

# 액체추진제 분해촉매 장기성능시험장치 개발 및 평가방안

김인태\* · 김정훈\* · 이재원\* · 장기원\* · 유명종\*\* · 김수겸\*\* · 이균호\*\*

## Development of Long-Life Performance Test Equipment & Evaluation Plan for Hydrazine Decomposition Catalyst

In-tae Kim\* · Jung-hun Kim\* · Jae-won Lee\* · Ki-won Jang\*  
Myoung-jong Yu\*\* · Su-kyum Kim\*\* · Kyun-ho Lee\*\*

### ABSTRACT

Most of the monopropellant thrusters use catalyst for decomposing hydrazine. The thruster lifetime is determined mainly by catalyst lifetime, which can be investigated by firing tests. For the development of hydrazine decomposition catalyst, Hot-fire test to verify long-life performance of catalyst is required. This study describes the development of test equipment for long duration hot-firing and test/evaluation plan.

### 초 록

하이드라진을 이용한 단일추진제 추력기에서 촉매의 성능은 추력기 및 전체 시스템의 임무수명시간을 결정하는 가장 중요한 요소 중의 하나이다. 이러한 촉매의 개발과정에 필수적으로 요구되는 것이 추력기의 연소시험을 통한 성능평가 과정으로 특히, 촉매의 수명시험에 해당하는 장기성능 검증시험을 통해 그 적용가능성을 판단하게 된다. 본 연구에서는 이를 위한 시험장치의 개발 및 시험/평가방안에 대해 기술하였다.

Key Words: Hydrazine Decomposition Catalyst(하이드라진 분해촉매), Monopropellant(단일추진제), KOMPSAT(다목적실용위성), 장기성능시험(Long Life Performance Test)

### 1. 서 론

하이드라진(Hydrazine)을 추진제로 사용한 단일추진제 추력기는 과거 30년 이상 위성체의 추진시스템(PS), 발사체의 자세제어시스템(RCS) 등에 적용되어 왔다. 이때 추력기의 내부에 하이드

라진 추진제와의 반응을 위해 촉매(Catalyst)가 충전되며 추진제와 촉매의 화학적 반응에 의해 고온/고압의 가스가 발생되고 이를 통해 추력을 얻는 방법이 사용되며 촉매가 유실되거나 추력기가 파손되지 않는 한 그 성능이 항상 유지되는 신뢰성을 가지므로 현재까지 가장 많이 사용되고 성능이 입증된 추력기의 형태이다[1~2].

다목적 실용위성(KOMPSAT) 1, 2호에 사용된 1 lbf급 추력기는 하이드라진 촉매반응을 이용하는 대표적인 단일 추진제 추력기로서 국산화에

\* (주)한화

\*\* 한국항공우주연구원

연락처, E-mail: itkim9057@hanwha.co.kr

성공한 TCA(Thrust Chamber Assembly)에 사용되는 촉매는 전량 수입에 의존하고 있으며, 세계적으로도 미국과 유럽 등에서 특수용으로 주문 생산 되므로 가격이 비싸고 E/L 품목으로도 등록되어 있어 조건에 맞는 구매가 쉽지 않은 실정이다.

다목적 실용위성 1호의 경우, 현재 Aerojet사로 기술이전된 미국 Shell사의 Shell-405 촉매가 적용되어 임무수행기간을 훨씬 넘어선 7여년을 사용하고 있으며 2호의 경우, 유럽 Solvay사의 KC12GA 촉매가 충전되어 성공적인 발사 및 운용 중에 있다.

이러한 촉매의 개발에 필수적으로 수반되어야 할 사항이 추력기의 연소시험을 통한 성능평가 과정으로 특히, 촉매의 수명시험에 해당하는 장기성능시험과정을 거쳐 촉매의 성능평가 및 위성/발사체의 적용가능성 여부를 판단하게 된다.

본 논문에서는 Hydrazine 추진제와 함께 사용되는 Ir/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 분해촉매의 국산화 개발을 위한 과정으로 장기성능 검증시험을 위한 추력기 촉매검수 시험장치의 업그레이드 과정과 이를 통한 시험/평가 과정에 대해 기술하고 있다.

## 2. 촉매의 국산화 과정

Hydrazine 분해촉매의 국산화 개발은 크게 3 가지 과정을 통하여 수행된다. 첫째, 귀금속 분해촉매의 제조, 둘째, 제조된 촉매의 기초성분분석, 셋째, 성능평가 연소시험 및 장기성능시험이다.

