

단일추진제 분해촉매의 연소성능 시험 및 시제품 개발

이균호*, 유명종**, 김수겸***, 최준민****

Prototype Development and Hot Firing Performance Test of Monopropellant Decomposition Catalyst

Kyun-Ho Lee*, Myoung-Jong Yu**, Su-Kyum Kim***, Joon-Min Choi****

Abstract

Hot firing performance test of hydrazine decomposition catalyst used for monopropellant thruster of the satellite and the launch vehicle was performed. Test equipment for catalyst test was developed in collaboration with Hanwha Corp., reaction delay time, catalyst activity and granule stability of the catalyst firing performance were measured and analyzed with the equipment. In addition, the current development of prototype catalyst is introduced.

초 록

인공위성 및 발사체의 자세제어용으로 사용되는 단일추진제 추력기용 하이dra진 분해촉매에 대한 연소성능을 실제 연소시험을 통하여 검증하였다. 촉매연소성능을 확인하기 위한 촉매 시험장치를 (주)한화와 공동으로 설계/제작하였으며, 이를 통하여 하이dra진 분해촉매의 연소지연시간, 촉매활성도, 촉매안정도를 측정함으로써 촉매 연소특성을 평가하였다. 또한 현재 진행 중인 국산화 촉매 시제품의 개발현황에 대해 소개하였다.

키워드 : 단일추진제 추력기(monopropellant thruster), 촉매(catalyst), 위성체(spacecraft), 추진시스템(propulsion system)

1. 서 론

인공위성의 추진시스템은 위성이 발사체에서 분리되어 최종 임무궤도에 정착할 때까지 궤도전이에 필요한 추력을 제공하고, 임무궤도 유지 및 위성의 자세제어와 기동(Maneuvering)에 필요한 제어 모멘트를 발생하는 역할을 담당한다. 일반적으로 사용되고 있는 화학식 추력기는 추진제

종류에 따라 이원추진제 추력기(Bipropellant Thruster) 및 단일추진제 추력기(Monopropellant Thruster)로 구분된다. 추진제와 산화제를 분사한 후 혼합시켜 연소하는 이원추진제 추력기에 비해 액체 추진제와 이리듐 촉매와의 접촉에 의한 열분해반응을 통하여 발생하는 가스의 팽창으로 추력을 생성하는 단일추진제 추력기는 그 신뢰도와 편리성으로 인하여 오늘날 가장 광범위하게 사용

* 위성 열/추진그룹/khlee@kari.re.kr

*** 위성 열/추진그룹/skim@kari.re.kr

** 위성 열/추진그룹/mjyu@kari.re.kr

**** 위성 열/추진그룹/jmchoi@kari.re.kr

되고 있다.

단일추진제 추력기의 성능을 결정짓는 가장 중요한 요소는 이리듐 촉매의 성능으로서 실제 우주공간에서 인공위성의 운영시 촉매의 수명에 따라 추진시스템의 수명이 결정되기도 한다.

본 논문에서는 촉매의 연소성능특성을 평가하기 위한 촉매시험장치의 개발과 해당 시험장비를 이용해 인공위성용 단일추진제 추력기에 사용되는 이리듐 촉매의 연소성능을 시험해 봄으로써 그 특성에 대하여 고찰하였다. 또한 현재 진행 중인 국산화 촉매 시제품의 개발현황을 간략히 요약하였다.

2. 본 론

2.1 단일추진제 추력기

단일추진제 추력기는 1960년대 처음으로 응용된 이래 지난 40여 년 동안 우주추진기관의 전형으로 가장 광범위하게 성공적으로 이용되고 있다. 냉가스 추력기 시스템에 비하여 복잡성 및 가격이 한 단계 높지만 상대적으로 높은 비추력(약 225s)을 얻을 수 있으며 추력도 0.1파운드에서 수 백 파운드까지 얻을 수 있다. 또한 넓은 범위의 환경 및 동작조건에서 10년 이상의 긴 수명과 신뢰도를 보증하고 있다. 이 시스템은 단일추진제 추력기, 추진제를 저장하기 위한 탱크와 배관, 압력 조절기 및 각종 밸브들로 구성된다. 이 시스템은 자세 제어 및 중급의 임펄스를 얻는데 가장 일반적으로 사용되며, 단일추진제의 연료로는 무수 하이드라진(anhydrous hydrazine)을 표준으로 사용하고 있다.

