

## 하이브리드 로켓의 불안정 연소 특성 가시화

구원모\* · 이창진\*\*

### The Visualization of Unstable Combustion in Hybrid Rocket

Wonmo Koo\* · Changjin Lee\*\*

#### ABSTRACT

The irregular fuel surface was observed by the visualization of hybrid rocket combustion. Even though the test condition maintained oxidizer rich environment, the irregular dark fuel surface was formed as the result of incomplete combustion. In order to investigate the correlation of the characteristics of oxidizer flow and the irregular fuel surface, various flow conditions were imposed such as swirl flow, induced swirl flow by helical fuel configuration and straight flow. Test results revealed no correlation was found between oxidizer flow condition and irregular fuel surface. And this can be a commonly observed phenomena in the tests with different fuel/oxidizer combination. Thus, the irregular fuel surface can be a result of the interaction of blowing flow of vaporized fuel and the boundary layer of oxidizer flow. A further study will be required to confirm the assumption for the formation of irregular fuel surface.

#### 초 록

하이브리드 로켓의 연소 가시화에 의하면 연소 후 연료 표면이 고르게 연소되지 못한 것을 확인할 수 있었다. 검은색의 불규칙한 연료 표면은 국부적으로 산화제가 부족해서 생긴 현상이다. 실험조건은 산화제 공급이 충분히 이루어진 상태였으므로 불완전 연소가 산화제 유동 조건과 관련이 있는가를 검증하기 위하여 여러 가지의 산화제 유동 환경을 설정하여 실험하였다. 실험결과에 의하면, 산화제 유동이 불안정한 연료표면에 영향을 줄 수 있지만 근본적인 발생 원인이 아닌 것을 알 수 있었다. 또한 다른 추진제를 사용하는 하이브리드 로켓 실험에서도 비슷한 현상이 발견되고 있는 점을 볼 때 이러한 불안정한 연소는 하이브리드 로켓의 연소에서 발생하는 공통적인 현상임을 확인하였다. 이는 연료가 기화하는 분출 유동과 산화제 유동이 혼합할 때 경계층이 교란되어 나타난 결과로 판단된다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Irregular Spot(점), Blowing Effect(분출효과)

† 2007년 6월 4일 접수 ~ 2007년 7월 6일 심사완료

\* 학생회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

\*\* 종신회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과  
연락처, E-mail: cjlee@konkuk.ac.kr

하이브리드 로켓은 높은 비추력과 안정성, 추력 조절, 경제성 등에서 액체나 고체 로켓보다 뛰어난 장점을 보이고 있으나 연료 충전율과 연소율이 낮은 단점이 실용화에 가장 큰 걸림돌로 작용하고 있다. 이런 단점을 극복하고자 이창진 등[1]은 산화제의 유동 특성을 변화시켜 연소를 향상을 꾀하였고 행해진 모든 실험에서 연료 내부 표면이 고르지 못 하고 거칠게 연소되는 것을 확인 할 수 있었다. 그리고 이런 현상은 PMMA/GOx를 사용하는 하이브리드 로켓 실험에서 뿐만 아니라 HTPB/GOx, N<sub>2</sub>O/HTPB를 이용한 Evans 등[2]의 실험에서도 관찰될 수 있었다. 서로 다른 연료와 산화제를 사용한 두 실험결과를 비교해보면 비록 연소된 연료 표면의 거칠기에는 차이가 있지만 전체적으로 연료 표면이 거칠게 발생했다는 점과 축 방향에 따라 거친 정도가 점점 더 심해지고 있다는 점에서 같은 원인에 의한 현상으로 판단하게 되었다. Evans등은 이 원인이 난류전단유동의 발생에 의한 결과로 판단하였지만 아직 근본적인 발생 원인이 검증되지 않았다. 또한 연료 표면이 불규칙 하게 연소하는 현상이 계속진행 되었을 때 연료의 효율적 이용을 방해함과 동시에 연소불안정 문제를 야기할 수 있기 때문에 본 연구에서는 연소 실험을 가시화 하여 이에 대한 발생 원인과 산화제 유동 특성과의 관계를 살펴보았다.

