

N₂O 촉매 분해를 이용한 하이브리드 로켓 자연 점화 연구

용승주* · 김태규**

Study on Auto Ignition of Hybrid Rocket Using N₂O Catalytic Decomposition

Sung Ju Yong* · Taegy Kim**

ABSTRACT

Auto ignition of hybrid rocket using N₂O catalytic decomposition was studied in the present study. The hybrid rocket consists of catalytic igniter, solid fuel, combustor, and nozzle. The Ru/Al₂O₃ catalyst for N₂O decomposition was synthesized by an impregnation method, and N₂O conversion as reaction temperatures was measured. The temperature change of the catalytic igniter was measured at the operating condition, and the possibility for the auto ignition of hybrid rocket was validated.

초 록

이 연구에서는 아산화질소의 촉매 분해를 이용한 하이브리드 로켓의 자연 점화에 관한 연구를 수행하였다. 하이브리드 로켓은 촉매 점화기, 고체연료, 연소기, 노즐로 구성하였다. 아산화질소를 분해하기 위해 Ru 촉매를 Al₂O₃ 지지체에 함침법을 이용하여 담지하였고, 제조된 촉매의 반응온도에 따른 아산화질소 분해율을 측정하였다. 촉매 점화기의 작동조건에 따른 온도변화를 측정하였고, 하이브리드 로켓의 자연 점화에 대한 가능성을 확인하였다.

Key Words: Nitrous oxide(아산화질소), 하이브리드 rocket(하이브리드 로켓), Catalytic ignitor(촉매 점화기), Propellant decomposition(추진제 분해)

1. 서 론

하이브리드 로켓은 미사일이나 우주 발사체 활용에 있어서 많은 장점을 가지고 있다. 먼저

고체 로켓보다 높은 비추력(specific impulse)을 가지고 있으며, 액체 추진기관보다 높은 밀도-비추력을 가지고 있다. 안전성면에서는 추진제와 산화제가 따로 분리 저장되어 있어 높은 안전성을 갖추고 있다. 또한 산화제의 유량을 조절함으로써 추력제어가 가능하여 다양한 임무 수행이 가능하며 다양한 연료를 사용할 수 있다는 장점을 가지고 있다.

* 조선대학교 항공우주공학과

** 조선대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: taegy@chosun.ac.kr

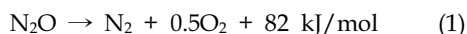
하이브리드 로켓의 산화제는 액화산소(LOX) 혹은 아산화질소(N₂O)가 주로 사용된다. N₂O는 일반적인 구조용 재료와 반응하지 않으며 삼중점(-90.8°C)과 열분해온도(520°C) 사이의 넓은 범위에서 사용이 가능하다. 또한 21°C에서 52bar의 압력 하에 액화시킬 수 있어 저장성 또한 우수하다. 현재 상용화 되어있는 산화제인 액화산소(LOX)에 비해 저장밀도는 낮지만, 자체 가압특성으로 추진제 공급 장치가 필요 없으므로 낮은 저장밀도를 보완할 수가 있다[1]. Table 1에 N₂O의 물리적 특성을 나열하였다.

Table 1. Properties of nitrous oxide

Properties	Values
Molecular weight	44.013 kg/kgmol
Vapor pressure	52 bar at 21 °C
Density	745 kg/m ³ at 52 bar
Critical point	71.6 atm/36.57 °C
Triple point	0.867 atm/-90.68 °C
Thermal decomposition temperature	> 520 °C

하이브리드 로켓의 점화에 사용 중인 스파크 점화방식의 경우 산화제의 유동량에 따라 스파크 크기의 크기를 조절해 주어야 하고, 점화 플러그 주위의 온도도 제어해 주어야 한다. 또한 불완전 연소가 되지 않도록 산화제의 예혼합을 잘 시켜야 한다. 이외에도 많은 제한 조건이 따르기에 스파크 점화 방법은 실패할 가능성이 높다.

N₂O는 Eq. 1과 같은 화학반응을 통해 질소와 산소로 분해되고, 82 kJ/mol의 열을 발생한다. 분해반응을 통해 고온의 가스를 발생하기 때문에 다양한 추진 장치에 응용할 수 있다[2].



N₂O의 단일분해 온도는 1640°C이다. 열손실을 고려해도 1000°C 이상 상승한다. 1000°C 이상 상승한 산화제는 고체연료의 점화온도 이상 도달

하여 자연점화시킬 수가 있다. 때문에 점화실패 가능성이 낮다. 또한 고온 고압의 가스를 점화기에 이용하기 때문에 외부의 영향에 크게 상관없이 점화시킬 수가 있다는 장점이 있다. 이에 본 연구는 신뢰성이 확보된 촉매점화기에 대한 연구를 수행하였다.