단일추진제 추력기는 추진제가 촉매대로 분사되고, 열분해된 고온의 기체가 노즐을 통해 배출되면서 추력을 발생하게 된다. 대표적인 단일추진제로는 하이드라진(N_2H_4)과 hydrogen peroxide(H_2O_2) 등을 들 수 있다. hydrogen peroxide는 제2차 세계대전 이후 터보기계용 기체발생기 개발과 함께 사용되었으나 1964년에 Shell Oil사에 의해 개발된 양호한 상온 반응성을 갖는 이리듐 촉매(Shell 405)의 등장으로 하이

드라진이 hydrogen peroxide를 급속히 대체하게 되었으며, 1960년대 후반에는 단일추진제 하이드라진 추력기와 관련 부품을 생산하는 산업이 미국에서 성행하게 되었다. 하이드라진은 자연발화능력, 화학적 분해의 안정성 및 적절한 성능, 비교적 적은 유해 생성물 기체, 낮은 화염온도 등으로 인해 현재까지 가장 많이 사용되고 있는 단일추진제이다. 그림 1과 2는 전형적인 단일추진제 추력기와 시스템의 형상을 나타내고 있다. 추력실(chamber)로의 추진제 공급은 추진제 밸브에 의해 조절되며 인젝터를 통해 분무된 추진제는 촉매대에서 수소, 질소, 암모니아 등으로 열분해된다. 단일추진제 추력기는 0.1~600lbf의 전형적인 추력 범위를 가지며 blowdown ratio는 최대 6까지 가능하다.

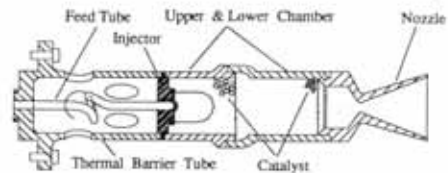


그림 1. Configuration of Monopropellant Thruster

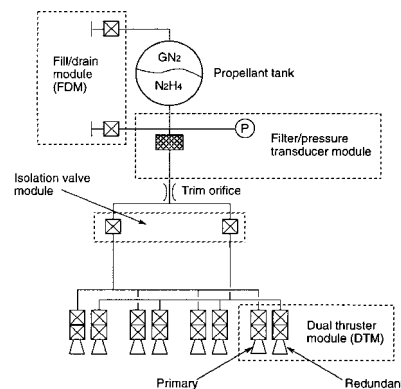


그림 2. Schematic Diagram of Monopropellant Propulsion System

단일추진제 추력기 시스템의 장점으로는 (1)비교적 덜 복잡하고, (2)개발비가 상대적으로 저렴하며, (3)탱크, 부품, 배관 등이 일련의 세트로 요구되고, (4)시스템 저장성이 양호하다는 점 등을

들 수 있다. 단점으로는 (1)이원추진제 시스템에 비해 낮은 성능, (2)유독성 추진제 취급상의 위험성 내재, (3)불완전 분해된 생성물 기체로부터의 오염문제 등이 있다. 따라서 (1)그리 높지 않은 추력 수준 및 ΔV 가 요구되고, 재현 가능한 최소 임펄스 비트가 중요한 경우, (2)시스템 운용기간이 긴 경우, (3)위성의 온도가 일정하게 유지될 때, (4)오염도 예측이 가능할 경우에 일반적으로 단일추진제 추력기 시스템 채택이 가능하다.

