

스월 유동 조건에 따른 하이브리드 로켓 연료의 연소율 향상

황영춘* · 이창진**

Enhancement of hybrid rocket fuel regression rate by swirl flow configuration

Youngchun Hwang* · Changjin Lee**

초 록

하이브리드 로켓에서 그레이н 전체 부분에서 고른 연소율 향상을 이룰 수 있는 방법으로 스월 유동과 나사산 그레이н을 동시에 적용하여 실험을 실시하였다. 그 결과 입구부분과 연료 후반부에 집중된 연소 현상을 확인하였다. 스월 유동은 스월 유동의 종류에 상관없이 일정한 감소율을 나타낸다. 그리고 연소율 향상은 연료 벽면에서의 회전 유동 강도에 비례한다고 가정 할 수 있다. 따라서 입구부분의 집중된 연소현상을 해소하고 일정한 연소율 향상을 이룰 수 있는 스월 유동 조건에 대해 연구하였다.

Key Words: Hybrid rocket(하이브리드 로켓), Regression rate(연소율), Helical grain(나사산 그레이н), Swirl injector(스월 인젝터)

1. 서 론

하이브리드 로켓은 고체 로켓에 비해 비추력이 낮은 특성이 있다. 이러한 단점은 하이브리드 로켓을 실용화하는 데 가장 커다란 걸림돌로 여겨지고 있으므로 하이브리드 로켓에 대한 대부분의 연구는 고체 연료의 연소율을 향상시키기 위한 방법을 찾는 데 집중되고 있다. 연소율 향상을 이루기 위하여 연구되는 방법으로는 일반 연료에 미세 알루미늄 분말이나 AP와 같은 고에너지 첨가물을 사용하거나, 연료 내부에 나선형 나사산을 가공하여 연소면적의 증가와 산화제가 선회 유동을 하도록 하며 동시에 난류 증가를 통해 연소율 향상을 이루는 방법이 있다.

이 중에서 나선형 나사산을 이용하여 연소율을 증가시키는 방법은 산화제 유동 특성 변화를 이용하여 열전달을 향상시켜 목적을 달성하는 방법이다[1,2].

연소율 증진을 위한 두 번째 방법은 스월 유동을 갖는 산화제를 주입(inject)하는 것이다. 스월 유동은 중공 내에서 연료면과 산화제의 반응 시간을 증대시키며, 이를 통해서 연소율을 증진시킬 수 있다. Yuasa는 산화제 주입(injection)을 위해 스월 인젝터를 제작하여, 스월 강도에 따른 연소율 향상에 대해 실험하였다. 그들의 연구에서 스월 강도에 따라 최대 200%까지의 평균연소율 증진시켰다.[3-5] 하지만 연소율의 증진이 연료 중공의 입구 부분에서만 국부적으로 나타난다. 따라서 스월 유동만을 이용한 연소율 증진 방법은 실제의 로켓에 적용하기 어렵다. 또한 Knuth은 그레이н 전체에서 스월 유동이 유지될 수 있는 vortex 튜브를 사용하여 연구하

* 건국대학교 항공우주공학과

** 건국대학교 항공우주공학과

연락처자, E-mail: cjlee@konkuk.ac.kr

였으며, 스월 유동이 없을 때와 비교하여 최대 450%까지의 연소율 증진을 이루었다.[6] 이 방법은 Yuasa의 방법과는 다르게 연료 그레이인 전체에서 스월 유동의 유지 될 수 있을 뿐만 아니라, 연소율을 더 많이 향상 시킬 수 있다.

이전 연구에 의하면 스월 유동과 나선산 그레이인 방법을 동시에 적용하여 그레이인 전체에서 고른 연소율 향상을 이루기 위해서 실험을 실시하였다. 그러나 실험결과 스월 인젝터에 의한 입구 부분과 나선산 그레이인에 의한 연료 후반부의 집중된 연소 현상을 확인하였다.[7] 따라서 본 연구에서는 스월 인젝터에 의해 연료 앞부분에서의 집중된 연소 현상을 보완하고 연료 그레이인 전체 부분에서 고른 연소율 향상을 이룰 수 있는 스월 인젝터 형상에 대해 연구하였다.

2. 기존 스월 인젝터의 문제점

나선형 그레이인의 목적은 스월 인젝터 적용 시 입구 부분에 집중된 연소현상을 해소하고, 그레이인 전체 부분에서 고른 연소율을 이루기 위해서 적용된 방법이다.

그림 1은 피치100 그레이인과 스월 인젝터를 동시에 적용할 경우의 연소실험 결과이다. 그림에서 알 수 있듯이 그레이인 앞부분은 스월 인젝터의 영향으로 연소가 집중되었고, 후반부의 경우 나선형 그레이인의 영향으로 연소가 더 진행된 것을 알 수 있다. 따라서 본 실험의 목적인 그레이인 전체 부분에서의 고른 연소율을 이루지 못했다. 따라서 그레이인 전체 부분에서 고른 연소를 이루기 위해서 스월 인젝터의 개선이 필요하다.

