

하이드라진 분해촉매 연소성능 시험

이재원* · 장기원* · 이해현* · 유명종** · 이균호**

Hot-fire Performance Test of Hydrazine Decomposition Catalyst

Jae-Won Lee* · Ki-Won Jang* · Hae-Heun Lee* · Myoung-Jong Yu** · Kyun-Ho Lee**

ABSTRACT

Firing performance test of hydrazine decomposition catalyst which is used in mono-propellant thruster of satellite and launcher was performed. Equipment for catalyst test was developed and with this equipment reaction delay time, catalyst activity, granule stability of the catalyst firing performance was measured and analyzed.

초 록

위성 및 발사체의 자세제어용으로 사용되는 단일 추진제 추력기에 사용되는 하이드라진 분해 촉매의 연소성능을 실제 연소시험을 통하여 확인하였다. 촉매연소성능을 확인하기 위한 촉매 시험 장치를 설계/제작하여 국산화하였으며 이를 통하여 하이드라진 분해촉매의 연소지연시간, 촉매활성도, 촉매안정도의 촉매 연소특성을 평가, 분석하였다.

Key Words: Hydrazine Decomposition Catalyst(하이드라진 분해촉매). Monopropellant Thruster(단일추진제 추력기), Firing Performance(연소성능)

1. 서 론

위성 및 발사체에서 자세제어 및 궤도 전이를 위하여 사용 되는 화학식 추력기는 사용되는 추진제에 따라 이원추진제 추력기 (Bi-propellant Thruster) 및 단일 추진제 추력기(Mono propellant Thruster)로 구분된다. 추진제와 산화제를 분사한 후 점화하는 이원추진제 추력기

에 비하여 단일 추진제 추력기는 액체 추진제와 촉매와의 접촉 분해반응을 통하여 발생하는 가스의 팽창으로 추력을 생성하므로 그 신뢰도와 편리성으로 인하여 오늘날 가장 많은 분야에서 사용되어오고 있다.

단일 추진제 추력기에 있어서 그 성능을 결정 짓는 가장 중요한 요소는 촉매의 성능이다. 실제로 단일 추진제 추력기의 사용에 있어서 추진 시스템의 수명을 결정하는 주된 요인 중 하나가 추력기 촉매의 수명이 되기도 한다.

본 논문에서는 촉매의 연소성능특성을 평가하기 위한 촉매시험장치의 개발과 촉매 시험 장치를

* (주)한화 대전공장 개발부
연락처, E-mail : cfdljw@hanwha.co.kr
** 한국항공우주연구원 위성초기기술그룹

통하여 위성용 추력기에 사용되는 이리듐 촉매의 연소성능 특성에 대하여 살펴보았다.

2 본 론

2.1 Hydrazine 분해촉매 성능 특성

위성용 추력기에 사용되는 이리듐 촉매는 일반적으로 촉매 담체인 알루미늄(Al_2O_3)와 이를 둘러싼 이리듐 촉매금속(Ir)으로 이루어져 있다. 담체인 알루미늄은 조성, 표면적, Bulk Density, Pore Volume에 의하여 성능을 규정하며 촉매 자체의 성능은 다음의 항목에 따라 그 성능이 평가 된다. 그 항목 및 평가방법을 살펴보면 다음의 Table 1.과 같다.[1]

Table 1. 촉매의 기본 물성 항목

| 항목 | 방법 |
|---------------------------|---------------------|
| Chemical Composition | PIXE, EDX, ICP-AES |
| Surface Area | BET |
| Crushing Strength | Instron |
| Specific Pore Volume | BET |
| Pore Size Distribution | BET |
| Supports Structure | XRD, TEM, SEM |
| Amount of Active Material | H_2 Chemisorption |
| Total Surface Area | BET |
| Active Material Area | BET |
| Thermal Shrinkage | TEM |

2.2 촉매의 연소성능

촉매의 성능 요구 조건 중 연소성능 특성은 크게 3가지로 구분 될 수 있다.[2]

2.2.1 촉매연소지연시간(Reaction Delay Time)

촉매의 연소지연시간은 연료가 반응기의 injector에 도달한 시간으로부터 연소 챔버 내의 압력이 급격하게 상승할 때 까지의 시간으로 정의한다. 일반적으로 촉매대 하단에서 압력이 정상상태압력의 1%까지 도달할 때까지의 시간으로 정의한다.

2.2.2 촉매안정도(Catalyst Stability)

Firing 시험 후 촉매대에 남아있는 촉매의 양을 계량하여 이를 시험전 촉매대의 촉매량과 비교한다. 이때 손실되는 무게차가 촉매의

Loss+Fine 값이 된다.