ABLE 4, 5 위성은 우주에서 하이드라진을 처음으로 사용했으며 1970년대 이후 하이드라진 시스템은 지구궤도 및 행성간 임무를 비롯한 수많은 우주비행체의 추진시스템으로 사용되어 왔다. 한편, 미국의 Aerojet사를 비롯한 많은 회사들과 군(해군 및 공군)에서는 상용되고 있는 하이드라진보다 보다 유리한 성능을 갖는 단일추진제를 개발하기 위한 노력들이 진행되고 있기도 하다.

일반적으로 단일추진제 추력기에는 촉매대 히터가 필요한데 이는 추력기의 점화에 앞서 추진제 반응에 적절한 수준으로 촉매의 온도를 상승시키는 역할을 한다. 만약 촉매대 히터가 추력기 설계시 고려되지 않았다면 추력기의 주 동작 전에 촉매대를 미리 가열하기 위한 warming pulse를 사용할 수 있다. 냉간시동(cold start)은 열팽창에 의한 촉매입자의 깨짐 현상을 유발하여 촉매대의 성능을 급속히 감소시키므로 발사체 RCS와 같이 시스템 운용기간이 매우 짧은 경우에만 채택할 수 있다. 사용되는 히터의 전력에 따라 다르지만 2W급 히터가 장착된 소형 추력기의 경우 대체로 두 시간 정도의 예비가열이 소요되며, 추력기 점화와 함께 히터의 작동은 무의미해진다. 단일추진제 추력기의 성능 감소를 유발시키는 요인으로서 촉매입자의 기계적 결함뿐만 아니라 추진제 불순물로 인한 촉매대의 오염을 들 수 있는데 후자의 경우 지상연소 성능시험과 비행용 추진제로서 순도가 제어된 하이드라진을 사용함으로써 줄일 수 있다.

2.2 단일추진제 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 표 1과 같다.

표 1. 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	H2 Chemisorption
Total Surface Area	BET
Active Material Area	BET
Thermal Shrinkage	TEM

2.3 촉매의 연소 성능 특성

이리듐 촉매의 연소성능 특성은 다음과 같이 크게 3가지로 구분 될 수 있다[1].

a. 촉매연소지연시간(Reaction Delay Time)

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

b. 촉매안정도(Catalyst Stability)

Firing 시험 후 촉매대에 남아있는 촉매의 양을 계량하여 이를 시험전 촉매대의 촉매량과 비교한다. 이때 손실되는 무게차가 촉매의 Loss+ Fine 값이 된다.

c. 촉매 활성화도(Catalyst Activity)

촉매의 활성도는 두 가지 방법으로 정의될 수 있다. 첫 번째는 촉매대 출구(또는 벽)의 온도를 측정하는 방법이고 다른 한 가지는 정해진 양의 연료를 공급했을 때 촉매대에서 발생하는 연소가스의 양(volume)을 측정하는 방법이다. 본 시험에서는 촉매대 벽의 온도를 측정하는 방법을 사용하였다.

제시하였다.



그림 3. Propellant Supply System

2.4 촉매연소성능 평가 장치 설계 및 제작

단일추진제 추력기에 있어서 그 성능과 수명을 결정하는 가장 중요한 요소는 촉매의 성능으로 실제 비행모델(Flight Model)용 추력기를 제작하기 전에 연소시험을 통해 촉매의 연소성능특성을 사전에 검증해야 하는 절차가 반드시 요구된다. 이를 위해 실제 반응이 일어나는 반응기에 원하는 압력으로 연료를 공급하고 제어하며, 시험 도중에 발생하는 온도 및 압력 등의 데이터를 원격으로 측정이 가능한 촉매연소 시험장치를 (주)한화과 공동으로 개발하였으며, 실제 다목적 실용위성에 사용된 이리듐 촉매에 대해 시험을 수행함으로써 연소성능을 측정하였다. 이때 사용된 추진제는 다목적실용위성용 단일추진제급 하이드라진을 추진제로 사용했으며, 시험장치는 크게 추진제 가압/공급장치, 반응기(Reactor) 및 데이터 획득 및 제어 장치 3부분으로 구성되도록 개발하였다.