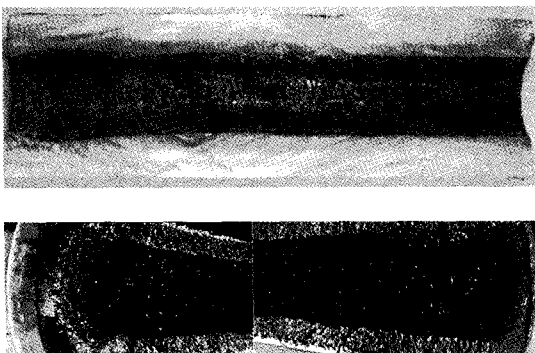


Fig. 1 PMMA/GOx and N<sub>2</sub>O/HTPB[2] after combustion

## 2. 연료 표면 관찰

우선 불균일한 연료 표면을 살펴보기 위하여 하이브리드

드 로켓 연소 실험을 진행한 연료의 표면을 관찰해 보았다. 각각의 실험은 5회 이상 반복 실시하였다. Fig. 2는 기본형 실험을 진행한 후, 연료 표면을 관찰한 사진으로 자세히 관찰하면 위, 아래 그림에서 튀어나온 부분들은 모두 검게 그을음을 젖어 있는 것을 볼 수 있다. 이것은 이 부분이 산화제 부족으로 인하여 불완전 연소한 결과 그을음과 연료가 남았다는 것을 말해준다. 즉 거친 연료 표면의 원인이 산화제 부족으로 인해 검은 spot이 발생하기 때문인 것을 알 수 있다.



Fig. 2 Spots by non-equilibrium combustion

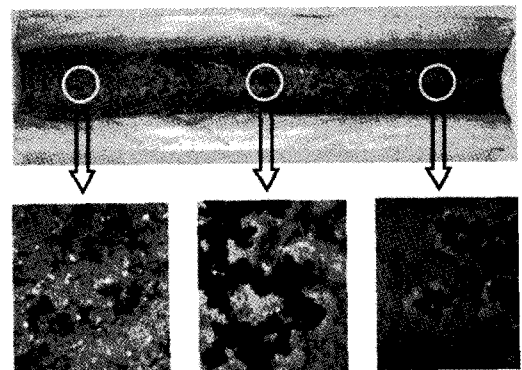


Fig. 3 Comparison of different regions

그리고 전체적으로 보았을 때 검은 spot 크기에 따라 세 부분으로 나누어 확대한 부분을 Fig. 3에 나타냈다. 앞부분에서는 spot이 아주 미세하고 조

밀하게 분포되어 있는 것을 볼 수 있고 중간 부분과 뒷부분은 앞부분에 비해 spot 발생이 훨씬 크게 발생한 것을 볼 수 있다. 이것은 산화제 주입시의 압력이 400psi, 연소 시 연소실 압력이 약 300psi이고 연료 포트와 인젝터 포트의 지름이 각각 2cm, 1cm이기 때문에 입구 부분에서 주입된 산화제가 연료 표면과 충돌하고 이것이 다시 연료의 중간부분에서 모여 발생하는 현상이다. 연료의 후반부에서는 빠른 흐름에 용해된 연료가 밀려나가서 검은 spot의 크기가 작아졌다고 판단된다. Fig 3에서 보듯이 그 크기는 다르지만 연소 전 영역에 걸쳐서 불완전한 연소 부분들이 나타나고 있음을 알 수 있다. 본 연구에서 사용한 PMMA의 연료 표면에서는 비교적 작은 돌기들이 나타났으나 Fig 1에서 보듯이 HTPB의 연소에서는 비교적 큰 지름을 갖는 불규칙한 표면이 형성되었다.

### 3. O/F 비 계산

앞서 언급한 것처럼, 불규칙한 연료 표면은 국부적인 산화제 부족이 발생하는 영역이므로 연소 조건을 확인하였다. 초기에 공급되는 산화제량의 부족 여부를 판단하기 위하여 이론적인  $(O/F)_{stoi}$ 와 실제로 사용되는  $(O/F)_{actual}$  비교하였다. PMMA와 기체산소의 반응식은 식 (1)과 같으며 완전 연소 반응을 가정하면 다음과 같은 화학 반응식이 성립된다.