### 2.1 분해촉매 제조

Hydrazine 추진제의 분해반응에 사용되는 분해촉매는 귀금속 담지촉매로 Alumina 담체에 Ir(이리듐)또는 Ir/Ru (이리듐/루테늄)의 귀금속을 촉매제로 사용한다. 이러한 촉매의 제조공법은 주로 함침법(Impregnation)을 사용하며 하이드라진 분해촉매에 담지된 이리듐의 함량은 30 wt%에 이르므로 이를 한번의 함침법으로 담지하기가 어려워 다단 함침법을 적용하여 제조된다[3].

Table 1. Multiple Impregnations

항 목	방 법
함침횟수	6 ~ 20 회
용 액	H <sub>2</sub> IrCl <sub>6</sub> , IrCl <sub>3</sub> ·3HCl, ... (with pH=2~3)
금 속	Ir, Ru (loading level : 30 to 40 wt %)
제 조	1차 담지→세정/건조→2차 담지→건조→소성→선별→환원→안정화

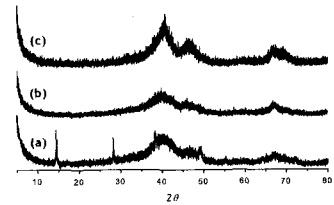
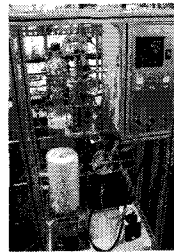


Fig. 1 Reaction set-up for the activation of catalyst

### 2.2 분해촉매 기본 물성 분석

상기의 과정을 통하여 제조된 분해촉매가 원하는 성능을 나타내는지 판단하기 위하여 먼저 촉매의 기본물성에 대한 분석을 수행한다. 촉매의 조성 및 표면적, 파괴강도, 기공의 부피(Pore Volume) 등의 기본 물성을 파악하여 해외촉매와 비교함으로써 국산화 촉매의 품질 및 적용성을 확인한다.

Table 2. 촉매의 기본 물성 항목

항 목	방 법
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 <sub>2</sub> Chemisorption
Total Surface Area	BET
Active Material Area	BET
Thermal Shrinkage	TEM

Table 2는 촉매의 기본물성을 나타내며 Table 3은 국산화 시제품 촉매인 KHCX와 해외 촉매와의 물성을 비교한 표이다.

Table 3. Comparison of catalyst properties

	Solvay	Shell 405	KHCX
Loading (wt%)	37.2	34.5	35.4
BET surface area (m <sup>2</sup> g <sup>-1</sup> )	173.4	164.1	185.4
Pore volume (cm <sup>3</sup> g <sup>-1</sup> )	0.113	0.158	0.441
H adsorption (μmol g <sup>-1</sup> )	726.6	660.4	728.5

### 3. 촉매의 장기성능 시험장치 개발

#### 3.1 촉매의 연소성능

촉매의 연소성능은 추진제가 촉매와의 접촉으로부터 반응시점까지의 시간을 측정하는 반응 지연시간(Reaction delay time)과 일정시간 동안의 반응후 촉매의 손실률을 측정하는 촉매활성도(Granule stability), 촉매반응시의 온도 및 반응기체의 용량을 측정하는 촉매활성도(Catalyst activity)의 3가지로 분류 할 수 있다. 본 시험장치는 국산화 촉매의 성능 및 수명평가를 위해 기계제작된 추력기 촉매검수 시험장치(촉매반응장치, 추진제 가압/공급장치, 제어/데이터 획득장치)를 활용하여 비행급 추력기에 적용 가능한 촉매의 개발 및 시험을 수행하기 위해 시험장치를 업그레이드하였다. 이에 대한 서브시스템별 구성 및 변경사항은 다음과 같다[4~5].

#### 3.2 촉매반응장치 및 추력기

추진제와 촉매의 반응을 발생시키는 부분으로 추진제와 촉매의 반응시 고열 및 고압을 동반하므로 특히, 반응기(Reactor)의 설계 및 제작에 주의가 필요하다. 반응기의 재질로는 고열에서의 압력을 견딜 수 있는 특수내열합금을 사용하여야 하며, 출구는 적절한 내부 압력 및 온도를 유지할 수 있도록 제작하였다. 또한 촉매대에서 발생하는 열이 반응 후 주입구 쪽으로 전도되는 현상인 Heat Soak-back 현상을 일으킬 수 있으므로 주입구의 설계에도 각별한 주의가 요구된다. 기 제작된 시험장치의 경우에는 추력기 촉매의 기본요구조건을 명시한 MT4-1D의 요구조건을 검증하기

위한 3 lbf급의 반응기가 제작/시험되었으나 이를 통한 장기성능검증시험을 수행하기에는 여러 문제들(장기시험을 위한 반응기의 내구/내열성 문제, 연소시험에 요구되는 추진제의 양 등)을 내재하고 있기 때문에 실제 비행용 추력기와 동일한 TCA를 제작, 장기연소시험을 수행하기로 하였다.