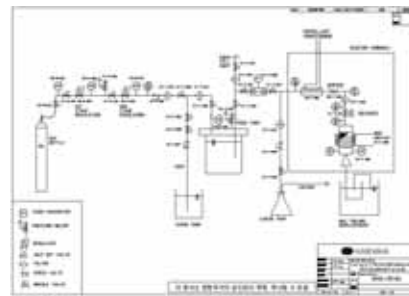


그림 4. Schematic Diagram of Propellant Supply System

2.4.1 추진제 가압/공급 장비

추진제 가압/공급 장치(Propellant Supply System)는 촉매대에 추진제를 공급하고 공급되는 압력 및 공급유량을 측정하는 장치로 추진제 공급탱크, 배출탱크, 압력조절기, 각종 제어밸브 등으로 구성된다. 이때 하이드라진 추진제를 안전하게 장비에 충전하고 배출할 수 있어야 하며, 유량계를 이용하여 반응시험 시 사용되는 추진제의 양을 측정한다. 또한 압력변환기를 이용하여 촉매반응기로 유입되는 압력을 계측함으로써 유량의 제어를 가능하게 한다. 다음의 그림 3은 추진제 공급 장치의 형상을, 그림 4에는 개념도를

2.4.2 반응기

촉매의 연소성능평가에 있어서 반응기(Reactor)의 설계는 가장 중요한 변수이다.



그림 5. Configuration of Reactor

반응기의 구조는 연료의 유량을 제어하고 추진제를 촉매대에 공급하기 위한 주입기(Injector),

촉매를 충전하고 반응 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. 그림 5에 본 시험에서 사용된 반응기의 형상을 제시하였다.

특히 주입기를 설계하는데 있어서 가장 중요한 요소는 주입기를 통과하는 연료의 압력강하로서 시험 시 촉매대에서 형성된 압력이 추진제 공급라인으로 역류되는 현상을 방지하고 안정된 촉매 반응을 위한 것이다. 주입기의 설계는 식 1에 의하여 촉매대 압력의 10~20%압력강하를 갖도록 설계되었으며, 그림 6과 같이 수류시험을 통하여 압력강하를 측정, 확인하였다[2]. 시험결과 약 17.7%의 압력강하가 발생함을 확인하였다.



그림 6. Spray Pattern Test of Injector

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

- 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 표 2는 본 시험에 사용된 반응기의 설계조건을 나타낸다.

표 2. 촉매시험장치 반응기 설계조건

항 목	설 계 값
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

2.4.3 데이터 획득 및 제어 장치

데이터 획득 및 제어 장치(Measurement & Control System)는 온도/압력 센서류, 데이터 획득장치, 저장장치, 출력장치, 각종 제어장비 등으로 구성되며, 추진제 주입압력, 촉매대 압력 및 촉매대의 온도 등의 데이터를 실시간으로 원격으로 측정이 가능하다.

2.3 성능시험 및 결과

연소성능시험에 사용된 추진제는 단일추진제급 하이드라진(98.5% min.)[3]이며, Solvay사의 KC12GA 촉매에 대해 성능시험을 수행하였다. 60±10초의 시험시간에 대해 총 2회의 결과를 측정하였으며, 그림 7은 시험장치의 설치를, 그림 8에는 시험이 이루어지는 동안 고온으로 가열된 반응기의 외부 형상을 나타내고 있다.



