

論文

스윙 유동과 나선형 그레인에 의한
하이브리드 로켓 연료의 연소율 향상

황영춘*, 이창진**

The increase in the regression rate of hybrid rocket fuel by
swirl flow and helical grain configuration

Youngchun Hwang* and Changjin Lee**

ABSTRACT

Experimental tests have been done with swirl injector and helical grain configuration to increase the regression rate of hybrid rocket solid fuel. Two types of injector were designed to evaluate the swirl effect of oxidizer stream on the increase in the regression rate. Results showed Type II injector with swirl number of 3.61 induced the better regression rate than Type I injector. Meanwhile, fuels with two different pitch number of 6 and 100 were used to analyze the flow characteristics on the enhancement of regression rate. Test with fuels of pitch 6 showed better increase in the regression rate than in the pitch 100 when no swirler was imposed. This is due to the generation of strong turbulences in the oxidizer stream along the pitch 6 configuration. However, the regression rate could be increased further in the fuel with pitch 100 than with pitch 6 when swirl flow was imposed by Type II injector. This result implied that the fuel with pitch 100 could take a role of sustainer of the imposed swirl by swirler II instead of turbulence generator.

초 록

하이브리드 로켓 연료의 연소율 향상을 위해서 스윙 유동을 이용한 방법과 나선형 그레인 방법의 두 가지 방법을 사용하여 연소율 증가에 대한 실험 연구를 수행하였다. 스윙 유동을 적용하기 위해서 두 가지의 인젝터를 사용하였으며 스윙 수 3.61인 인젝터를(Type II) 사용할 때 더 높은 연소율 증가를 나타내었다. 그러나 두 가지 인젝터 모두에서 공통으로 연료 앞부분에서 연소가 집중적으로 발생하는 현상이 발생하였다. 나선형 그레인에 의한 연소율 증가를 실험하기 위하여 피치 6과 피치 100인 두 종류 연료를 사용하였다. 스윙 유동이 없는 인젝터를 사용할 경우 피치 6 그레인에서는 강한 난류의 발생에 따른 연소율 향상이 더 크게 일어나는 것을 확인할 수 있었다. 그러나 스윙 인젝터와 나선형 그레인을 동시에 적용하여 실험한 결과에 의하면, Type II 인젝터와 피치 100 그레인을 적용할 경우에 가장 높은 연소율 증가를 이루었다. 이것은 인젝터에서 발생한 스윙 유동이 나선형 그레인을 통해 연료의 출구까지 유지되었기 때문인 것으로 판단된다.

Key Words : Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Regression Rate(연소율), Swirl Injector(스윙 인젝터), Helical Grain(나선형 그레인)

† 2005년 12월 1일 접수 ~ 2006년 2월 21일 심사완료

* 정회원, 건국대학교 대학원 항공우주공학과

** 정회원, 건국대학교 기계항공학부, CAESIT

연락처, E-mail : cjlee@konkuk.ac.kr

서울시 광진구 화양동 1번지

I. 서 론

하이브리드 로켓은 제작, 보관이 용이하며 경제적인 개발이 가능한 로켓으로 알려져 있다. 또한 재 점화 및 추력 조절이 용이하고, 고체 로켓에 비해 높은 비추력을 갖는 등 성능 면에서도 뛰어난 특성을 나타내고 있다. 그러나 낮은 밀도 비추력과 충전율 그리고 연소 후 연료가 남는 등의 단점이 존재한다. 그 중에서 낮은 밀도 비추력은 하이브리드 로켓을 실용화하는 데 가장 큰 단점이며 따라서 대부분의 연구는 하이브리드 로켓 연료의 연소율을 향상하는 데 집중되고 있다.

