

하이드라진 단일 액체추력기용 촉매의 분해거동 특성 연구

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

Experimental Study of Decomposition Characteristics of Catalyst for Hydrazine Monopropellant Thruster

Junghun Kim* · Jaewon Lee* · Intae Kim*
Myoungjong Yu** · Kyunho Lee** · Sukyum Kim**

ABSTRACT

The purpose of this study is to identify the basic concept of thruster design through the visualization firing test on a hydrazine thruster. We designed the visual catalyst bed on the basis of the 1lbf hydrazine thruster for a low earth orbit satellite and observed visually the internal catalyst bed reaction.

초 록

본 연구는 추력기 기초 설계개념 확보를 위한 주요 요소기술로서 촉매대 설계인자 및 하이드라진 분해촉매의 분해거동을 파악하는 것을 목적으로 한다. 이를 위해 저궤도 위성용으로 적용되고 있는 1Lbf 급 하이드라진 추력기의 설계 제원을 기초로 하여 가시화 반응기를 설계/제작하였으며, 촉매대의 분해 반응 및 거시적 거동을 육안 관찰함으로써 촉매대 설계개념을 파악하고자 하였다.

Key Words: Hydrazine Thruster(하이드라진 추력기), Visualization Catalyst Bed(가시화 촉매대), Catalyst Decomposition Reaction(촉매 분해반응)

1. 서 론

단일추진제 추력기는 산화제의 개입 없이 추진제와 촉매의 화학적 반응에 의하여 고온/고압의 가스를 발생시켜 노즐을 통하여 추력을 얻는 방식으로 촉매가 유실되거나 추력기가 파손되지 않는 한 그 성능이 항상 유지되는 신뢰성을 가지므로 인공위성 및 발사체의 자세제어를 위해

널리 사용되고 있다[1]. 이러한 고신뢰성 및 정밀제어를 가능케 하는 단일추진제 추력기에서 분해촉매의 성능은 추력기 및 전체 시스템의 임무수명을 결정하는 중요한 핵심요소 중 하나가 된다. 하지만 미국, 유럽 등 촉매기술을 보유하고 있는 선진 개발국은 이를 추력기 핵심기술로서 수출제한 품목으로 관리하고 있어 기술확보뿐만 아니라 수급에도 상당한 어려움이 있는 실정이다.

현재 국내에서는 다목적실용위성 개발사업과 관련하여 한국항공우주연구원 주관으로 (주)한화

* (주)한화 대전공장 개발부

** 한국항공우주연구원 위성 열/추진 그룹
연락처, E-mail : kjh75@hanwha.co.kr

와 전남대학교와 공동으로 이리듐 촉매의 국산화를 수행하고 있다[2]. 이의 개발을 위해서는 촉매의 물리적/화학적 기초물성이 요구규격을 만족해야 하며, 반응시험 및 장기성능시험 등의 체계화된 검증절차를 거치게 된다. 즉 촉매의 개발에 있어 궁극적으로 고려되어야 할 것으로 위성용 추력기의 장시간 반복적인 운용조건에 부합하는 신뢰성 있는 촉매가 추력기의 성능을 보장하는 것이다.

본 연구에서는 저궤도 위성용으로 적용되고 있는 1Lbf급 하이dra진 추력기의 설계 제원을 기초로 하여 가시화 반응기를 설계/제작하였으며, 촉매대의 분해반응 및 거시적 거동을 육안 관찰함으로써 촉매대 설계개념을 파악하고자 하였다.

2 본 론

2.1 촉매 분해반응 가시화 장치

본 연구에서는 촉매 분해반응을 육안 관찰할 수 있도록 촉매대를 Quartz로 설계/제작하였다. 성능시험의 신뢰도를 확보하기 위해 저궤도 위성용으로 사용하고 있는 1Lbf급 하이dra진 추력기의 제원과 동일하게 설계하였으며, 아울러 본 추력기에 적용하고 있는 shower head type 인젝터의 추진제 분사패턴에 따른 촉매 분해거동의 파악이 가능하게 하였다. 그림 1은 가시화 반응기의 조립 형상을 보여준다.