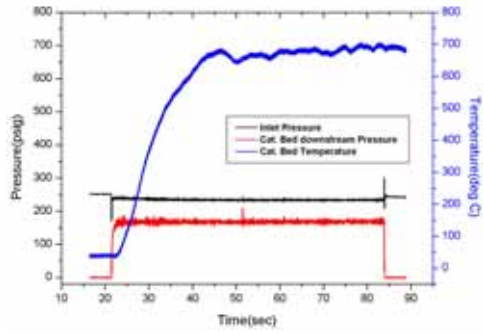
그림 7. Setup of Hot-firing Test Equipment



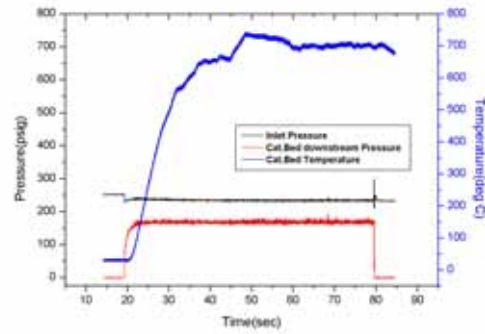
그림 8. Photograph of Hot-firing Test

반응기에 연료를 공급하기 위하여 사용된 솔레노이드 밸브의 on/off time 은 10 msec 이하이며 촉매대의 압력은 촉매대 우측에 장착된 압력변환기를 통하여 측정하였다. 촉매대의 온도 및 반응이 끝난 후에 솔레노이드 밸브 쪽으로 열이 전도되는 현상인 Heat Soak-Back현상을 관찰하기 위하여 K-type의 열전대를 장착하여 온도를 실시간으로 측정 및 저장하였다. 다음의 그림 9는 시험결과 측정된 추진제 주입압력, 촉매대 압력 및 촉매대의 온도를 나타낸다. 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. 표 3은 위성용 추력기 촉매의 성능을 규정한 미국

TRW사의 MT4-1[1]에 규정된 촉매의 연소성능 요구조건 및 시험 결과를 나타낸다. 2회의 시험 결과 모두 MT4-1[1]의 촉매의 연소성능을 만족함을 알 수 있다.



(a) 1st Test Result



(b) 2nd Test Result

그림 9. Inlet, downstream chamber pressure and temperature of Reactor (60sec)

표 3. Hot-firing Test Results

항 목	요구 조건	1차 결과	2차 결과	평균값
Max. Ignition Delay (msec)	80	20	30	25
Max. Loss + Fines (%wt/min.)	3	2	2	2
Bed Wall Temperature (deg C)	600~750	697	711	704

2.5 국산화 촉매의 개발현황

국내 다목적실용위성에 탑재되는 단일추진제 추력기의 핵심부품 중 하나인 단일추진제 분해 촉매는 현재 전량 수입에 의존하고 있는 실정으로 지속적인 수익이 보장되지 않는 촉매의 특성상 전 세계적으로 2~3개의 회사가 생산을 독점하고 있으며, 설비이전 등으로 인해 생산이 장기간 중단됨으로써 수급이 불안정한 경우도 빈번하게 발생하고 있다.

실제로 미국 Shell사에서 30년 전에 개발한 Shell 405가 대표적으로 많이 사용되어 왔으나 Shell사가 생산을 중단하고 기술을 Aerojet사로 이전한 후 시험생산을 거쳐 현재 S-405라는 촉매로 판매가 이루어지고 있다[4]. 유럽의 경우 1990년대 중반 이후로 벨기에의 Solvay사가 생산한 KC12GA[5]를 사용했으나 Solvay사 역시 2004년 독일의 Heraeus사로 생산설비를 이전하였다. 더욱이 단일추진제 분해 촉매는 선진국들의 수출통제 품목이기에 정부차원의 엄격하고 까다로운 수출규제로 인해 단순 구매조차 용이하지 않으며 과도한 비용이 요구되는 실정이다.

따라서 이러한 촉매 수급의 어려움과 기술이전을 꺼리는 선진국들의 장벽을 극복함은 물론 장기적으로 국내의 인공위성 개발을 지속하기 위해서는 단일추진제 분해 촉매의 국산화와 관련 핵심기술의 확보가 시급한 실정이다.