하이브리드 로켓 연료의 연소율 향상을 위해 널리 쓰이는 방법은 연료에 AP (Ammonium Perchlorate) 나 Al 분말을 첨가제로 사용하여 연료의 발열량을 증가시켜, 결과적으로 연소율을 증진시킨다. Kirshnan은 고체 연료인 HTPB (Hydroxy terminated poly butadiene)에 AP와 Al를 첨가하여 실험한 결과 최대 180%의 연소율을 증진을 확인하였다[2]. 또한 Risha 등은 나노 크기의 활성물질 분말을 첨가하여 연구하였으며 13%의 활성물질 파우더를 첨가하여 최대 63%의 연소율 증진을 이루었다[3]. 그러나 이와 같이 AP나 Al등의 첨가는 연소율을 증진시키는데 효과적이지만, 하이브리드 모터의 장점인 안정성을 잃게 된다는 문제점을 갖는다.

연소율 증진을 위하여 사용되는 다른 방법은 스월 유동을 갖는 산화제를 사용하는 방법이다. 스월 유동은 연료 포트 안에서 연료 면과 산화제의 반응 시간을 증대시키며, 이를 통해서 연소율을 증진시킬 수 있다. Yuasa 등은 스월 인젝터를 제작하여 스월 강도에 따른 연소율 향상에 대해 실험하였다. 그들의 연구 결과에 의하면 스월 강도에 따라 최대 200%까지의 평균 연소율 증진시켰다. 하지만 연소율의 증진이 연료의 입구 부분에만 국부적으로 집중되어 나타나는 단점이 있다 [4-6]. 또한 이창진[7-8] 등은 연료 포트의 내부 형상을 나선형으로 구성하여 산화제 유동의 스월이 연소율 증가에 기여하는 효과를 실험하였다. 실험 결과에 의하면 나선형 형상을 한 연료에서는 그렇지 않은 경우에 비하여 스월 효과가 연료의 끝까지 지속되는 것을 확인하였으며 이로 인하여 연소율이 15% 정도 더 향상되는 것을 확인하였다. 그러나 스월 인젝터를 사용하는 방법과 나선형 형상의 연료를 사용하는 방법이 각각 연소율 향상에 기여할 수 있음은 확인하였으나 두 가지 방법을 동시에 사용하는 경우 스월 효과와 나선형 연료가 연소율 증진에 미치는 상호작용에

대하여 아직도 많은 부분에 대한 연구와 실험이 진행되어야 한다.

따라서 본 연구에서는 스월 유동과 나선형 형상의 연료를 동시에 사용하는 경우 어떤 상관관계를 유지하면서 연소율 증가를 얻을 수 있는가에 관한 실험을 수행하였다. 연소율 증진에 나타나는 스월 효과를 얻기 위하여 두 종류의 인젝터와 두 종류의 나선형 연료를 동시에 조합하여 사용하였다. 연구 결과는 연소율 증가를 최대하기 위한 산화제 스월 유동과 나선형 연료의 조합에 관한 설계 자료로 사용될 수 있을 것이다.

II. 본 론

2.1 실험장치

본 연구에서 사용한 고체 연료는 중공을 갖는 PMMA, 산화제는 기체산소를 사용하였으며 실험장치와 실험 방법에 관한 자세한 서술은 참고문헌 [7-8]에 잘 언급되어 있다. Fig. 1은 사용된 실험 장치의 개략도 이다.

실험 장치와 실험 방법에 관한 검증을 위하여 실험 결과는 참고문헌 [4-6]의 결과와 상호 비교하였으며 자세한 내용은 참고문헌 [7-8]에 상세하게 언급되어 있다.

2.2 Swirl Injector

인젝터에 의한 스월 유동은 산화제와 고체 연료가 접촉하는 시간을 증가시킴으로써 열전달을 향상시키며 이로 인하여 고체 연료의 연소율을 증진시킨다. 하지만 산화제 유동이 연료 그래인을 통과하면서 마찰에 의하여 스월 유동이 약해

