



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(2), 139-146(2021)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.2.139>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 스윙 분사와 삼입연료에 의한 하이브리드 로켓 연소의 저주파수 연소불안정 조절

현원정<sup>1</sup>, 이창진<sup>2</sup>

## Controlling Low Frequency Instability in Hybrid Rocket Combustion With Swirl Injection and Fuel Insert

Wonjeong Hyun<sup>1</sup> and Chanjin Lee<sup>2</sup>

Department of Aerospace Engineering, Konkuk University

### ABSTRACT

In hybrid rocket combustion, the oxidizer swirl injection is frequently used to stabilize the combustion as the rotational velocity component affects the boundary layer flow. However, as the swirl strength increases, a problem arises where the combustion performance changes too much. Thus, this study attempts to control the low frequency instability while minimizing the change in combustion performance by adapting attenuated swirl injection with fuel insert used in reference [7]. To this end, a series of experimental tests were performed by varying swirl intensity and the location of the fuel insert. In the tests, the occurrence of combustion instability and combustion performance were closely monitored. The results confirmed that combustion instability was successfully suppressed at the condition of the swirl angle 6 degree and the location of fuel insert 310 mm. And, the changes in combustion pressure, O/F ratio, and fuel regression rate were found as minimal compared to the baseline case. Also the results reconfirmed that the formation of positive coupling between two high frequency oscillations in 500 Hz band, combustion pressure( $p'$ ) and heat release oscillation( $q'$ ), is the necessary and sufficient condition of the occurrence of low frequency instability.

### 초 록

하이브리드 로켓 연소에서 산화제 스윙 분사는 회전방향 속도성분이 경계층 유동에 영향을 미쳐 연소안정화에 기여한다. 그러나 스윙 강도가 증가할수록 연소성능을 과도하게 변화시키는 문제점이 나타난다. 따라서 참고문헌[7]의 삼입연료와 함께 사용하여 연소성능 변화를 최소화 하면서 연소불안정 억제를 시도하였다. 이를 위해, 일련의 실험을 계획하여 스윙 강도와 삼입연료 위치를 변화하며 연소불안정의 발생과 연소성능 변화를 관찰하였다. 실험결과, 스윙 각 6°, 삼입연료 위치 310 mm 조합에서 연소불안정이 억제되었으며 연소압력, O/F 비 그리고 연료 후퇴율 등의 변화가 최소인 것으로 확인하였다. 또한 고주파수 대역의 압력진동( $p'$ )와 열방출진동( $q'$ )의 위상차가  $\pi/2$ 로 음의 결합을 형성하도록 연소조건을 유지하는 것이 저주파수 연소불안정 발생을 억제하는 필요충분조건임을 재확인하였다.

**Key Words** : Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Low Frequency Instability(저주파수 연소불안정), Fuel Insert(삼입연료), Swirl Injection(스윙 분사), Coupling Status(결합상태)

† Received : September 23, 2020    Revised : January 11, 2021    Accepted : January 18, 2021

<sup>1</sup> Undergraduate Student, <sup>2</sup> Professor

<sup>2</sup> Corresponding author, E-mail : cjlee@konkuk.ac.kr

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

## I. 서 론

하이브리드 로켓 연소는 산화제와 기화연료가 혼합하여 확산화염을 형성한다. 이때 축 방향 산화제 유동은 기화된 연료와 상호 간섭하여 작은 크기의 와류를 형성하며 경계층 유동에 영향을 미쳐 대류열 전달이 진동하게 하는 원인으로 작용한다[1]. 한편 하이브리드 로켓의 고체연료는 화염으로부터 열전달이 변하면 기화량이 변하기도 하지만 기화량 변화에 따른 열발생의 변화를 일으키는 능동적 역할을 담당한다. 이때 열전달 변화에서 시작하여 기화량 변화, 연소율 변화, 그리고 다시 열전달 변화로 연결되는 순환과정의 주기를 열적지연(thermal lag)이라 하며, 하이브리드 로켓의 연소에서 연소불안정의 발생과 관련된 매우 중요한 인자이다. 특히 열적지연은 물질의 고유한 특성으로 하이브리드 로켓의 고체연료인 고분자 물질은 대부분 저주파수 열적지연 특성을 갖는다. 예를 들어, PMMA는 14~18 Hz, 파라핀 연료는 약 30 Hz의 열적지연 특성을 갖고 있다. 따라서 고체연료의 열적지연 특성과 비슷한 주파수 특성의 열전달 진동이 외부 교란에 의해 가해진다면 연소압력이 열적지연 주파수로 증폭하는 저주파수 연소불안정(LFI, Low Frequency Instability)이 발생한다.