2. 실험 준비

2.1 촉매합성

N₂O 분해에 사용되고 있는 귀금속 촉매로는 Pt, Rh, Ru, Pd, Ir 등이 있고, 산화금속으로는 CaO, Fe₂O₃, CuO, Cr₂O₃ 등이 있다[3]. 이 촉매를 지지체에 담지하면 기계적, 열적, 화학적 안정성을 높아진다.[3] 기존에 연구된 촉매들은 낮은 농도의 N₂O를 분해하는데 이용되었기에, 추진제로써 사용을 위해 100% N₂O의 촉매 분해 연구가 수행되어야 한다. 따라서 본 연구에서는 Ru를 촉매로 선정하였고, 촉매 지지체로는 열적 안정성과 표면적이 넓은 Al₂O₃를 사용했다. 촉매 전구체로는 RuCl₃를 사용하였고, 함침법을 이용하여 Al₂O₃ 지지체에 담지했다[4]. Fig. 1은 촉매를 담지하기 전의 Al₂O₃와 담지한 후의 촉매를 보여주고 있다.

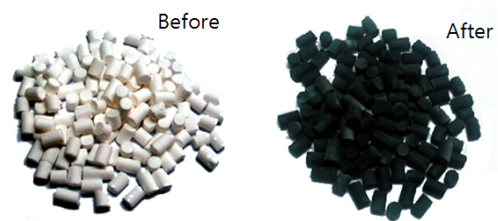


Fig. 1 Ru/Al₂O₃ catalyst for N₂O decomposition

2.2 촉매 점화기 스텐드 구축

하이브리드 추력기 연구에 앞서 담지한 촉매의 성능 평가를 위해 Fig. 2와 같은 촉매 점화기 시험 장치를 구성했다. 5개의 온도센서와 2개의 압력센서가 부착된 반응기의 부피는 30 cm³이고 15 g의 촉매가 채워진다. 공압 밸브를 사용하여 N₂O를 공급하였고, 추력기 앞쪽에 설치된 히터

를 통하여 N_2O 분해에 필요한 초기 온도 조건을 위하여 예열하였다.

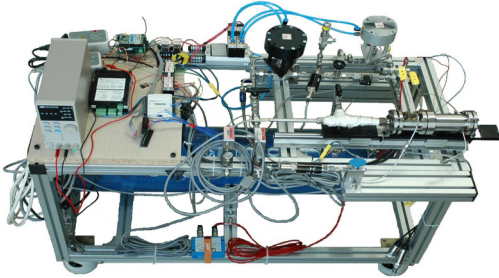


Fig. 2 Nitrous oxide monopropellant experimental test facility at Chosun University

2.3. 하이브리드 추력기 설계 및 제작

이 연구에서 N_2O 촉매 점화기를 검증하기 위한 하이브리드 추력기는 두 부분으로 나누어져 있다. 첫 번째 부분은 촉매 점화기 부분으로 외경 5cm, 내경 3cm, 길이 5cm 이며 부피는 약 $40cm^3$ 로 20g의 촉매가 들어갈 정도의 크기다. 입구와 출구부분에 온도센서를 부착하고 중앙에 압력센서를 부착하였다. 두 번째 부분은 고체연료 케이스가 들어가는 연소기 부분이다. 촉매 점화기와 같은 외경 5cm, 내경 3cm, 길이 9.5cm 이며 부피는 약 $65cm^3$ 이다.

이 연구에는 후퇴율(Regression rate)이 우수한 것으로 알려진 파라핀을 고체연료로 사용하였다. 연소기 부분에는 Fig. 3과 같은 형태의 파라핀으로 만들어진 고체연료가 들어간다. 입구와 출구부분에 온도센서가 부착되고 출구쪽에 압력센서가 부착된다. 부착되는 온도센서와 압력센서의 위치는 Fig. 4에 나타내었고, 이를 기반으로 제작한 추력기를 Fig. 5에 보여주고 있다.