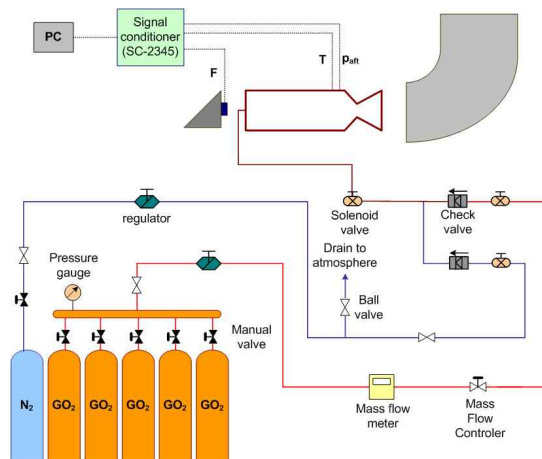


Fig. 1. Schematic of experimental setup

지기 때문에 스윙 유동의 효과는 연료의 입구 부분에서만 나타난다. 그러므로 실제 로켓에 스윙 효과에 의한 연소율 증가를 적용한다면 연료의 입구 부분만 국부적으로 많이 연소 하고 연소 후에도 많은 연료가 남는 문제가 발생한다. 본 연구에서는 이런 단점을 완화시키기 위해 인젝터 형상에 대한 연소 특성을 살펴보고 어떤 종류의 스윙 유동이 연소율 향상에 기여하는 가에 관한 실험을 시도하였다.

하이브리드 로켓에서 공급되는 산화제에 스윙 유동을 적용하기 위해서 두 가지 형태의 인젝터를 설계하였다. 첫 번째 스윙 인젝터(Type I)는 산화제가 연료와 축-방향으로 정렬된 공급포트의 접선방향으로 공급되도록 설계하였다. 이러한 형상은 Yuasa 등이 사용한 방법이며 앞서 언급한 바와 같이 연료의 입구 쪽에 심한 불균형 연소를 발생시키는 단점이 존재한다. 두 번째 스윙 인젝터(Type II)는 첫 번째 인젝터와 크기 및 형상은 동일하지만, 산화제가 공급되는 포트가 수직방향에 대하여 30도의 각도를 갖도록 가공하였다. 이렇게 산화제를 공급하면 Type I 인젝터에 비하여 산화제가 연료의 축 방향으로 많은 운동량을 갖도록 할 수 있다. 따라서 스윙 효과가 연료의 입구에 집중되는 현상을 완화할 수 있을 것으로 기대하였다. Fig. 2는 실험에 사용된 두 종류의 인젝터에 관한 설계도이다.

설계된 인젝터에서 스윙 유동의 강도를 나타내는 스윙 수(swirl number)는 아래의 관계식을 이용하여 계산할 수 있다. 스윙 수는 선회류를 갖고 있는 유동의 축 방향 운동량에 대한 접선방향

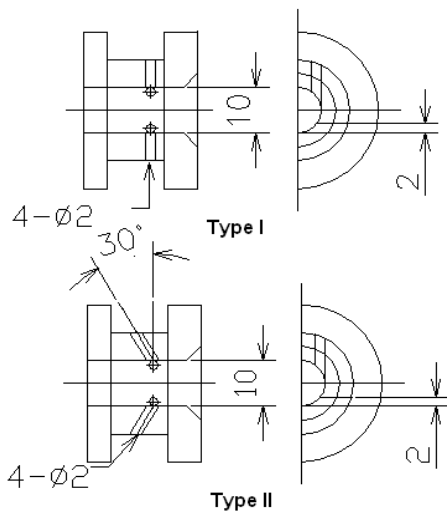


Fig. 2. Swirl injector configurations



Type I swirl injector Type II swirl injector

Fig. 3. Effect of injector type on combustion

운동량의 비를 의미하며 큰 값을 갖게 될수록 선회 강도가 강해짐을 의미한다. 만일, 축-방향속도 (U_{ax})와 접선 방향속도(U_{tan})가 일정하다고 가정하면 스윙 수는 다음 식에 의하여 결정된다.

$$S_g = \frac{2}{3} \frac{U_{tan}}{U_{ax}}$$

따라서 Type I 스윙 인젝터의 스윙 수는 4.17이며 Type II의 스윙 수는 이보다 작은 3.61이다.