#### 3.3 추진제 가압/공급장치

추진제 가압장치의 경우 시험 요구조건에 부합되는 압력으로 가압하기 위해 두 개의 압력조절기를 이용하여 질소탱크로부터 공급되는 압력을 원하는 압력으로 감압시켜 사용한다. 추진제 공급장치의 경우에는 촉매대에 추진제를 공급하고 공급압력과 유량을 측정하는 장치로 연소시험시 사용되는 연료량은 정상모드(Steady State Mode)시 유량계로 측정되며 펄스모드(Pulse Mode)의 경우에는 Main Feeding Tank에 장착된 Level Transmitter 혹은 전자저울을 이용해 측정된다. 이는 추력기의 성능평가가 아닌 촉매의 장기성능평가에 해당되므로 정밀한 유량 및 추력의 측정은 포함되지 않는다.

#### 3.4 시험제어/데이터 획득장치

시험제어/데이터 획득장치는 촉매반응장치로 추진제를 최종적으로 공급하는 Solenoid 밸브를 원격제어하여 밸브에 on/off 신호를 제공하며 반응장치 및 추진제 공급장치에 장착된 온도 및 압력센서로부터 신호를 받아 이를 디지털 신호로 변환/저장하게 된다. 다음에 언급될 시험 Matrix에서 확인할 수 있듯이, 정상모드 및 펄스모드에 대한 시험제어 및 데이터 측정이 가능하다.

#### 3.5 기타 시험 안전장치

연소시험에 사용되는 추진제인 하이드라진은 인체에 매우 유해하고 일반적으로 사용되는 물질들과 급격한 반응을 일으키게 되므로 시험시 각별한 주의가 요구된다. 특히, 장기성능검증시험을 위해 기존에 반영되지 못한 환경/안전 부분의 부가장치가 요구되며 여기에는 연소가스 후처리장치와 외부 모니터링 감시장치 등이 포함된다. 시험장치에 대한 전체적인 외형은 Fig. 2와 같다.

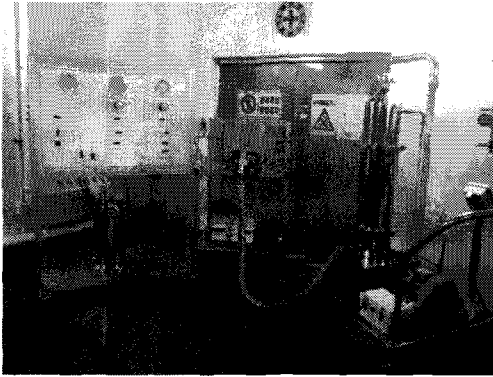


Fig. 2 Set-Up of Catalyst Long-Life Test Equipment

#### 4. 장기성능 검증시험 계획

##### 4.1 성능평가 연소시험

미국 TRW사의 MT4-1D 규격에 근거해 촉매의 기초연소성능인 연소지연시간, 안정도, 활성도를 평가하여 1차적인 촉매적합여부를 판단하고자 하며 이를 위한 연소성능 요구조건은 다음과 같다[6].

Table 4. Firing Performance Requirements

Condition	Requirement
Max. Ignition Delay(ms)	80
Max. Loss+Fines(%wt/min)	3.0
Bed Wall Temp.(°C)	600~750
Bed Volume(cc)	14 ± 2
Feed Rate(g/sec)	6.8 ± 0.2
Throat ID(in.)	0.116
No. of Shots	2
Firing Period(sec)	60 ± 10
Chamber Pressure(psig)	160 ± 15

##### 4.2 장기성능 검증시험

성능평가를 마친 촉매의 경우 장기성능 검증시험을 수행하게 되는데, 일반적으로 추력기의 개발시 요구되는 시험 사이클의 경우 펄스모드를 기준으로 최소 100,000에서 최대 1,000,000번의 시험요구조건을 갖는다. 본 시험의 경우, 다음의 Test Matrix에서 확인할 수 있듯이 추력기의 임무수명 요구조건을 평가하는 시험을 기준으로 설정하였다[7~8].