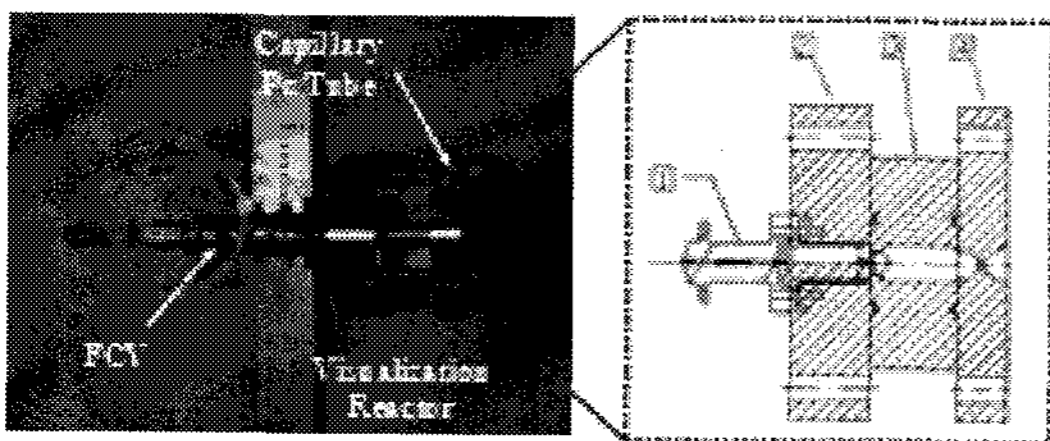


Fig. 1 가시화 반응기

본 연구의 촉매 반응시험을 위해 그림 2와 같이 추진제 공급장치, 촉매 분해반응 가시화 장치, 분해거동 감시장치 및 원격 제어/계측 장치를 일원화하여 구성하였다.