본 연구에서 실험 조건은 산화제 유량은 15g/s를 기준으로 변화하였으며 실험 시간 4초로 하였다. Fig. 3은 두 종류의 인젝터를 사용하였을 때 연료 입구에 나타나는 스윙 유동의 흔적을 보여 주고 있다. 이 현상은 인젝터에 의해 발생한 스윙 유동이 연료 벽면과의 마찰로 인해 연료 입구에서 급격히 선회 유동이 소멸되고 있음을 의미하며 이로 인하여 이 부분에서 열전달이 매우 향상되었음을 나타낸다. 두 개의 인젝터에 의한 연소율 증가를 살펴보면 Type II 인젝터를 적용했을 경우에 스윙에 의한 연소율 증가가 Type I에 비하여 상대적으로 연료의 축 방향으로 더 넓은 범위에서 이루어지고 있음을 확인할 수 있다.

Table 2. Regression rate with swirl injectors

	Baseline	Type I	Type II
Regression rate (mm/s)	0.274	0.490	0.508
Increase(%)	100	178.9	185.2

Table 2는 스윙이 없는 기본형 인젝터(baseline)와 두 종류의 스윙 인젝터를 사용하여 얻은 실험 결과를 요약한 것이다. 기본 인젝터에 의한 연소율을 100%로 하였을 때, Type I은 180%, 그리고 Type II는 185%의 연소율 증가를 나타내고 있다.

그러나 두 종류의 인젝터 모두 연료 입구에 불균형을 이루는 과도한 연소가 진행되었다는 공통점이 나타났다. 비록 Type II 인젝터를 사용할

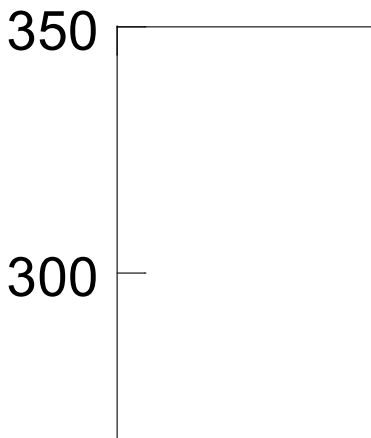


Fig. 4. Pressure trajectory with swirl injectors

때 스웰 효과가 연료의 안쪽으로 좀 더 진행하여 불균형 연소가 완화된 결과를 보여주고 있으나 실용 로켓에 인젝터를 사용하기 위해서 이처럼 국부적으로 발생하는 연소 불균형은 반드시 해결하여야 하는 문제이다.

Fig. 4는 인젝터를 사용하여 연소 실험을 하는 동안 연소실의 압력 곡선을 비교한 것이다. 기본형 인젝터를 사용한 경우 연소실 압력은 280psi 근처를 보여주고 있으며 이는 설계 압력 300psi 보다 낮은 수준의 압력이다. 스웰이 적용된 두 종류의 인젝터에 따른 연소 압력 곡선을 살펴보면 기본 인젝터의 경우와 좀 다른 특성을 보여주고 있다. 즉, 스웰 유동이 있는 경우의 연소실 압력은 기본형 인젝터를 사용한 경우에 비하여 완만하게 압력이 증가하는 현상을 보여 주고 있다. 이것은 스웰 유동에 의하여 연료와 산화제의 접촉시간이 길어져 축 방향으로 진행하면서 연소하는 데 더 많은 시간이 걸리기 때문이다. 따라서 연소에 참여하는 연소면적이 넓어지는 데 기본형 인젝터를 사용하는 경우보다 완만한 압력 상승을 보여준다. 이와 같은 경향은 스웰 유동이 첨가된 모든 산화제 유동에 대한 연소에서 동일하게 나타난다. 한편 그림에서 보듯이 Type II 인젝터를 사용하는 경우의 총 추력이 Type I 인젝터를 사용한 경우보다 더 큰 것을 알 수 있다. 앞서 Table 2에서 지적하였듯이 총 부피연소율은 Type II의 경우 Type I 인젝터 경우에 비하여 대략 7%정도 더 상승하였음을 알 수 있다. 그러나 어떤 유동 특성에 의하여 이러한 연소율의 차이가 발생하였는지에 관한 연구는 좀 더 진행되어야 하는 과제로 판단된다.

2.3 Helical grain

하이브리드 로켓의 연료에 가공한 나선형 형상은 산화제가 흘러가는 동안 연료와의 접촉시간과 연소면적을 증가시켜 연소율을 증진시키는 효과가 있다. 이번 연구에서는 두 종류의 나선형 그레인을 사용하였으며 나선형의 피치 값에 따른 연소 특성에 대해 연구하였다.

