데, 1) 고온에 노출된 전극의 삭마 및 이로 인해 생성된 전극 표면의 soot가 전극의 전기적 특성 변화를 야기함으로써 플라즈마 발생 위치가 일정 하지 않는 경우, 2) 실험이 지속 될수록 core영역의 온도 상승으로 인한 분

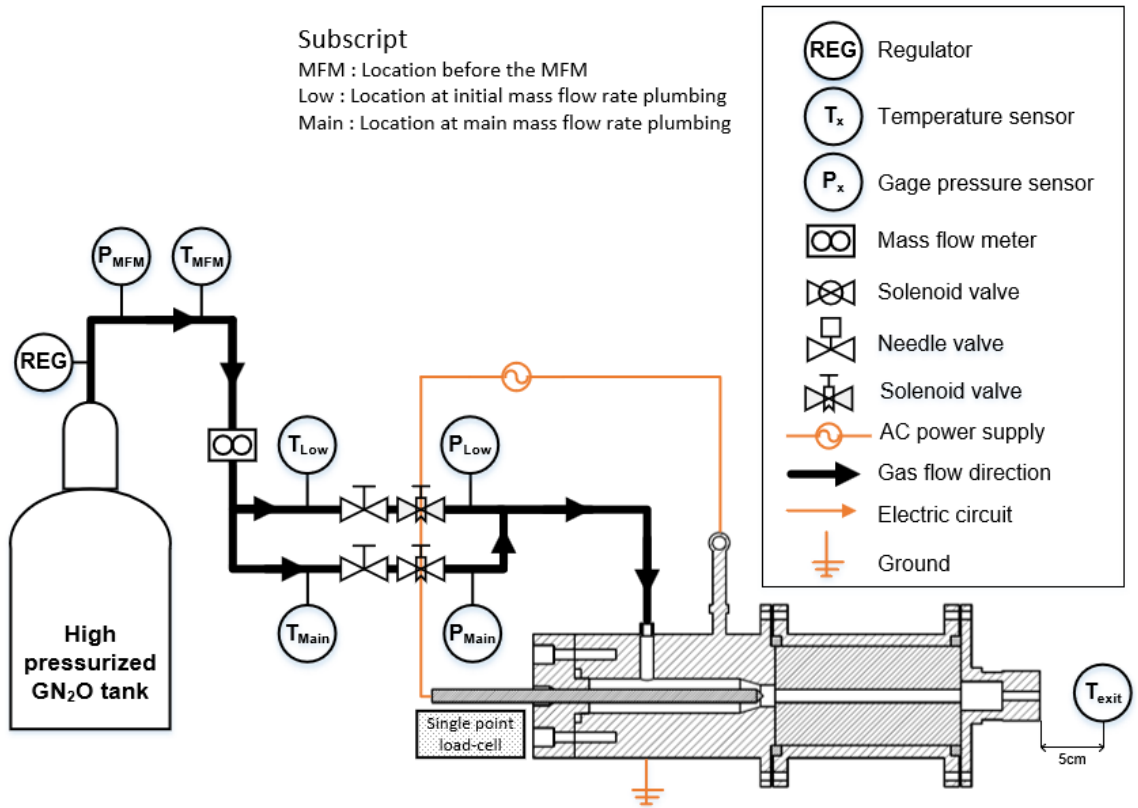


Fig. 6 Schematic of HRM firing test set - up.