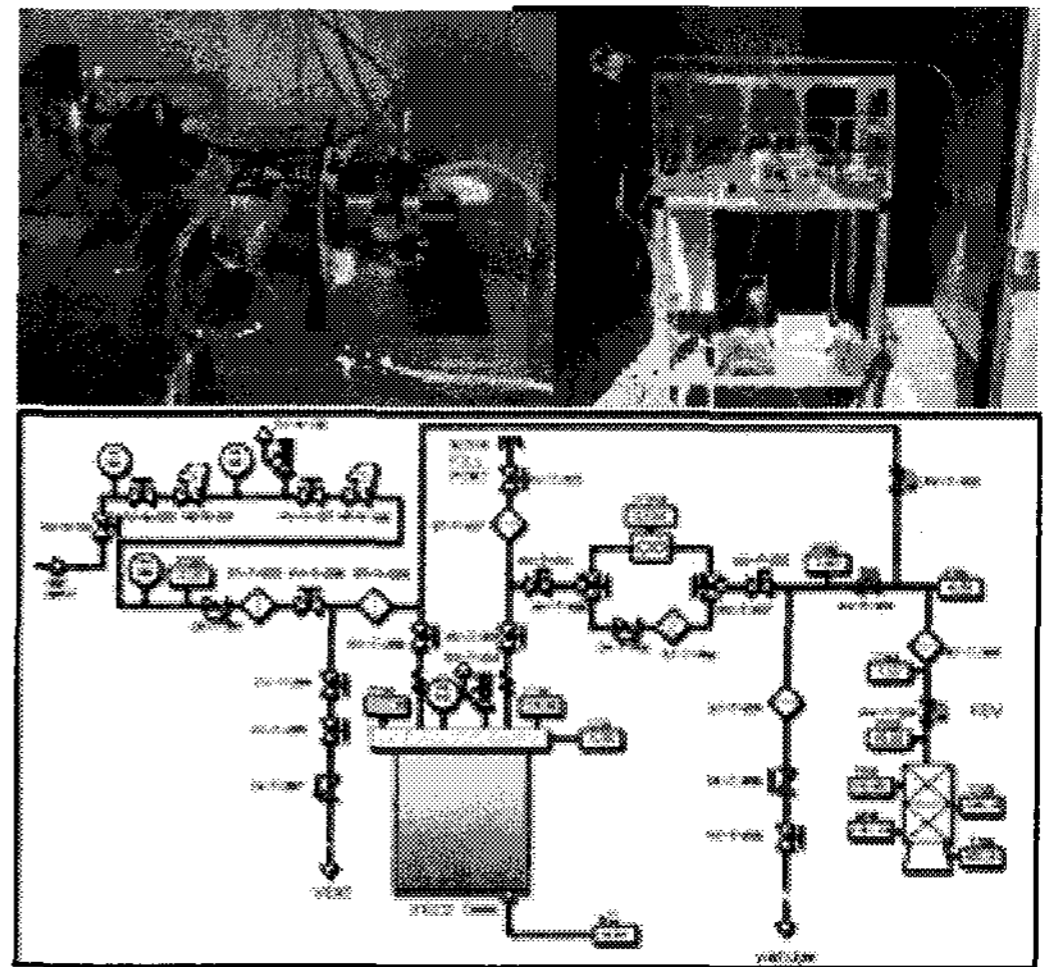


Fig. 2 촉매 분해반응 가시화 장치 구성

2.2 촉매 분해반응 시험

추력기 성능 평가를 위해 점화지연시간, 촉매대 압력강하, 연소실 압력 균일도, 특성 속도 및 진공 비추력 등이 주요 결정인자가 되며, 평가의 척도가 된다. 이러한 성능 요구조건을 만족하기 위해서는 촉매대 길이 및 촉매 충전량, 촉매 granule 분포 등의 촉매대 설계가 가장 중요한 역할을 하게 된다[3]. 본 연구에서는 이러한 설계인자 중 촉매 granule 분포에 따른 분해거동 특성을 관찰하기 위해 2가지 타입으로 촉매대를 구성하였고, 이를 표 1과 그림 3에 나타내었다.

Table 1. 촉매대 타입별 촉매 구성

Bed Loading	Catalyst Granule Mesh Size
Type I	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Upper(Coarse) : 18~20 mesh ▪ Lower(Fine) : 20~30 mesh
Type II	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Upper(Fine) : 20~30 mesh ▪ Lower(Coarse) : 18~20 mesh

촉매 분해반응 시험은 수입촉매인 유럽 Heraeus사의 HKC-12GA 촉매를 사용하여 타입별로 대기 조건에서 수행하였다. 시험조건은 추진제 공급압력을 85psi로 하여 약 0.7g/s의 유량을 일정하게 주입하였다. 정상상태시험에 앞서 촉매대의 활성화 안정화를 위하여 100ms on-time 펄스모드로 30초간 pre-burning을 수행하였고, 각 타입별로 연

소시간 10초의 정상모드 시퀀스로 진행되었다. 또한 시험방법 및 결과의 재현성 검증을 위해 모든 시험을 동일조건에서 2회 반복 수행하였다.



Fig. 3 촉매대 구성

그림 4는 본 시험에서 측정된 추진제 공급압력 및 연소실 압력분포를 보여준다. 저궤도 위성용 추력기의 경우, 촉매 성능평가 항목으로 80ms이하의 점화지연시간을 요구하고 있는데[4], 본 시험에서는 점화지연이 1000ms를 상회하고 있다. 이는 추진제 주입구의 ullage volume이 장치의 안전성을 고려하여 크게 설계됨에 기인한다. 이는 추력기 밸브 open 후 2초 이내에 연소실 압력이 안정화되고 분해거동 또한 그림 5에서 보여주는 바와 같이 촉매대 전영역으로 활성화가 진행되고 있는 것에서도 확인할 수 있다. 그림 5의 촉매 granule 분포에 따른 분해거동 차이가 추력성능에도 어느 정도 영향을 미칠 것이라는 당초 예상과는 달리 연소실 압력분포는 그림 4에서 나타난 바와 같이 거의 유사한 경향을 보이고 있다. 이의 주된 원인은 그림 5의 분해거동을 통해 추론 가능하다. 하이드라진과의 주반응은 촉매 granule의 위치와 무관하게 fine 촉매 영역에서 일어나고 있음을 볼 수 있고, 결국 촉매대 성능을 결정하는 분해가스의 생성과 가스온도는 fine granule에 의존하고 있다고 사료된다. 따라서 본 시험과 같이 fine granule의 촉매 충전량이 동일하고 추력성능에 영향을 줄 수 있는 촉매유실이 사실상 없다고 볼 수 있는 단기시험조건에서는 촉매 granule의 위치에 따른 추력성능 차이가 미비하다는 결론을 도출할 수 있다. 하지만 분해거동 분석을 통해 촉매대 분포에 따라 장기분해반응 시 영향성 및 추력기

촉매대 설계의 주요인자로서 역할을 다음과 같이 추론할 수 있다.