피치 값은 연료가 한 바퀴 회전할 때 축 방향으로 전진하는 거리로 정의되며 본 실험에서는 피치 6과 100인 나선형이 가공된 연료를 사용하였다. 각 피치를 갖는 연료의 물리적 특성은 표 3에 요약되어 있다. 표에서 보듯이 나사산이 가공된 각 연료의 충전율은 기본 형상에 비하여 97~98% 정도의 값을 갖고 있다. 그러나 이 정도의 충전율의 변화가 각 연료의 연소특성을 근본적으로 변화한다고 판단하지 않는다. 또한 기본형 연료의 연소면적에 비하여 피치 6과 100인 연료의 연소 면적은 모두 136-137% 증가되어 있음을 알 수 있다. 그러나 두 경우 거의 같은 크기의 연소면적의 증가가 있으므로 겉보기 물리적 차이는 없는 것으로 가정할 수 있다. 따라서 실험에 의하여 두 연료에서 관찰되는 연소율의 차이는 유동특성과 그로 인한 열전달 특성의 차이에 의한 것으로 판단할 수 있다.

피치 6 그레인은 낮은 피치 값을 갖는 경우의 연소특성을 알아보기 위해서 선택하였으며 피치 100은 스웰 유동이 유지되는 효과가 있는 지 여부를 판단하기 위하여 선택하였다. Fig. 5는 각각 피치 6과 100으로 가공된 연료의 사진을 보여주고 있다. 사진에서 보듯이 연료의 후반부에만 나사산이 가공되어 있으며 이것은 나사산에 의한 스웰 유도 효과여부를 판단하기 위해서 의도적으로 연료의 후반부에만 가공하였다.

Table 3에 나타난 부피 연소율은 스웰 인젝터를 사용하지 않고 실험한 결과이다. 실험 결과에 의하면 피치 6을 갖는 연료의 부피 연소율은 기



Fig. 5. Grain configuration of pitch 6 and pitch 100

Table 3. Summary of test result for two different pitches

	Baseline	Pitch6	Pitch100
Charging volume (cm ³)	331.83 (100%)	321.42 (96.86%)	326.83 (98.49%)
Ab (surface area, cm ²)	125.66 (100%)	173.16 (137.8%)	171.03 (136.1%)
Vol. burning rate (cm ³ /s)	3.753 (100%)	4.50 (120%)	4.25 (114%)

본 연료에 비하여 20%의 증가를 나타냈고, 피치 100은 14%의 증가를 나타내었다. 즉 피치 6의 경우에 대략 6%정도 향상된 연소율이 증가하였다. 앞서 언급한대로 두 종류의 나선형 연료 사이의 연소면적이 동일하다고 가정한다면 실험결과에서 보이는 연소율 차이는 연료 내부의 산화제 유동 특성의 변화에 의한 것임을 추정할 수 있다.

피치 6의 경우, 산화제의 진행 방향과 거의 수직으로 나사산이 가공되어 있다. 따라서 산화제 유동이 나사산을 지나면서 난류 발생이 진행되며 이로 인하여 연소율이 향상되었다고 추정할 수 있다. 반면에 피치 100을 갖고 있는 연료의 경우, 높은 피치 값을 갖고 있기 때문에 피치 6 그레인에 비해 발생하는 난류의 강도가 작아 낮은 연소율 향상을 보인 것으로 판단된다. Figure 6은 산화제 유속(mass flux)에 따른 연소율 변화를 나타내는 그림이며 Fig. 7은 각 경우의 연소실 압력을 보여주고 있는 그림이다. 실험이 진행된 산화제 유속 범위에서 피치 6을 갖는 연료의 연소율이 가장 높게 나타났으며 피치 100 연료의 연소율은 다소 낮은 값을 보여주고 있다.

그리고 연소실 압력은 피치 6인 연료의 총 추력이 가장 높은 값을 보여주고 있다. 특기할 만한 것은 스윙 인젝터를 사용하지 않은 실험에서 연소실 압력은 빠른 증가를 보여주고 있다.