Table 5. 장기성능시험 정상모드 Test Matrix

Seq. No.	Pressure [psia]	EPW	Period	No. of Pulse	Test Time (sec)
1	350	2350	S/S	1	2350.0
2	200	1965	S/S	1	1965.0
3	85	4265	S/S	1	4265.0
4	350	2350	S/S	1	2350.0
5	200	1965	S/S	1	1965.0
6	85	4265	S/S	1	4265.0
Total					17160(4.8hr)

Table 6. 장기성능시험 펄스모드 Test Matrix

Seq. No.	Pressure [psia]	EPW	Period	No. of Pulse	Test Time (sec)
1	350	0.25	1.00	565	565.20
2	350	0.05	2.50	4920	12300.00
3	200	0.25	1.00	1295	1294.90
4	200	0.05	1.67	11275	18829.25
5	85	0.25	1.00	2120	2119.90
6	85	0.05	0.83	18480	15338.40
7	350	0.25	1.00	565	565.20
8	350	0.05	2.50	4920	12300.00
9	200	0.25	1.00	1295	1294.90
10	200	0.05	1.67	11275	18829.25
11	85	0.25	1.00	2120	2119.90
12	85	0.05	0.83	18480	15338.40
Total				77310	100895.3 (28.0hr)

#### 5. 장기성능 시험관련 해외동향

새로운 추력기 모델에 대한 개발이나 촉매의 성능평가가 요구될 때 장기성능시험을 수행하는 것이 일반적이다. 미국과 일본에서의 장기성능시험에 대한 사례를 통해 향후 국내에서의 시험/평가방안에 대해 살펴보기로 한다.

##### 5.1 미국의 사례

1960년대 처음 Shell사에서 Shell-405 촉매를 개발한 이후에 수많은 추력기 모델에 적용되면서 장기성능시험이 수행되었다. 2002년 Shell사의 Shell-405의 생산이 중단되고 AEROJET사로 이전되면서 S-405로 개명되었으며 Shell-405와

S-405에 대한 비교검증시험(Confidence Test)이 이루어졌다. 시험은 0.2 lbf(0.9 N) MR-103G 모델로 14~18 mesh/25~30 mesh 촉매를 사용해 실시하였다[9]. 보다 자세한 Test Program Condition 및 Flow는 참고문헌을 참조하기로 하며 여기에는 장기성능시험 뿐만 아니라 주기적인 Health check, CT(Computer Tomography) Scanning, Functional check(electrical and mechanical), BET analysis, Hydrogen Chemisorption Test 등을 포함한다. 비교검증시험 flow에 대한 예와 간략한 결과를 Table 7과 Fig. 3에 제시하였다.

Table 7. Shell-405 & S-405 Confidence Test

	Shell-405	S-405
Pulse Count	133,651	134,054
Cumulative Total Impulse (lbf-sec)	23,177	22,182
Longest Continuous Burn	8hr 10min	8hr 10min
Min. Pulse Width(sec)	0.016	0.016
Inlet Pressure Range (psia)	100-350	100-350

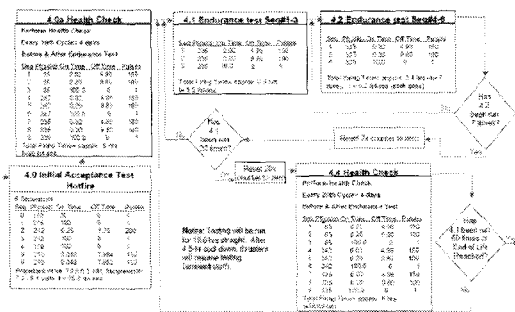


Fig. 3 Test Conditions and Flow for the Confidence Test (Part 2)

## 5.2 일본의 사례

1970년대 처음 단일추진제 추력기가 개발된 이후, 현재까지 여섯 종류의 추력기 모델이 개발/운용되고 있으며 모두 Shell-405 촉매를 사용하였다. 하지만 Shell-405가 단종된 이후로 유럽 Solvay사의 KC12GA에 대한 적용가능성 검토가 이루어졌

고 이에 대한 일환으로 3종류의 모델(20N, 4N, 1N)에 대한 비교시험이 수행되었다[10].

Test Flow는 다음의 순서에 의해 수행된다.