자 내부 에너지 증가가 분자간의 충돌 횟수를 높여 이온화 농도가 상승하는 경우, 3) 동일한 유로에서 유량이 증가할 경우 빨라진 유속으로 인한 안정성 증가 효과로 볼 수 있다. 본 실험 케이스의 경우 실험 과정 동안 동일한 전극 봉을 사용했음에도 불구하고 0.5 g/s 실험 이후의 1 g/s 유량에서 전압 변동이 더 낮았으며, Fig. 3의 0.6 A 실험 시간은 Fig. 4의 0.5 ~ 0.7 A 실험 시간과 비슷하지만 변동이 더 높은 것으로 보아 3)의 원인으로 인한 것으로 판단하였다. Fig. 5에 인가 전류에 따른 온도 변화를 나타내었으며, 1 g/s의 경우 약 0.6 A에서 급격한 온도 증가를 확인 할 수 있다. 이를 바탕으로 아크 플라즈마의 열을 이용한 N<sub>2</sub>O분해를 위해 최소 0.6 A 이상의 전류가 인가되어야 할 것으로 판단 되었으며, 연소 실험을 위한 안정적인 열원 및 전원 공급을 위한 변수는 Fig. 3 ~ 5를 바탕으로 1

g/s에 0.7 A으로 선정하였다.

### 3. 점화 실험

#### 3.1 하이브리드 로켓 연소 실험

점화 및 연소 실험을 위한 설비를 Fig. 6에 나타내었다. 실험에 사용된 산화제는 N<sub>2</sub>O이며, 레귤레이터를 통해 공급압력을 29 barG로 설정하였다. 유량은 니들 밸브를 이용하여 조절하였으며, 질량 유량계를 이용하여 산화제 유량을 측정하였다. 산화제 공급 배관은 초기 플라즈마 발생 및 착화를 위한 저유량 배관과 주 연소를 이루기 위한 메인 유량 배관을 각각 배치하였다. 또한, 일반적으로 챔버에 추진제를 공급할 때 stainless steel 관을 이용하는 게 보편적이나, 파워 서플라이에서 발생하는 전원이 플라즈마 발

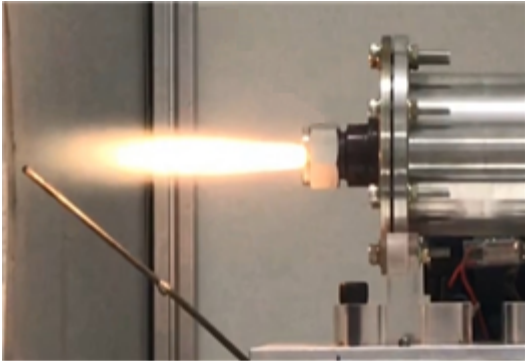


Fig. 7 Plasma assisted HRM hot - firing test.

생부를 따라 후단에 배치되어 있는 각종 센서들과 전자 장치에 인가될 경우 장비들의 고장을 야기할 수 있다. 따라서 전기 절연 특성을 가지면서 충분히 챔버 압력을 견딜 수 있는 테프론 재질(파괴 압력  $\approx 67$  barG)의 튜브를 이용하여 플라즈마 발생부에 산화제를 공급하도록 하였다. 아크 제트 발생장치의 압력( $P_c$ )은  $P_{low}$ ,  $P_{main}$ 의 산술평균값으로 측정하였다. 실험은 PMMA (poly-methyl-methacrylate)를 고체 연료로 선정하였으며 1 g/s의 산화제 공급을 통해 아크 제트 발생 및 초기 점화를 실시하였다. 기존의 실험 결과를 바탕으로, 약 150 ~ 200 °C 근방에 도달하였을 때 착화가 된 것으로 판단하고 방전 종료 직후 10 g/s의 메인 유량을 공급하였다 [13].

### 3.3 점화 실험 결과

Fig. 7에 연소 실험을 수행한 화염 사진을 나타내었으며 Fig. 8, 9에 각각 시험 시간 동안의 온도, 압력, 추력 곡선 및 플라즈마 방전 시간 동안의 온도, 압력 곡선을 나타내었다. 아크 제트 발생기에서의 압력은 평균 8.85 barG이었으며 측정된 추력은 16 N이었다. 플라즈마 방전 개시 여부는 노즐 출구에서 5 cm 떨어진 지점에 위치한 온도 센서의 데이터가 상승하기 시작하는 시점부터( $t = 3.8$  sec) 약 3 sec 동안 지속되었으며 0.5 barG 정도의 압력 상승이 있었으나 앞선 실험과 비교하였을 때 소모 전력 변화는 거의 없었다. 이점은 방전이 안정적으로 발생 한