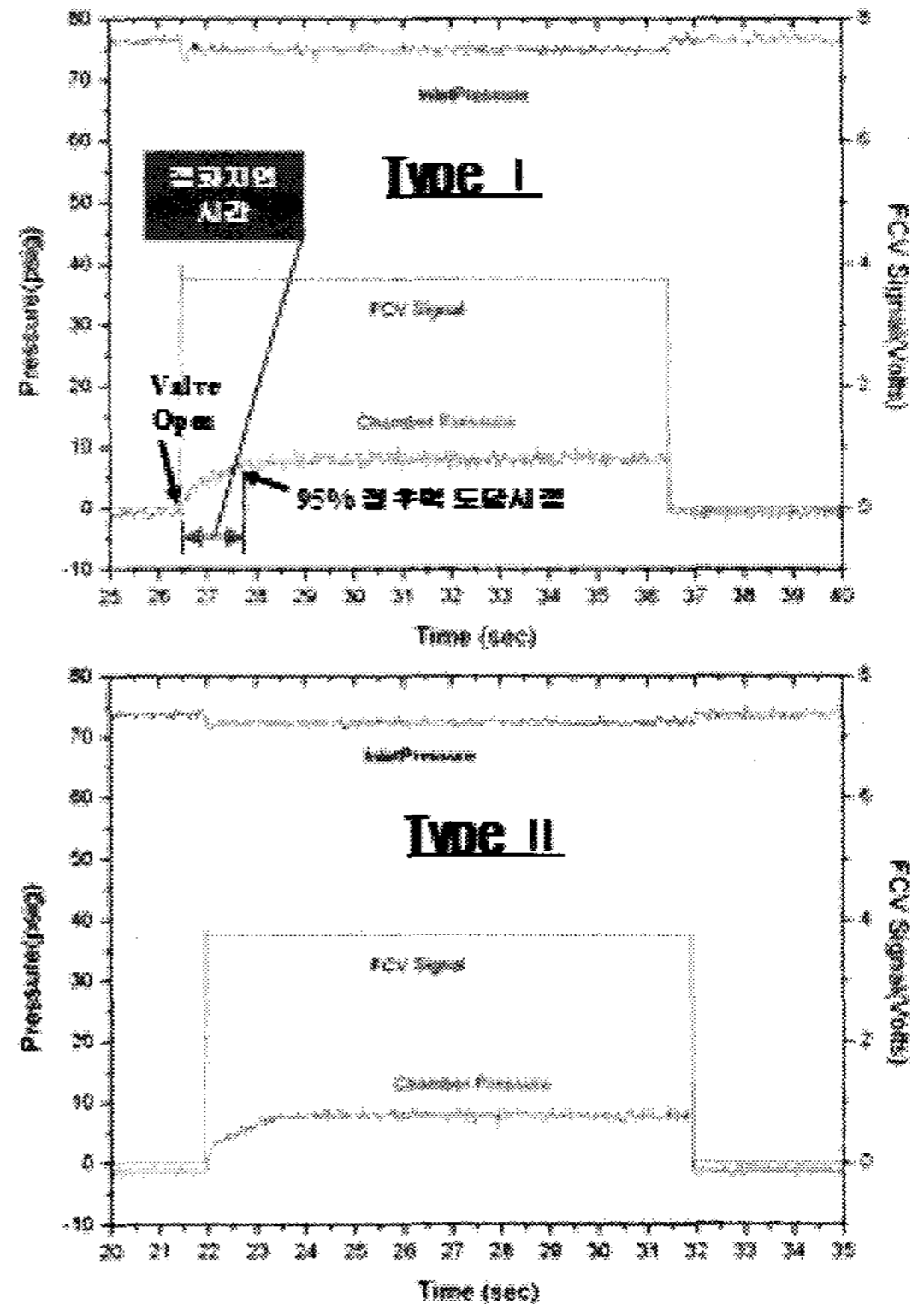


Fig. 4 타입별 연소실 압력분포 비교

첫째, 균일하고 안정적인 분해가스 생성 및 촉매대 온도분포이다. 추력기를 포함한 추진기관의 설계에 있어 고온, 고압의 연소가스로부터 열적 안정성을 확보하는 것이야말로 시스템의 성패를 좌우하는 최대의 주안점이 될 것이다. 본 연구의 분해거동만을 살펴보더라도 열적 안정성을 확보하기 위한 촉매대 설계의 중요성을 파악할 수 있다. 그림 5의 type I과 II의 분해거동을 살펴보면, 추진제 공급방향을 기준으로 왼쪽의 인젝터에서 추진제가 분사되고 있으며, 인젝터와 촉매를 스크린으로 분리하였다. 따라서 인젝터 부근에서는 촉매 granule의 구성과 무관하게 촉매반응이 미비하게 형성되고 있음을 볼 수 있다. 하지만 I의 경우, 노즐과 근접하게 fine 촉매가 위치하고 있으며, fine 촉매대 전구간에서는 균

일한 분해반응을 관찰할 수 있다. 