그러나 나선형 그레인이 있는 경우 산화제와 접촉하는 연소면적이 모두 37%정도 증가하였음에도 불구하고 연소율의 증가는 14~20%에 그치는 것은 유동에 의한 다른 영향이 있음을 의미한다. 즉, 나선형 그레인을 지나면서 난류가 발생하고 난류에 의한 열전달이 증가되어 연소율이 향상되는 것으로 판단된다. 그러나 난류에 의한 열전달의 향상이 모든 영역에 걸쳐 발생하기 보다는 연소면적의 일부분에만 영향을 미치며 따라서

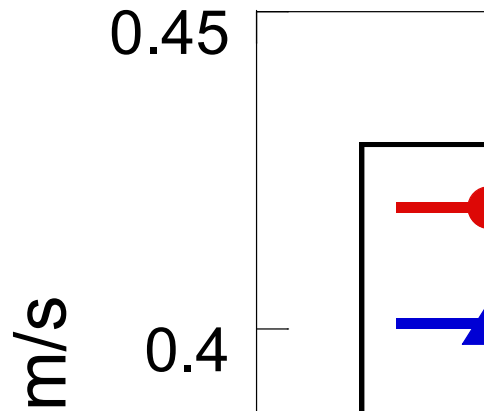


Fig. 6. Regression rate of pitch 6 and pitch 100 grains

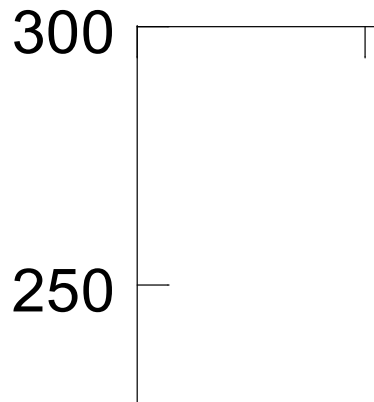


Fig. 7. Pressure trajectory of pitch 6 and pitch 100 grains

연소율의 증가는 연소면적의 증가에 의한 예상치보다 작은 값을 나타내게 된다. 또한 피치 6의 연소율 증가가 피치 100인 연료의 연소율보다 약간 더 높은 것은 피치 100에 비하여 난류 강도가 강한 난류가 발생하여 열전달의 증진에 영향을 미치는 것으로 판단된다. 이 같은 가정을 검증하기 위하여 수치해석에 의한 계산이 더 필요하다[9].

2.4 Swirl injector and Helical grain

앞에서 실험한 스윙 인젝터와 나선형 그레인을 동시에 적용할 경우의 연소율 향상에 관한 실험을 수행하였다. 인젝터와 나선형 그레인에 따라 다음과 같이 4가지 경우로 구분하였다.

- case 1) Type I + Pitch 6
- case 2) Type I + Pitch 100

case 3) Type II + Pitch 6

case 4) Type II + Pitch 100

위의 4가지 경우에 대해서 실험을 실시하여 각 경우의 연소특성을 살펴보고, 인젝터와 나선형 그레인의 최적 조합에 대해 연구하였다. Table 4는 각 경우에 따른 부피 연소율을 나타낸 표이다.

Table 4. Volume burning rate combined with swirl injectors and helical grains

Injector \ Fuel	Pitch 6	Pitch 100
Type I	7.53 (cm ³ /sec) (200.7%)	7.33 (195.3%)
Type II	7.6 (202.7%)	7.7 (205.3%)

위의 표에서 보듯이 Type II 인젝터와 피치 100 그레인을 적용한 Case 4 인 경우에 부피 연소율이 최대가 되었다. 그러나 Type I 인젝터와 피치 100 그레인을 적용한 Case 2인 경우에는 가장 낮은 연소율을 나타내었다.