Fig. 3 The shape of paraffin fuel

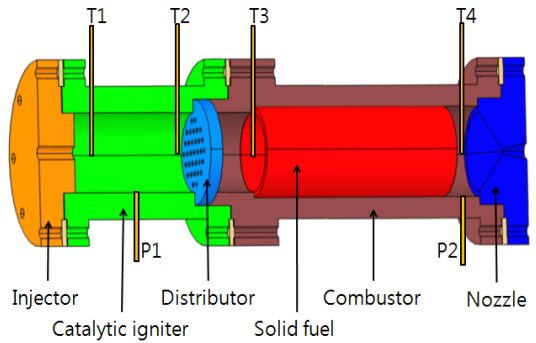


Fig. 4 Design of a hybrid rocket and Sensor location

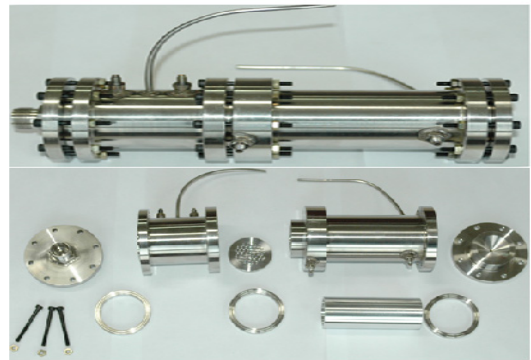


Fig. 5 Produced by a hybrid rocket literacy

3. 결과 및 토론

3.1 추진제 분해 촉매

Figure 6는 100% N_2O 를 흘렸을 때, Ru/Al_2O_3 촉매의 반응온도에 따른 전환율을 보여주고 있다. N_2O 의 전환율은 온도가 높을수록 증가하였고, 80%이상의 전환율을 얻으려면 $300^\circ C$ 정도 예열을 해주어야 된다. $217^\circ C$ 에서 27%의 전환율을 얻었지만, 점화기에 적용할 경우 현열(sensible heat)과 열손실 때문에 초기 촉매 온도는 더욱 높게 설정해야한다.

3.2 촉매 점화기 성능평가

N_2O 의 공급압력을 약 3 bar로 고정 시켰을 때의 시간에 따른 챔버 압력변화를 Fig. 7에 나타냈다. 또한 N_2O 를 공급했을 때 챔버의 온도 변화는 Fig. 8에 나타내었다.

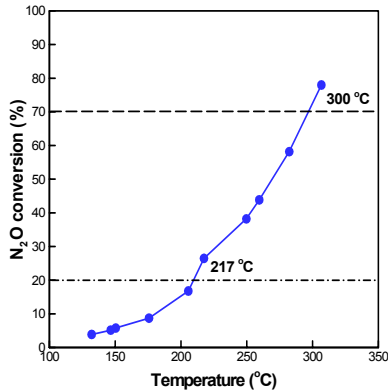


Fig. 6 N₂O conversion as a function of reaction temperature on Ru/Al₂O₃ catalyst

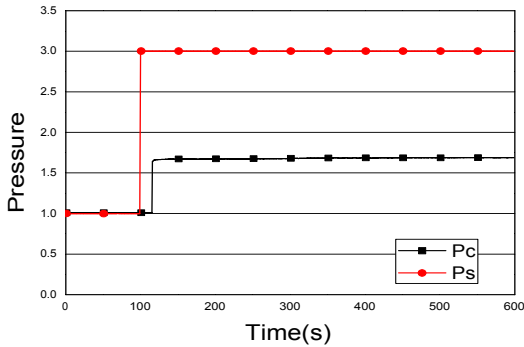


Fig. 7 Pressure variation during a hot fire testing of the catalytic igniter

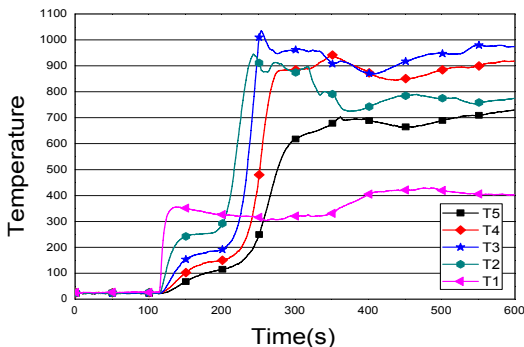


Fig. 8 Temperature variation during a hot fire testing of the catalytic igniter

N₂O를 공급 한 후 약 100 초 후면 1000 °C 이상 상승하는 것을 Fig. 8에서 확인할 수 있다.

본 연구에 사용한 과라핀의 인화점(Flash point)은 242°C 이기 때문에 1000°C 이상 상승하는 촉매 점화기의 경우 하이브리드 추력기의 점화기로서 충분히 사용할 수 있음을 확인했다.

4. 결 론

하이브리드 로켓의 자연 점화를 위해 N₂O 촉매 점화기에 대한 연구를 수행하였다. 고유량의 N₂O를 분해할 수 있는 촉매 개발을 위해 Ru 촉매를 Al₂O₃ 지지체에 함침법을 이용하여 합성하였다. 촉매 점화기의 성능시험 결과, 짧은 시간에 1000 °C 이상의 반응온도를 얻을 수 있었으며, 자연점화가 가능함을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. Zakirov, V. and Sweeting, M., "Nitrous as a Rocket Propellant," Acta Astronautica Vol. 48, No. 5-12, 2001, pp. 353-362
2. 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, July 2007
3. Kapteijn, F., Rodriguez-Mirasol, J. and Moulijn, J. A., "Heterogeneous catalytic decomposition of nitrous oxide," Applied Catalysis B: Environment, Vol. 9, 1996, pp. 25-64
4. 용승주, 박대일, 김태규, "아산화질소 촉매 분해 특성 연구," 한국추진공학회 2009년도 추계학술대회, 2007, pp. 58~61.
5. 김태규, 용승주, 박대일, "추진제 응용을 위한 아산화질소의 촉매 분해 특성연구" 한국항공우주학회 논문집, 제38권, 4호, 2010, pp. 369~375.