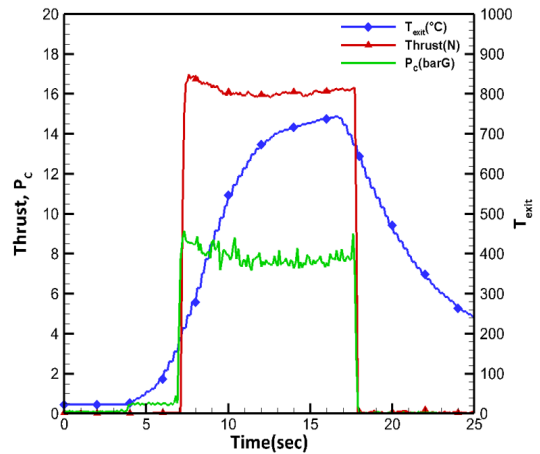
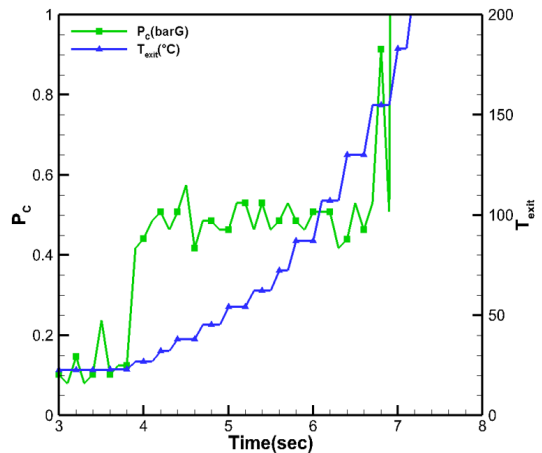


Fig. 8 Result of HRM firing test.

Fig. 9 Expanded view from  $t = 3$  sec to 8 sec.

것으로 볼 수 있다. 아크 제트 발생기 압력을 연소 압력이라 가정하였을 때 특성 속도 효율은 약 70% 수준이었다. 일반적인 하이브리드 로켓의  $\eta_{c*}$ 가 95%를 상회하는 결과를 보인다는 점을 보면 다소 낮은 수치이다[10,13]. 그 이유는 본 실험에 사용된 하이브리드 로켓은 후기 연소실이 없는 노즐 부를 사용하였는데, 이로 인해 미연물들이 후단에서 반응을 하지 못하고 바로 노즐을 통과하였기 때문인 것으로 판단되었다. 그리고 본 실험에서의 산화제 질량 플럭스 값은 약 32 g/cm<sup>2</sup>·s인데, 이 영역에서 저주파 chuffing 현상이 발생되어 초기 착화 시퀀스 단계에서 액

화된 고체 연료 표면이 갑작스러운 메인 유량 공급으로 인해 액화된 영역이 break - off 되며 연소 불안정성이 발생한다는 연구 결과를 미루어 보아 플라즈마 점화기의 방전 특성으로 수행된 점화 시퀀스의 영향으로 인해 다소 연소 효율이 낮은 것으로 판단되었다[14].

#### 4. 결 론

본 실험을 통해 로켓 추진기관의 점화기로써 플라즈마 점화 장치의 가능성을 보기 위한 기초 실험이 수행되었다. 유속이 빠를수록 방전 안정성이 높았으며 고체 연료를 연소시키기 위한 충분한 열원 또한 발생시켰다. 또한, 하이브리드 로켓에 적용하여 연소 실험 또한 진행하였으며 약 3 sec 동안 방전을 실시하였으며 이때 소모된 총 에너지는 1,780 J이었다. 이후 메인 유량 공급을 통해 16 N 추력을 발생시키는 주 연소를 성공적으로 수행하였다. 향후 N<sub>2</sub>O를 수송가스로 하는 플라즈마 점화기의 가압 상태에서의 방전 특성의 실험이 수행된다면 착화 유량과 메인 유량의 차이를 줄임으로써 현재 추측되는 chuffing 현상을 방지 할 수 있을 것이라 사료된다. 또한 액체에서도 플라즈마 발생이 가능한 점으로 미루어 보았을 때, 비록 잠열 흡수 과정에서 에너지가 더 소모될 것으로 보이나 미립화된 액상 N<sub>2</sub>O에도 충분히 응용이 가능할 것으로 보인다.