Type I 인젝터와 나선형 그레인을 적용한 경우에는 스웰 인젝터를 적용하지 않은 실험에서와 같은 경향을 확인할 수 있다. 즉, 피치 6에서의 연소율이 피치 100에서의 연소율보다 높으며 이것은 발생하는 난류의 강도가 차이이기 때문인 것으로 보인다. 이에 관한 연구는 현재 수치 연구가 진행 중이다. 그러나 피치 100의 경우에는 피치 6 보다 난류의 강도가 작을 뿐 아니라, 스웰 인젝터에 의해 발생한 선회유동도 연료의 입구에서 대부분 소멸되어 연료의 안쪽에서는 나선형 그레인에 의한 스웰 유도 효과도 없는 것으로 판단된다.

그러나 스웰 인젝터를 Type II로 바꾸서 실험한 결과는 앞서의 결과와 다른 특징을 보여주고 있다. 즉, Case 3과 Case 4에 대한 실험 결과를 비교하면, 피치 100인 연료의 연소율이 피치 6인 연료의 연소율에 비하여 향상된 값을 나타낸다. 이 결과는 이전의 실험 결과에서 관찰하지 못한 특징이다. 이것은 피치 6인 연료에서 나타나는 강한 난류의 발생에 의한 열전달 증진과는 다른 종류의 열전달 메카니즘이 존재함을 의미하며 피치 100 나선형 그레인을 지나는 유동은 강한 난류가 생성되기보다 입구에서 발생한 스웰 유동이 연료의 후반부까지 지속되도록 하는 역할을 하는 것으로 판단된다.

따라서 지금까지 논의한 실험 결과를 요약하여 정리하면 다음과 같다. 피치 6 그레인을 사용한

경우에는 Case 1, 3에서 나타나는 것과 같이 강한 난류가 발생하여 열전달이 증가하였으며 이로 인한 연소율이 향상되었다고 추론할 수 있다. 그러나 피치 100 그레인은 난류 발생보다는 스웰 유동의 소실을 지연시켜 스웰 효과가 지속적으로 나타나도록 하는 역할을 하는 것으로 판단된다. 즉, Type I 인젝터는 입구부근에서 스웰 효과가 소멸되어 연료와 산화제의 접촉시간을 증가시키는 가능성이 작지만, Type II 인젝터를 사용하면, 인젝터에 의해 발생된 스웰 유동이 나선형 그레인을 만나면서 스웰 유동이 연료의 출구까지 유지되어 연소율이 향상된 것으로 판단된다.

Fig. 8은 실험에 사용된 네 가지 경우의 연소율 실험 결과를 보여주고 있다. Table 4에 정리한 것과 같이 Type II 인젝터와 피치 100인 연료를 사용할 때 가장 큰 연소율 증가를 이루었으

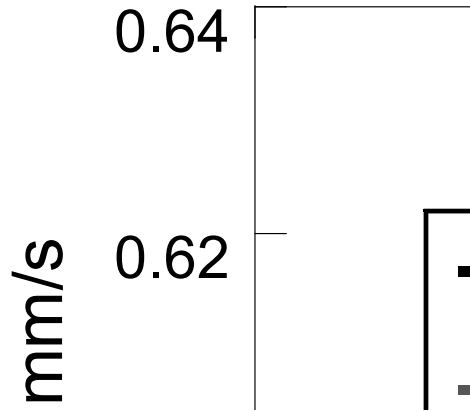


Fig. 8. Regression rate with swirl injectors and helical grains

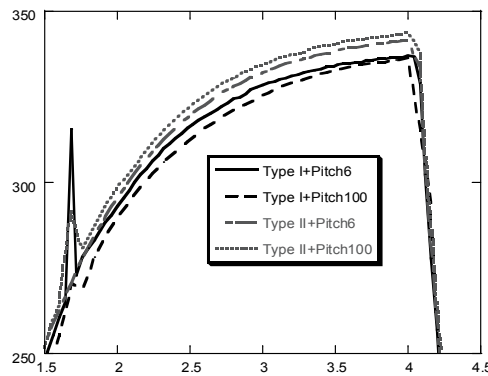


Fig. 9. Pressure trajectory with swirl injectors and helical grains

며 Type I 인젝터와 피치 100인 연료를 함께 사용하면 가장 낮은 연소율 증가를 나타냄을 알 수 있다.