- Valve and thruster function tests
- Vibration tests
- Firing tests
- Valve and thruster function tests

4N급 추력기를 기준으로 Shell-405와 KC12GA에 대한 촉매성능시험을 비교해보면, 모두 요구 조건은 만족하지만 임무수명말기에는 KC12GA가 Shell-405보다 촉매 granule의 변화가 더 적은 것으로 언급되었다. 이는 촉매 표면구조의 미미한 차이가 하이드라진과의 반응차이를 유발하여 임무수명말기에 나타난 것으로 판단되었으며 결과적으로 KC12GA도 추력기에 대한 요구조건을 만족하는 것으로 기술하였다. 시험결과에 대해 간략하게 Fig. 4와 Table 8에 제시하였다.

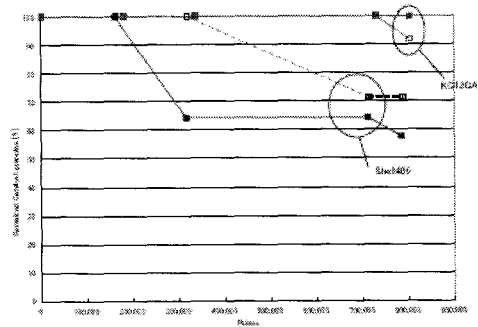


Fig. 4 Remaining catalyst granules of 4N thruster

Table 8. Requirements & Results of 4N firing tests

Thrust(Beginning of life)	5.7 ~ 4.32N @2.41MPa	
Isp(Beginning of life)	> 214 @ 2.41MPa	
Total Impulse[Ns]	282,884	Shell-405-I
	346,674	Shell-405-II
	369,689	KC12GA-I
	368,786	KC12GA-II
Total No. of Pulse	783,435	Shell-405-I
	785,382	Shell-405-I
	802,224	KC12GA-I
	802,224	KC12GA-II
	802,224	KC12GA-II
Firing Mode	On time	0.015 sec ~ 3600 sec
	Pulse width	0.1 sec ~ 3600 sec

## 6. 결 론

본 논문에서는 위성 및 발사체의 하이드라진 추력기에 적용가능한 촉매의 국산화 과정 및 시험/평가과정을 위한 시험장치의 개발, 그리고 현재 진행 중인 장기성능 검증시험 및 해외에서의 시험동향 등에 대해 기술하였다.

우주에서 사용하는 추력기의 제작기술은 위성 및 발사체의 임무성공을 좌우하는 가장 중요한 핵심기술 중 하나이다. 또한 단일추진제 추력기의 경우에 촉매기술이 추력기의 성능 및 수명을 결정할 수 있기에 일부 우주선진국을 제외하고는 이에 대한 기술보유 뿐만 아니라 구매조차도 매우 까다로운 실정이다. 이러한 촉매의 개발에 필수적으로 수반되어야 할 사항이 추력기의 연소시험을 통한 성능평가 과정으로 특히, 촉매의 수명시험에 해당하는 장기성능시험과정을 거쳐 촉매의 성능평가 및 위성/발사체의 적용가능성 여부를 판단하게 된다.

촉매에 대한 시험/평가결과는 연구가 좀 더 진행된 이후에 기술하기로 하며 이러한 연구가 향후 고비용이 소요되는 추력기용 촉매의 수입 대체 효과와 수출을 통한 부가가치의 창출도 가능하리라 사료된다.

## 후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 “추력기 촉매검수시험장치 업그레이드 및 장기성능 검증시험”의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. Military Specification, Propellant, Hydrazine, MIL-P-26536E.
2. Schmidt, E. W., Hydrazine and its Derivatives, 2<sup>nd</sup> Edition, 2001.
3. 조성준, 이준, 송훈, “하이드라진 촉매 개발”, 전남대 기술보고서, 2005.
4. 이재원, 장기원, 이해현, 유명종, 이균호, “하이드라진 분해촉매 연소성능 시험”, 한국추진공학회 추계학술대회, 2004.
5. 장기원, 김재우, 김정훈, 조성준, “액체 추진제 분해촉매 분석/시험 및 평가” 한국군사과학기술학회 종합학술대회, 2005.
6. TRW, Inc. "Catalyst for Monopropellant Decomposition of Hydrazine", MT4-1D, 1973.
7. 이재원, 김정훈, 김재우, 조성준, 유명종, “액체 추진제 분해촉매 시험/평가 및 개발방향”, 제6회 한화기술심포지엄, 2005.
8. Equipment Specification, DTM Propulsion Subsystem Component, K3-SP-460-009, 2006.
9. Patrick, M., "Confidence Test of Shell-405 and S-405 Catalyst in a Monopropellant Hydrazine Thruster", AIAA 2005-3952.
10. Daisuke, G., "Monopropellant Thruster Firing Test Using KC12GA Catalyst", 3<sup>rd</sup> European Workshop on Hydrazine, 2004.