2.2.3 촉매 활성도(Catalyst Activity)

촉매의 활성도는 두가지 방법으로 정의될 수 있다. 첫 번째는 촉매대 outlet(또는 wall)의 온도를 측정하는 방법이고 다른 한 가지는 정해진 양의 연료를 공급했을 때 촉매대에서 발생하는 Gas의 량(volume)을 측정하는 방법이다. 본 시험에서는 촉매대 wall의 온도를 측정하는 방법을 사용하였다.

2.3 촉매연소성능 평가 장치 설계 및 제작

2.3.1 추진제 공급 장비 (Propellant Supply System)

추진제 공급 장치는 촉매대에 추진제를 공급하고 공급되는 압력 및 공급유량을 측정하는 장치로 하이dra진 추진제를 안전하게 장비에 충전하고 배출할 수 있어야 하며, 반응시험 시 사용되는 추진제의 량을 유량계를 이용하여 측정한다. 또한 압력 변환기를 이용하여 촉매반응기로 유입되는 압력을 계측함으로써 유량의 제어를 가능하게 한다. 다음의 Fig. 1은 추진제 공급 장치의 형상을 나타낸다.

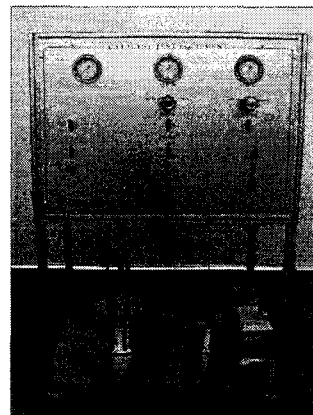


Fig. 1. Propellant Supply System

2.3.2 반응기(Reactor)

촉매의 연소성능평가에 있어서 반응기의 설계는 가장 중요한 변수이다. 반응기의 구조는 연료의 유량을 제어하고 추진제를 촉매대에 공급하기 위한 주입기(injector), 촉매를 충전하고 반

응 시 압력을 형성하는 촉매대(catalyst bed), 그리고 촉매대의 압력을 유지하기 위한 노즐(nozzle)로 구성되어있다. 반응기의 재질은 Haynes 25라는 특수내열합금을 사용하여 고온에서 촉매대의 압력을 견디도록 제작되었다. Fig. 2는 본 시험에서 사용된 반응기의 형상을 나타낸다.

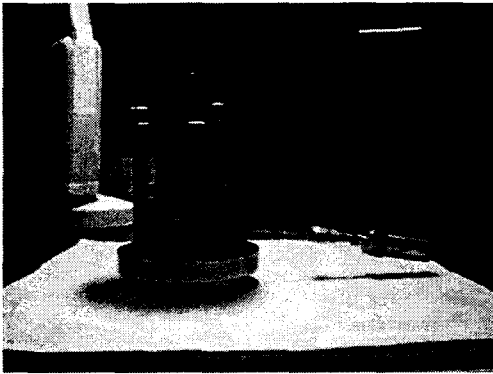


Fig. 2. Reactor

특히 주입기를 설계하는데 있어서 가장 중요한 요소는 주입기를 통과하는 연료의 압력강하로 이는 시험 시 촉매대에서 형성된 압력이 추진제 공급라인으로 역류되는 현상을 방지하고 촉매가 안정된 반응을 하기 위한 것이다. 주입기의 설계는 식 1에 의하여 촉매대 압력의 10~20%압력강하를 갖도록 설계되었으며 수류시험을 통하여 압력강하를 측정, 확인하였다.[3]

$$A_{inj} = \frac{\dot{m}}{N} \sqrt{\frac{K}{2\rho\Delta p}} \quad (\text{식 1})$$

where, N = number of injectors
 \dot{m} = total mass flow rate
 A_{inj} = injector inlet cross sectional area
 K = head loss coefficient
 ρ = density of propellant
 Δp = desired pressure drop across the injector

다음의 Table 2는 본 시험에 사용된 반응기의 설계조건을 나타낸다.

Table 2. 촉매시험장치 반응기 설계조건

| 항목 | 설계값 |
|-----------|----------------|
| 촉매대 부피 | 14±2 cc |
| 추진제 공급유량 | 6.8±0.2 g/s |
| 노즐목 지름 | 0.116 inch |
| 예상 촉매대 압력 | 160±15 psig |
| 주입기 형상 | shower head 방식 |
| 주입압력 | 250 psig |

2.4 성능시험 및 결과

연소성능시험에 사용된 추진제는 단일 추진제급 Hydrazine (98.5% min)이며[4] 사용된 촉매는 다목적 실용위성 2호 추진시스템에 사용된 KC12GA 촉매를 사용하였다. 시험시간은 60±10 초, 총 2회의 시험을 통하여 결과를 측정하도록 하였다. 다음의 Fig. 3는 시험이 이루어지는 동안 반응기의 외부 형상을 나타낸다.