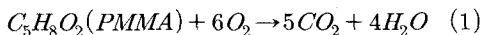


Table 1. Test Condition

연소시간 (s)	10
산화제 유량 (g/s)	20
연소 전 중공 부피 (ml)	66.3
연소 후 중공 부피 (ml)	105.3
PMMA 밀도 ( $g/cm^3$ )	1.19

위의 화학반응식에 의하면 이론적인 산화제/연료비는  $(O/F)_{stoi} = 1.92$ 이며 Table 1에 있는 실험 조건을 이용하여 실험에 사용된 산화제/연료비는  $(O/F)_{actual} = 4.31$ 임을 알 수 있다. 따라서 산화제가

2배 이상의 충분한 양이 공급되고 있음을 확인할 수 있었다. 그러나 이러한 산화제 과잉 조건에도 불구하고 산화제 부족으로 인한 연료 표면의 검댕 발생은 매우 특이한 현상이다. 따라서 불완전 연소와 불규칙한 연료 표면을 갖는 부분들이 어떤 생성원인에 의하여 발생하는가를 확인하기 위하여 연소가시화를 실시하였다.

### 4. 가시화장치와 실험조건

연소가시화를 촬영하기 위해 캐논 S3IS 디지털 카메라의 동영상 기능을 사용하였다. 이때 연소가 진행되는 동안 나타나는 높은 조도를 조절하기 위하여 백열등을 이용해 카메라의 감도를 고정하고 광량 감소 필터(ND8)와 0.6mm의 검은색 아크릴 판을 이용하였다.

Table 2. Test condition of Visualization for combustion

	유량(g/s)	시간(s)	Swirler	나사산
(1)	20	10	·	·
(2)	20	8	Type II	·
(3)	20	10	·	피치80
(4)	20	7	Type II	피치80

연소가시화를 위하여 진행한 실험 조건들은 기본적인 산화제 유동을 사용한 기본형 실험 후 유동에 따른 spot의 생성특성을 관찰하기 위해 추가적으로 세 가지 다른 유동 조건에서 실험을 실시하였다. 실험에 사용한 유동 조건들은 Table 2에 나타내었다. 피치 80 나사산과 Type II 인젝터에 대한 설명은 참고문헌 [1,3]에 자세히 설명되어 있다. 그리고 로켓 모터의 점화시간을 고려하여 2초부터 연소가시화를 실시하였다.

### 5. 연소가시화 실험

Figure 4는 기본형 실험을 수행한 후에 얻은 연소가시화 결과로 연소 초기에 산화제 유동이 벽면을 타고 흐르면서 지름이 모양의 난류 구조가 형성되고 있음을 보여주고 있으나 연소가 어느 정도 안정된 4초 이후에는 난류 구조는 보이지 않고 불

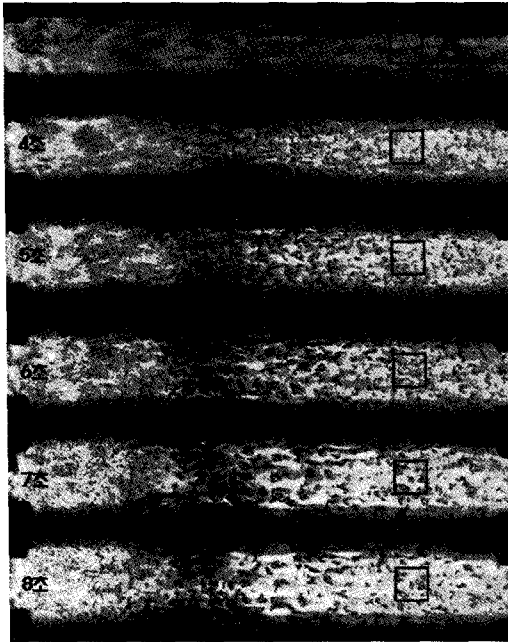


Fig. 4 Visualization of combustion(Baseline test)