반면 II의 경우는 앞서 설명한 바와 같이 인젝터 스크린 영역에서의 fine 촉매 분해 활성도가 미약하며, 더불어 노즐과 근접한 coarse 촉매대의 분해 활성화도 더디게 진행되고 있음을 확인할 수 있다. Shower head 분사방식의 인젝터를 적용하는 추력기 모델일 경우, type II와 같은 촉매대 설계는 분해가스가 노즐로 균일하게 전달되는 과정에 있어 coarse 촉매대가 케리영역으로 작용할 수 있으며, 또한 fine 촉매대의 온도분포 또한 국부적 열확산을 초래하여 촉매대의 열적 안정성을 저하시키는 요인으로 작용할 것으로 사료된다.

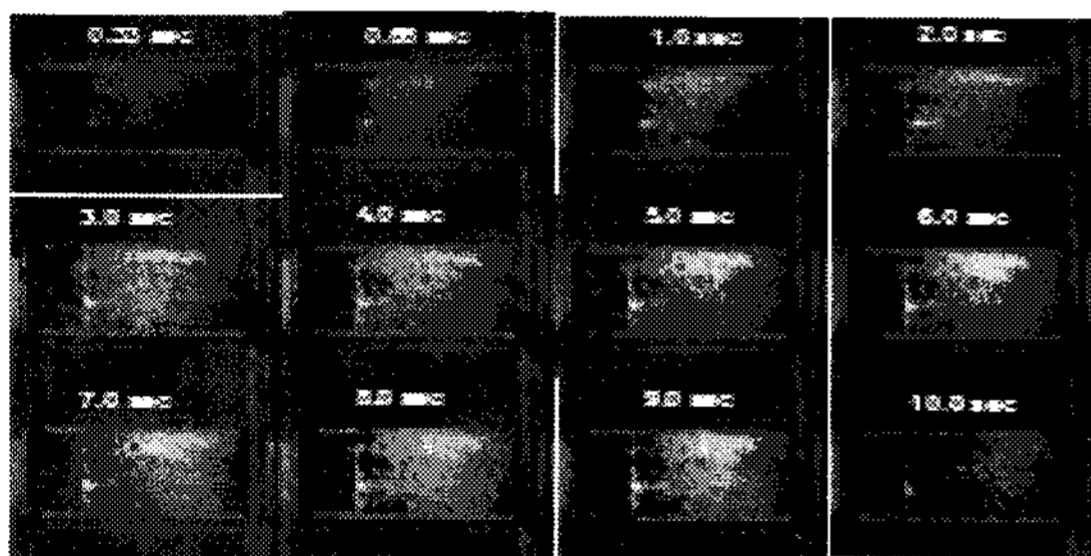
대에서는 인젝터쪽으로 열확산 조짐을 보이고 있다. 추력기의 장시간 작동 안정성을 확보하기 위하여 추진제 공급부로의 열차단과 열방출을 고려한 설계가 이루어져야 한다. 이는 촉매대의 고온의 열이 추진제 공급부로의 전달을 가능한 단절함으로써 추력기 작동 직후 발생 가능한 heat soak-back을 차단하고자 함이다. 하지만 type II의 촉매대 분포와 같이 fine 촉매 영역이 인젝터 부근에 넓게 분포할 경우에 있어서는 추진제 공급부로의 열전달을 증폭시키는 원인으로 작용할 것으로 사료된다.