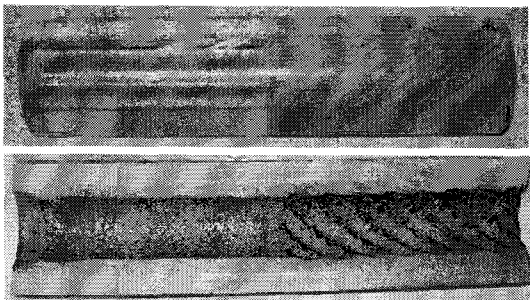


Fig. 1 Helical grain after combustion test

3. 스월 유동 종류에 따른 유동 특성

스월 유동은 초기 접선 속도 분포에 따라서 3가지 형태로 분류할 수 있다. 스월 유동은 관 중심에 집중되어 있는 concentrated vortex(CV), 전체 부분에서 균일한 형태를 갖는 solid body(SB), 그리고 벽면 부분에서 회전이 집중되어 있는 wall jet(WJ)로 분류할 수 있다.

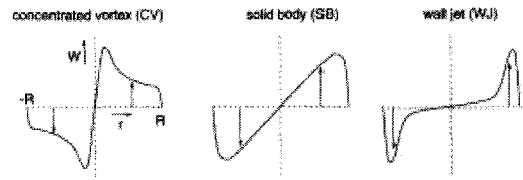


Fig. 2 Classification of swirl types

그림 2는 접선 속도 분포에 따른 스월 유동의 종류를 나타낸 그림이다.

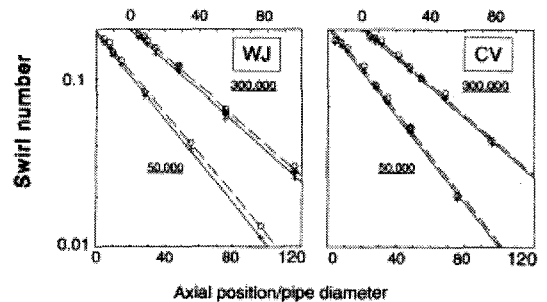


Fig. 3 Swirl number with axial location

스월 유동의 감소율에 대한 연구에 따르면 스월 유동은 스월 종류에 상관없이 일정한 감소율을 나타낸다. 그림 3은 WJ와 CV 스월의 축방향 위치에 따른 스월 수를 나타낸 결과이다. 위의 그림에서 확인할 수 있듯이 WJ와 CV 스월이 축방향 위치에 따라서 비슷한 스월 수를 나타내고 있다[8].

따라서 스월 유동의 감소는 스월 유동의 종류에 상관없이 일정한 값을 가지고 감소하게 된다. 3가지의 스월 유동 중에서 연료 앞부분에서 고른 연소를 이루기 위한 스월 유동 종류를 찾기

위해서 그 형태가 크게 다른 CV와 WJ 두 가지를 선택하였다. 두 가지 서로 다른 스윙 유동을 발생시킬 수 있는 인젝터를 설계하여 유동해석을 실시하였다. 이를 통해서 인젝터에 의해 발생된 유동의 특성을 파악하고 하이브리드 로켓에서 입구 부분에서 고른 연소를 향상을 이룰 수 있는 스윙 유동 종류를 알아보았다.

3. 인젝터 설계 및 유동해석 조건

서로 다른 2가지 스윙 유동을 발생시키기 위해서 다음과 같이 2가지 형태의 인젝터를 설계하였다. 인젝터는 지름 40mm의 입구에서 들어와서 20mm의 지름을 갖는 출구를 통과하는 형태로 되어있다. 그림 4는 CV 스윙과 WJ 스윙의 형태를 나타내는 그림이다. 입구에서 들어오는 유동은 inner body를 통과하고, 내부의 vane에 의해 회전 유동을 갖게 된다. 스윙 종류에 따라서 2가지의 inner body가 사용되었다. 위의 그림은 CV 스윙을 발생시키는 인젝터의 형태이다. 아래의 그림은 WJ 스윙을 발생시키기 위한 인젝터의 형상이다. WJ의 경우 inner body 내부를 통과하는 유동 흐름과 vane에 의한 회전유동이 출구부분에서 합쳐져 발생된다. 이때 두 유동의 스윙 수는 vane의 각도를 조절하여 서로 같은 초기 스윙 수를 갖도록 하였다.