(a) Sample



(b) 25X Magnification

그림 10. Developed Prototype of Monopropellant Catalyst

이를 위해 항우연에서는 (주)한화 및 전남대학교와 공동으로 단일추진제 분해 촉매의 국산화 개발을 진행 중이며 현재 알루미늄나 선정, 이리듐 촉매 담지법, 특성 분석기술 및 촉매제조공정기술을 중심으로 기술 개발을 추진함으로써 1차적

으로 촉매 관련 원천 핵심기술 확보에 주력하였다. 그 결과 총 10회의 국산화 촉매의 시제품(그림 10)을 개발하였으며, 단일추진제와의 분해반응에 대한 검증시험을 수행하였다.



(a) Test Configuration



(b) Sample in the Flask

그림 11. Verification of Catalyst Decomposition

촉매 개발 초기 단계에서의 분해반응 검증은 유럽 Astrium사의 플라스크를 이용한 간이식 방법에 따라 Solvay사의 KC12GA와 비교시험을 수행하였으며, 시험 결과 점화지연(Ignition Delay)은 KC12GA와 시제품인 ICNU가 거의 유사한 결과를 제공하였으나 그레놀(Granule)의 안정성면에서는 KC12GA에 비해 ICNU가 일부 개선을 요구하는 것으로 나타났다. 그림 11과 12는 비교 시험의 수행 장면과 하이드라진 분해 시험 후 촉매의 안정성을 보여주고 있으며, KC12GA에 비하여 미세 입자가 많이 발생하는 것을 확인할 수 있다.



(a) KC12GA Catalyst



(b) ICNU Catalyst

그림 12. Catalyst Stability Results

이러한 검증시험 과정 결과를 바탕으로 현재는 안정성이 개선된 약 80g의 촉매를 제조하였으며, 개발된 촉매 연소성능 평가 장치를 이용해 촉매의 연소성능 특성에 대한 성능시험을 진행 중이다. 연소성능 시험의 결과를 통해 품질향상을 꾀함으로써 최종적으로는 실제 인공위성에 사용될 수 있는 비행모델 급의 촉매 개발을 목표로 연구를 진행할 예정이다.

3. 결 론

본 논문에서는 위성 및 발사체의 단일추진제 추력기에 사용되는 이리듐 촉매의 연소성능을 평가하기 위한 시험장치의 개발에 대한 전반적인 요약뿐만 아니라, 실제 다목적실용위성에 사용된 촉매에 대한 성능평가시험 및 결과에 대하여 기술하였다. 촉매의 연소성능을 평가하기 위한 시험장치중 연료 공급장치, 반응기를 자체적으로 설계 및 제작하였으며, 연소시험을 통하여 장비의 성능 및 위성용 추력기 촉매의 성능을 확인할 수 있었다.

또한 현재 진행 중인 촉매 국산화 개발의 배

경과 더불어 시제품의 분해반응 시험에 대한 고찰을 하였다.

본 연구를 통하여 개발된 장비 및 경험은 향후 국가 중장기 우주개발 계획에 따라 우주비행체 추력기용 촉매의 국산화 개발에 활용될 예정이며, 이러한 우주산업에 관련된 시험장비의 개발 및 시험평가기술은 향후 국내의 위성 및 발사체 개발사업에 큰 기여가 되리라 예상된다.

참 고 문 헌

1. Material Specification MT4-1D, "Catalyst for Monopropellant Decomposition of Hydrazine", TRW, Inc., 1973.
2. Ronald W. Humble, Gary N. Henry and Wiley J. Larson, "Space Propulsion Analysis and Design", McGraw-Hill.
3. MIL-P-26536E, "Performance Specification Propellant, Hydrazine", 1997.
4. Wucherer, E. J., Cook, T., and Stiefel, M., "Hydrazine Catalyst Production-Sustaining S-405 Technology", AIAA-2003-5079, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint International Propulsion Conference, Huntsville, Alabama, July 2003.
5. Köllen, O., and Viertel, Y., "Development and Qualification of Low-Cost, Long-Life 1-N Monopropellant Hydrazine Thruster", AIAA-96-2867, 1996.