#### References

1. Marren, D., and Lu., F., *Advanced hypersonic test facilities.*, Progress in Astronautics and Aeronautics, U.S.A., Ch. 10, September 2002
2. Esser, B. and Gülhan, A., "Flow Field Characterization of DLR's Arc Heated Facilities L2K and L3K," *Proceedings of the 3rd European Symposium on Aerothermodynamics for space vehicle*, Noordwijk, Netherlands, ESA SP-426, November 1998.
3. Shimoda, T. and Yamada, K., "Arc Heating Wind Tunnel Facility in ISAS/Japan and the activity to update and improve it for Further Sample Return Missions," *46th International Conference on Environmental Systems*, Vienna, Austria, ICES-2016-078, July 2016.
4. Hong, B.G., Kang, B.R., Choi, J.C. and Oh, P.Y., "Characteristics of a plasma wind tunnel for the development of thermal protection materials," *The Aeronautical Journal*, Vol. 121, No. 1240, pp. 821-834, 2017.
5. Kang, S.W., Choi, J.I., Lee, J.C., and Huh, H.I., "Fundamental experiments of drag reduction for a high speed vehicle using plasma counterflow jets", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 6, pp. 57-63, 2017
6. Wallner, L.E. and Czika, J. Jr., "Arc jet thruster for space propulsion," NASA TN D-2868, 1965.
7. Rachuk, V. and Titkov N., "The First Russian LOX-LH2 Expander Cycle LRE: RD0146," *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, C.A., U.S.A., AIAA 2006-4904, July 2006.
8. Whitmore, S.A., Inkley, N.R. and Merkley, D.P., "Development of a Power Efficient, Restart-Capable Arc Ignitor for Hybrid Rockets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No.6, pp. 1739-1749, 2015
9. Zakirov, V., Sweeting, M., Goeman, V., Park, W. and Lawrence, T., "Surrey Research on Nitrous oxide Catalytic Decomposition for Space Applications," *Proceedings of the 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite*, SSC00-XI06, 2000.
10. Lohner, K., Dyer, J., Doran, E., Dunn, Z.,

- Krieger, B., Decker, V., Wooley, E., Sadhwani, A., Cantwell B. and Kenny, T., "Design and Development of a Sub-Scale Nitrous Oxide Monopropellant Gas Generator," *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Cincinnati, O.H., AIAA 2007-5463, July 2007
11. Wilson, M.D., Eilers, S.D. and Whitmore, S.A., "Catalytic Decomposition of Nitrous Oxide Monopropellant for Hybrid Motor Re-Ignition", *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Atlanta, Georgia, U.S.A., AIAA 2012-4305, August 2012.
12. Kang, S.H., "Experimental study on high pressure plasma torch for multiple ignition of liquid rocket engines", *2014 KSPE spring conference, Seoul, Korea*, pp. 565-570, May 2014
13. Lohner, K., Dyer, J., Doran, E., Dunn, Z. and Zilliac, G., "Fuel regression rate characterization using a laboratory scale nitrous oxide hybrid propulsion system," *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, C.A., U.S.A., AIAA 2006-4671, July 2006.
13. Kim, M.J., Choi, W.J., Bae, G.S., Kim, T.G., "N<sub>2</sub>O - PMMA ignition assisted with plasma", *2018 KSPE spring conference*, Jeju, Korea, pp. 484-486, May 2018
14. Kuo, K. K., and Chiaverini, M.J., *Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion*, Progress in Astronautics and Aeronautics, U.S.A., Ch. 9, July 2007