Fig. 3. Photograph of Hot-firing test.

반응기에 연료를 공급하기 위하여 사용된 solenoid valve의 on/off time 은 10 msec 이하며 촉매대의 압력은 촉매대 우측에 장착된 압력변환기를 통하여 측정하였다. 시험중 촉매대의 온도 및 반응이 끝나고 solenoid valve쪽으로 열이 전도되는 현상이 soak-back현상을 관찰하기 위하여 K-type의 열전대를 장착하여 온도를 실시간으로 측정 및 저장하였다. 다음의

Fig. 4는 시험결과 측정된 추진제 주입압력, 촉매대 압력 및 촉매대의 온도를 나타낸다.

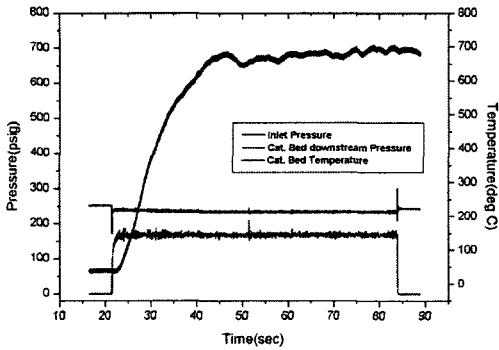


Fig. 4. Inlet, downstream chamber pressure and temperature of Reactor (60sec)

Fig. 4의 결과를 보면 촉매대 후단의 압력은 평균 160psi로 설계압력을 만족함을 알 수 있으며 추진제의 주입압력은 밸브가 열린 시점으로부터 급격히 하락한 후 서서히 증가함을 알 수 있다. 이는 추진제 밸브로부터 추진제가 반응기에 도달하면 주입기의 ullage volume을 채우고 주입기 hole을 통하여 촉매대로 공급되기 때문이다. 따라서 주입압력이 상승하기 시작한 시점으로부터 촉매대 하단의 압력이 정상상태 압력의 1%에 도달하기까지의 시간을 측정하게 되면 촉매의 반응 지연시간을 측정할 수 있다. Table 3는 위성용 추력기 촉매의 성능을 규정한 미국 TRW사의 MT4-1에[2] 규정된 촉매의 연소성능

Table 3. Test Results

| 항목 | 요구조건 | 1차시험 | 2차시험 | 평균 |
|--------------------------------|---------|------|------|-----|
| Max. Ignition Delay, millisec | 80 | 20 | 30 | 25 |
| Max. Loss + Fines, %wt /minute | 3 | 2 | 2 | 2 |
| Bed wall Temperature. deg C | 600~750 | 697 | 711 | 704 |

요구조건 및 시험 결과를 나타낸다. 2회의 시험 결과 모두 MT4-1의 촉매의 연소성능을 만족함을 알 수 있다.

3. 결 론

본 논문에서는 위성 및 발사체의 단일 추진제 추력기에 사용되는 촉매의 연소성능을 평가하기 위한 시험장치의 개발 및 성능평가시험 및 결과에 대하여 기술하였다.

연소성능을 평가하기 위한 연료 공급장치, 반응기를 자체 설계 및 제작하여 국산화하였으며 시험을 통하여 장비의 성능 및 위성용 추력기 촉매의 성능을 확인하였다. 본 시험을 통하여 개발된 장비 및 경험은 향후 우주용 추력기 촉매의 국산화 개발에 활용될 예정이며 이러한 우주산업에 관련된 시험장비의 개발 및 시험평가 기술은 향후 국내의 위성 및 발사체 개발사업에 큰 기여를 할 수 있으리라 판단된다.

후 기

본 시험은 한국항공우주연구원의 "추력기 촉매검수시험장치 설계 및 제작"의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 장기원, 이해현, 조성준, 송훈, "액체추진제 분해촉매 특성 및 개발동향", 한국군사과학기술학회 종합학술대회 논문집, 2004.
2. Material Specification MT4-1D, "Catalyst for Monopropellant Decomposition of Hydrazine" TRW, Inc. 1973.
3. Ronald W. Humble, Gary N. Henry and Wiley J. Larson, "Space Propulsion Analysis and Design" McGraw-Hill.
4. MIL-P-26536E "Performance Specification Propellant, Hydrazine" 1997.