3. 결 론

추력기 기초 설계개념 확보의 일환으로 본 연구를 통하여 촉매대 granule 분포에 따른 분해 거동을 육안 관찰하였고, 이의 분석을 통해 촉매대 설계의 주요인자로서의 영향성을 판단하는 계기가 되었다. 하지만 본 시험에서의 결과는 실제 위성에 사용되는 촉매의 성능검증을 위해 고려되어야 할 여러 조건들을 배제한 경우로, 대기압 하에서의 하이드라진과 반응하는 촉매의 분해거동을 육안 관찰/분석한 것이며, 본 논문에서 거론된 시험결과가 촉매 성능의 판단기준이 아니라는 것을 다시금 상기하고자 한다.

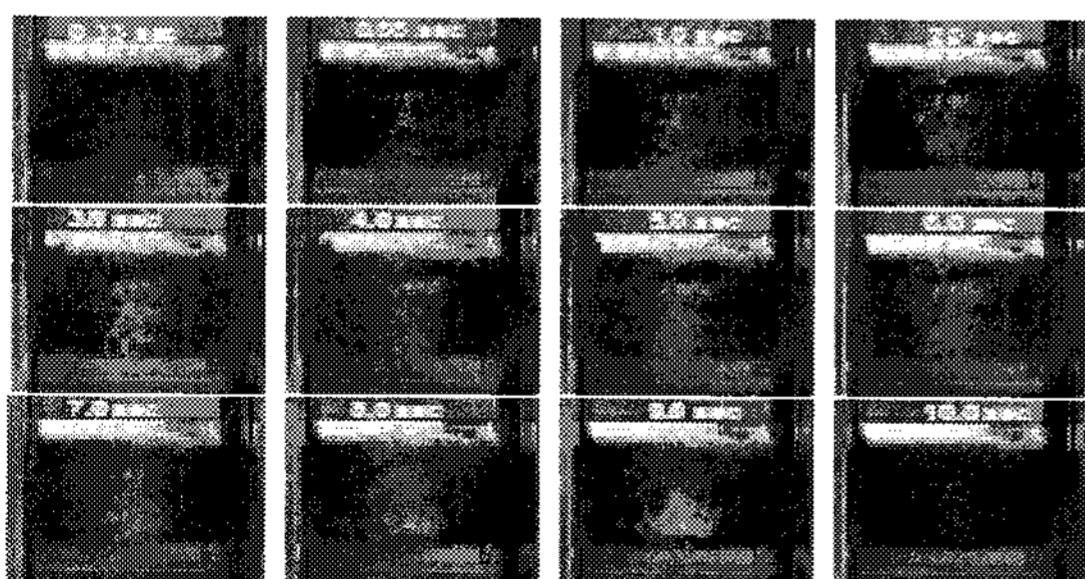
참 고 문 헌

1. Brown, C.D., Spacecraft Propulsion, AIAA, 1996
2. 김수겸, 유명중, 이균호, 김인태, 이재원, 조성준, "단일추진제 추력기용 하이드라진 분해촉매 성능시험" 한국 항공우주학회 춘계학술대회, 2007년 5월
3. Report of Rocket Research Corporation
4. TRW, Inc. "Catalyst for Monopropellant Decomposition of Hydrazine", MT4-1D, 1973.



(a) Type I

: 추진제 공급방향 (왼쪽, 인젝터→오른쪽, 노즐)



(b) Type II

: 추진제 공급방향 (왼쪽, 인젝터→오른쪽, 노즐)

Fig. 5 촉매대 분해거동 발전추이

둘째, 열방출(Heat sink)를 고려한 촉매대 설계 반영이다. type I의 경우, 촉매 분해거동이 fine 촉매대를 기준으로 노즐쪽으로 방향성을 띠며 활성화되고 있는 반면, II의 경우 노즐쪽 coarse 촉매대로의 열확산이 미비하고, fine 촉매