완전 연소가 일어나는 불규칙한 spot들을 관찰하게 된다. 그리고 산화제 충돌로 인해 가운데 부분에서 spot이 더 많이 발생하는 것을 확인할 수 있다. 가운데 부분은 구조적으로 영향을 받기 때문에 제외하고 spot의 특성을 알기 위해 연료의 앞과 뒷부분을 확대해 관찰하였다. 하지만 앞부분은 spot 발생이 미세하고 유동에 잘 휩쓸리기 때문에 관찰이 힘들어 상대적으로 spot이 크게 발생하는 뒷부분 즉 A부분을 확대하여 spot의 특성을 알아보기로 하였다. Fig. 5에서 A부분을 확대한 결과 spot이 생성, 소멸, 이동하는 것을 볼 수 있다. 산화제 유동 속도가 약 47m/s인 것을 고려할 때 원으로 표시를 해둔 곳의 경우 시간에 따라 거의 움직이지 않는 것을 관찰할 수 있다. 이것은 spot이 산화제 유동의 영향을 거의 받지 않고 있다는 것을 의미한다. 그리고 같은 유동 조건 아래에서 미세한 spot들이 나타날 정도로 연료 표면 부분에서 산화제 유동에 굴곡이 있다고 생각하기 어렵기 때문에 spot이 다른 원인에 의해 발생한다고 판단할 수 있다. 이를 확인하기 위해 초기 유동 조건과 연료 형상을 바꾸어 가면서 다른 유동 조건에서의 실험을 수행하였다.

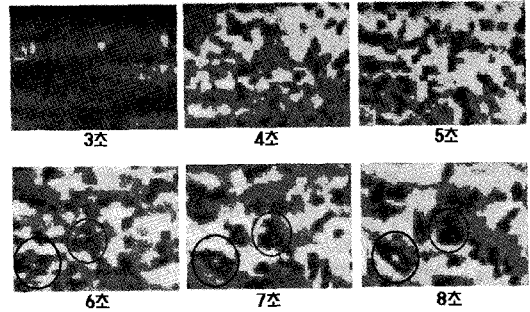


Fig. 5 Transient views of the part A from Fig. 4



Fig. 6 Visualization of combustion(Swi기 Injector)

스윙 인젝터를 이용한 실험 결과인 Fig. 6은 Fig. 4와 비교해 볼 때 스윙 유동의 영향으로 연료 표면에 산화제 밀도가 높아져 spot이 많이 줄어든 것을 볼 수 있다. 그리고 여기서도 기본형 실험과 마찬가지로 spot이 연료 전체적으로 발생하는 것과 고정되어 있는 부분이 나타나고 이것으로부터 스윙 유동에서도 기본형 실험 결과와 마찬가지로 spot이 유동과 관계없이 발생한다는 것을 확인할 수 있었다. 한 가지 특이한 점은 4초에서 표시된 부분을 중심으로 스윙 유동 방향과 반대 방향으로 spot들의 정렬되어 새로운 나선이 발생한다는 것이다. 이 부분에 대해서는 아직 확실한 검증이 되지 않았기 때문에 그 발생 원인을 설명할 수 없으므로 많은 실

험을 통하여 검증해 나가도록 할 것이다. 그리고 기본형 실험 결과에 비해 산화제 유동에 스월이 추가 되었을 때 상대적으로 밝은 것을 관찰할 수 있는데 이것은 스월 유동의 영향으로 인하여 연소가 더 잘 되고 있다는 것을 말해주고 있다.

Figure 7은 나사산이 있는 연료에 대한 실험으로 앞서 실험에서와 마찬가지로 전체적으로 spot이 발생하는 것을 볼 수 있다. 여기서 특이한 것은 Fig. 8에서 볼 수 있듯이 나사산 부분에서 발생한 spot이 나사산 홈 쪽으로 밀리는 현상인데 이는 나사산 홈에 의해 난류가 발생하고 시간이 지날수록 이것이 산화제와 연료의 혼합을 도와주기 때문이라고 여겨진다.

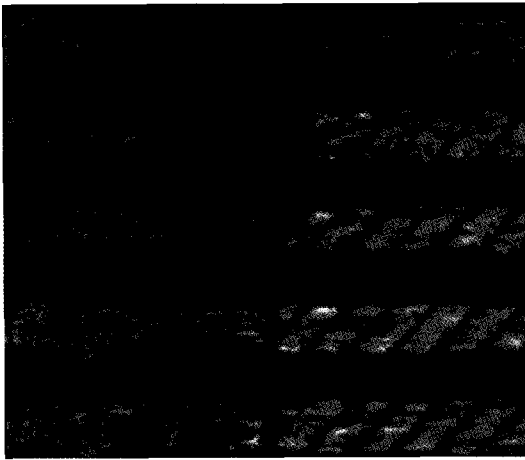


Fig. 7 Visualization of combustion(Pitch 80 test)