Fig. 9는 네 가지 조합에 대한 연소실 압력 변화를 보여주는 그림이다. 연소 초기에 연소실 압력이 피크를 나타내는 현상이 발생하는데 이것은 연소 초기에 고체인 로켓 모터의 연소에서 나타나는 침식연소와 흡사한 현상이다.

III. 결 론

하이브리드 로켓 연료의 연소율 향상을 위해서 스윙 유동을 이용한 방법과 나선형 그레인 방법의 두 가지 방법을 동시에 사용하여 연소율 증가가 최대가 되는 유동 조건과 유동 특성에 대한 연구를 수행하였다. 스윙 유동을 적용하기 위해서 두 가지의 인젝터를 사용하였다. 실험 결과 30도의 각도를 갖는 인젝터(스윙 수 3.71)에서 더 높은 연소율 증가를 나타내었다. 그러나 두 가지 인젝터 모두에서 공통으로 연료 앞부분에서 연소가 집중적으로 발생하는 현상이 발생하였다.

나선형 그레인에 의한 연소율 증가를 모색하기 위하여 피치 6과 피치 100인 두 종류 연료를 사용하였다. 스윙 유동이 없는 인젝터를 사용하면 피치 6 그레인에서는 강한 난류의 발생에 따른 연소율 향상을 확인할 수 있었다. 그러나 피치 100 그레인에서는 상대적으로 약한 난류가 생성되어 피치 6에 비하여 적은 연소율 향상을 얻었다.

스윙 인젝터와 나선형 그레인을 동시에 적용하여 실험한 결과에 의하면, Type II 인젝터와 피치 100 그레인을 적용할 경우에 연소율이 가장 높은 증가를 이루었다. 이 경우 연소율의 향상은 인젝터에서 발생한 스윙 유동이 나선형 그레인을 통해 연료의 출구까지 유지되었기 때문인 것으로 판단된다. Type I 인젝터와 피치 100 그레인을 적용한 경우에는 가장 낮은 연소율을 나타내었다. 그러나 피치 크기, 인젝터 특성 변화에 대한 일반적인 연소율 변화 경향은 현재 연구가 진행 중이다.

향후 계획으로 연료 앞부분에서의 연소 현상을 완화시키면서 전체적으로 고르게 연소율 향상되도록 하는 인젝터에 대한 연구가 필요하다. 그리고 이러한 인젝터의 유동 조건에 따른 최적의 나선형 그레인 형상을 찾는 연구도 필요하다.

참고문헌

1) Ronald W, Humble., Gary N, Henry., Wiley J, Larson., Space Propulsion Analysis

and Design, McGraw-Hill, Inc., 1995, Chap, 7.

2) P. George, S. Krishnan, P. M. Varkey, M. Ravindran, and L. Ramachandran, "Fuel Regression Rate Enhancement Studies In HTPB/GOX Hybrid Rocket Motors", AIAA paper 98-35064, 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1998.

3) Grant A. Risha, Eric Boyer, Robert B. Wehrman, and Kenneth K. Kuo, "Performance comparison of HTPB-Based Solid Fuels Containing Nano-Sized Energetic Powder in a Cylindrical Hybrid Rocket Motor", AIAA paper 2002-3576, 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002.

4) Yuasa, S., Shimada, O., Imamura, T., Tamura, T., and Yamamoto, K., "A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines", AIAA paper 99-2322, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1999.

5) Tamura, S., and Yuasa, S., and Yamamoto, K., "Effects of Swirling Oxidizer Flow on Regression Rate of Hybrid Rockets", AIAA paper 99-2323, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1999.

6) Yuasa, S., Yamamoto, K., Hachiya, H., Kitagawa, K., and Owada, Y., "Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine", AIAA paper 01-3537, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2001.

7) 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.

8) 하운호, 이창진, 권순탁, "HTPB 연료를 사용한 하이브리드 로켓 기초설계", 한국항공우주학회지, 제 30권, 제 1호, 2002.

9) C. Lee, Y. Na and G. Lee, "The Enhancement of Regression Rate of Hybrid Rocket Fuel by Helical Grain Configuration and Swirl Flow", AIAA-2005-3906 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2005.