2가지 인젝터에 의해 발생하는 스윙 유동의 형태와 변화 과정을 알아보기 위해서 인젝터 내부 유동에 대해 RANS(Reynolds Averaged Navier Stokes) 계산을 수행하였다. 내부유동을 계산하기 위해서 상용 소프트웨어인 CFD-ACE를 이용하였고 난류모델은 k-w 모델을 사용하였다. 작동유체는 산소이며, 초기 유입유량은 실험에 사용된 15g/s를 기준으로 하였다. 이때에 Reynolds 수는 약 48,000이다. CV 인젝터의 vane 각도는 20도, WJ의 경우에는 50도로 설정하여 두 인젝터에 의해 발생된 초기 스윙 수가 동일하도록 하였다. 또한 인젝터의 형상은 비정렬 격자(unstructured grid)를 이용하였다.

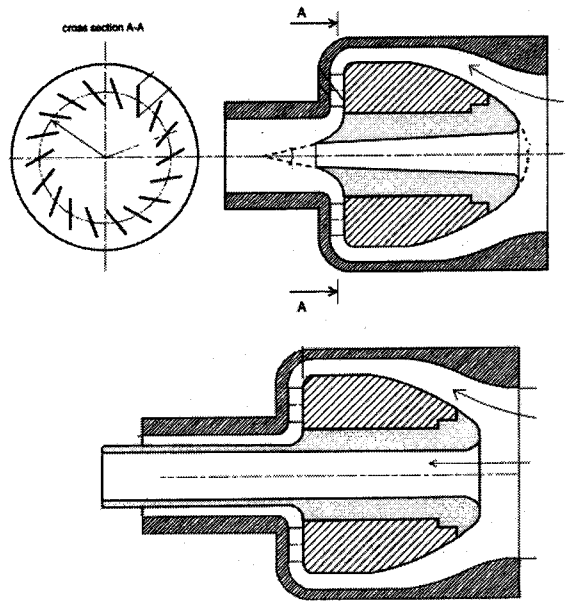


Fig. 4 Swirl injector configuration

4. 유동해석 결과

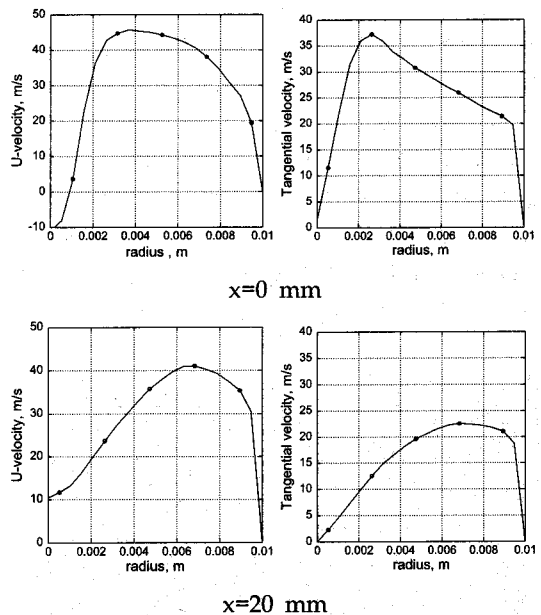


Fig. 5 Velocity profile for CV swirl

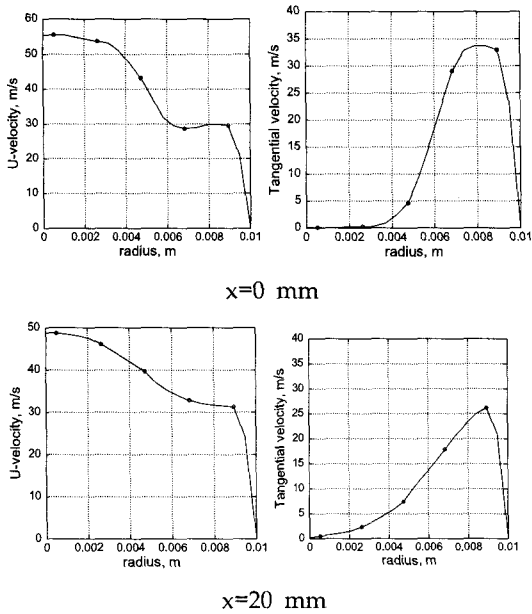


Fig. 6 Velocity profile for WJ swirl

그림 5와 6은 스윙 인젝터의 유동해석 결과이다. 인젝터의 inner body를 통과한 후의 축방향 위치에 따른 축방향 속도와 접선속도를 표시한 결과이다. 이때 초기 스윙 수는 0.4이다. 그림 6에서 알 수 있듯이 CV 스윙의 초기 접선 속도 분포를 보면 중심 부분에서 큰 속도를 갖는 CV 스윙 형태를 보이고 있다. 그러나 축 방향으로 진행함에 따라서 중심부분의 속도성분은 줄어들면서 SB 스윙 형태로 변화하는 것을 알 수 있다.