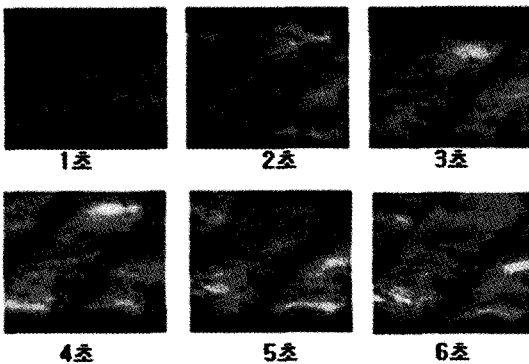


Fig. 8 Transient pictures on the helical grain

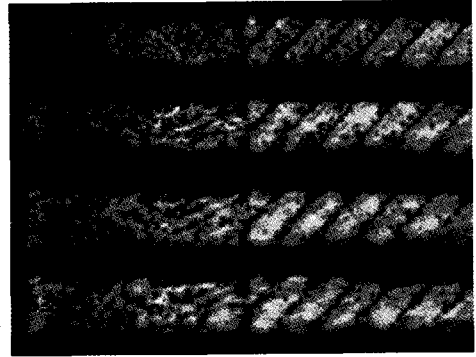


Fig. 9 Visualization of combustion(Pitch 80 + Swirl injector)

위에서 얻은 결과와 같이 Fig. 9는 spot 발생이 전체적으로 발생하고 있는 것을 보여주고 부분적으로 spot이 유동에 영향을 받지 않는 것을 볼 수 있다. 그리고 스월과 나사산의 영향으로 인해 기본형 실험 결과에 비해 연소가 더 잘 되고 있는 것을 볼 수 있다.

## 6. 결론 및 향후계획

하이브리드 로켓 연소 실험 후 거친 연료 표면을 발견하게 되었고 이에 대한 연구를 하게 되었다. 연료 표면을 관찰한 결과 거친 표면의 원인이 국부적인 산화제 부족 현상에 의한 것임을 알 수 있었다. 그리고 spot의 특성을 알기 위해 4번의 연소가시화 실험을 통해서 spot이 다양한 산화제 유동 조건과 관계없이 비슷한 특징을 갖고 연료 내부에 발생한다는 것을 확인할 수 있었다. 즉 spot이 발생된 후에 산화제 유동에 의해 영향을 받을 수는 있지만 근본적인 발생원인은 유동에 의한 것이 아님을 알려주고 있다.

이어서 Evans의 실험결과를 보면 다른 연료 조건의 하이브리드 로켓 실험에서도 거의 같은 결과가 나타나는 것을 볼 수 있다. 위의 실험 결과와 같이 생각해 보았을 때 결과적으로 이런 불규칙적인 spot 발생 현상이 유동에 의해서가 아니라 하이브리드 로켓 연소과정에서의 특징과 관련이 있다고 판단할 수 있고 이 원인으로 분출효과가 가장 유력하다고 생각한다. 즉 산화제 유동이 연료의 분출 유동에 영향을 받아 경계층이 교란되어 이러한

spot이 발생하게 될 것이다. 앞으로 하이브리드 로켓의 다른 산화제와 연료를 사용하였을 때의 실험을 통해서 이와 비슷한 결과가 나오는지 확인하여 원인을 규명하고 개선점을 찾도록 노력할 것이다.

#### 참 고 문 헌

1. K.H Shin, C. Lee, S. Y. Chang, and J. Y. Koo, "The enhancement of regression rate of hybrid rocket fuel by various method," AIAA 2005-0359, Reno, 2005
2. Brian Evans, Nicholas A. Favorito, and Kenneth K.Kuo. "Oxidizer-Type and Aluminum-Particle Addition Effects on Solid-Fuel Burning Behavior" AIAA paper 06-4676, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006
3. 황영춘, 이창진 "스웰 유동과 나선형 그레이인에 의한 하이브리드 로켓 연료의 연소율 향상" 한국항공우주공학회지 제 34권, 제 4호, 2006