그림 6의 WJ 인젝터의 결과를 보면, CV와는 반대로 초기에 벽면 부분에서의 회전성분이 집중된 형태를 나타내고 있다. 이때의 초기 스윙 수는 0.38로 CV 스윙과 비슷한 값을 갖고 있다. WJ의 경우 축 방향으로 진행할 때 벽면에서의 속도 성분이 줄어들고 내부의 속도 성분이 증가하면서 CV 스윙과 동일하게 SB 스윙 형태를 나타내는 것을 알 수 있다.

그림 7은 축방향 위치에 따른 내부($r=3$ mm)와 벽면 부분($r=9$ mm) 위치의 접선 속도를 나타낸 결과이다. 위의 결과에서 CV 스윙의 경우 벽면에서는 약 20m/s로 일정한 속도를 나타내는 반면, WJ의 경우 초기 35m/s에서 25m/s로 감소하는 것을 알 수 있다.

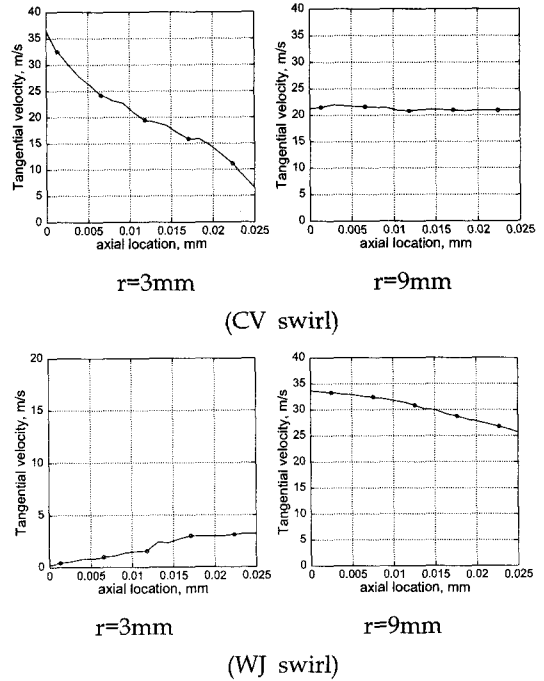


Fig. 7 Tangential velocity for two radial position

스윙 유동을 적용할 경우 하이브리드 로켓의 연소율 향상이 벽면에서의 접선속도의 크기와 관련이 있다고 가정할 때, CV 스윙은 벽면에서 WJ 스윙에 비해 초기에 낮은 접선 속도를 갖지만 일정하게 유지된다. 따라서 실제 연소에 적용할 경우 적용할 경우 초기에 낮은 연소율을 보이지만 기존보다 더 넓은 영역에서 일정한 연소율을 나타낼 수 있다. 반면 WJ의 경우에는 초기 벽면에 집중된 회전 성분이 빠르게 감소하기 때문에 실제 연소에 적용할 경우 입구부분에 집중된 연소를 나타낼 것이다. 따라서 하이브리드 로켓에서 스윙 유동을 적용할 경우 입구부분의 고른 연소율을 나타내기 위해서는 CV 스윙이 더 적합한 유동형태이다.

5. 결론 및 향후 계획

하이브리드 로켓에서 그래인 전체부분에 대해 일정한 연소율 향상을 이루기 위한 스윙 유동에 대해 연구하였다. 스윙 유동의 경우 스윙 유동

종류에 상관없이 일정한 감소율을 나타낸다. 또한 하이브리드 로켓의 연소율 향상은 연료 벽면 부분의 회전 강도에 비례한다고 가정할 수 있다. 따라서 벽면 부분에서 일정한 접선 속도를 나타내는 CV 스월 유동이 고른 연소율 향상을 위해 더 적합한 유동 조건이다.

향후 계획으로 CV 스월 과 WJ 스월 인젝터를 설계 제작한 후 실제 연소실험에 적용하여 스월 유동 조건에 따른 연소특성에 대해 연구하겠다.

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, AIAA Conference and Exhibit, Reno, 2005.
2. Changjin Lee, and Yang Na, "Turbulent Flow in the Helical Grain of Hybrid Rocket Fue"l, AIAA 2006-4344, 42nd Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, 2006.
3. 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.
4. 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.
5. 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.
6. W. H. Knuth, M. J. Chiaverini, D. J. Gramer, and J. A. Sauer, "Experimental Investigation of A Vortex-Driven High-Regression Rate Hybrid Rocket Engine," AIAA paper 98-3348, 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1998.
7. 황영춘, 이창진, "스월 유동과 나선형 그레인에 의한 하이브리드 로켓 연료의 연소율 향상", 한국항공우주학회지, 제 34권, 제 4호, 2006.
8. W. Steenbergen, J. Voskamp, "The rate of decay of swirl in turbulent pipe flow", Flow Measurement and Instrumentation vol. 9, 1998, p67-78.