Karabeyoglu 등[2]은 고체연료의 열적지연과 외부 교란에 의한 열전달 진동의 공진에 의해 저주파수 연소불안정이 발생한다고 보고하였다. 그러나 저주파수를 갖는 외부교란의 특성에 대한 연구결과는 제시하지 못하였다. Carmicino 등[3]은 종 방향 음향파와 와류홀림에 의한 압력진동이 상호 공진할 때 저주파수 연소불안정이 발생한다고 보고하였다. 그러나 고주파수 진동의 공진이 어떤 과정에 의해 저주파수의 외부교란으로 발생하는가에 대한 연구결과는 제시하지 못하였다. 한편, 김도영 등[4]은 주연소실에서 생성되어 후연소실로 유입되는 와류가 500 Hz 대의 주파수를 가지는 것을 확인하였다. 문영주 등[5]은 연소불안정이 발생하는 동안 고주파수 대역의 열방출 진동( $q'$ )과 압력진동( $p'$ )이 주기적으로 양의 결합을 형성하고 있음을 확인하였다. 이때 주기적으로 발생하는 두 진동의 양의 결합은 열적지연과 비슷한 주파수 특성을 갖는 외부교란으로 작용한다. 이는 고주파수의 결합이 저주파수 특성의 외부교란으로 작용할 수 있다는 것을 의미한다.

최근에는 고주파수의 열방출진동( $q'$ )과 압력진동( $p'$ )의 양의 결합이 열전달 진동을 발생시키는 과정에 관한 연구가 수행되었다. 김진아 등[6]은 불안정한 연소 구간에서 Rayleigh index가 주기적인 피크를 형성하며 경계층 유동을 교란하고 있음을 실험적으로 확인하였다. 여기서 경계층 유동의 교란은 대류열전달의 교란으로 연결될 수 있으므로 저주파수 연소불안정이 발생하기 위한 필요충분조건이라 할 수 있다.

따라서 500 Hz 대역의 연소압력 진동과 동일한 주파수 대역의 열방출진동의 주기적인 결합형성이 LFI 발생의 핵심적인 물리적 과정임을 확인하였다.

한편, 채희상 등[7]은 주연료 PMMA (Poly - Methyl MethAcrylate)보다 후퇴율이 약간 낮은 HDPE (High Density Polyethylene)를 삽입하여 연소불안정을 억제하는 연구를 시도하였다. 특히 삽입연료의 폭을 10 mm로 설정하여 평균 연소압력의 변화를 최소화하면서 연소안정화가 이뤄지는 삽입연료 위치를 찾는 연구를 수행하였다. 결과에 의하면 연료의 앞단과 전체 길이의 3/4이 되는 지점에 삽입연료를 설치하였을 때 연소불안정의 발생이 억제되는 것을 확인하였다. 특히 500 Hz 대역의 두 진동이 측정되었지만 위상차 천이에 의하여  $p'$ 과  $q'$ 의 주기적 양의 결합이 억제되고 있음을 확인하였다.

한편 산화제 스웰 분사는 하이브리드 로켓 연료의 후퇴율을 증가시키는 방법으로 사용되어 왔다. Yuasa 등[8]은 스웰 분사는 연소안정화에 기여를 하지만 스웰 강도가 과도하면 연료 앞쪽에 재순환 영역이 과도하게 발달하여 축 방향으로 매우 불균일한 후퇴율이 분포됨을 확인했다. 따라서 스웰 분사는 적절한 강도 이하로 유지되어야 로켓 성능에 악영향을 미치지 않고 성능향상이 가능하다고 보고하였다. 김정은 등[9]은 산화제 분사의 스웰 각도를 변화시키며 연소불안정 억제에 미치는 영향을 연구하였다. 스웰 분사 각이 작은 경우에는 여전히 저주파수 연소불안정이 나타났지만 스웰 각도 10°로 증가시킨 경우에는 연소가 안정화되었다. 그러나 연소압력 등의 연소성능이 너무 과도하게 변하는 문제점이 확인되었다.

본 연구에서는 채희상 등[7]의 연구에서 전단에 위치하였던 삽입연료를 스웰 분사로 대체하여 연소불안정 억제에 미치는 영향을 분석하였다. 스웰의 회전 성분으로 인한 스웰 강도는 인젝터에서 멀어질수록 점차 감소하며 스웰 각도가 작을수록 회전성분이 유지되는 구간이 짧아진다[9]. 스웰 분사는 연료 후퇴율의 증가를 가져올 뿐만 아니라, 회전방향 속도성분이 유동특성에도 영향을 미치므로[10] 적절한 강도의 산화제 스웰 분사를 삽입연료와 혼합하여 사용하면 연소 시스템에 미치는 영향을 최소화하면서 연소불안정 억제를 가능할 것으로 기대하였다. 또한 이전 실험에서 사용한 삽입연료는 시간이 지날수록 삽입연료에 의한 효과들이 사라져 저주파수 연소불안정이 다시 발생할 가능성이 있었다. 이에 반해, 스웰 분사를 할 경우 삽입연료가 발생시킨 효과를 지속시킬 수 있으므로 지속적인 연소 안정화를 기대할 수 있다. 또한 산화제 스웰분사는 삽입연료가 유도할 수 없었던 고주파수 압력진동( $p'$ )을 억제하는 추가적인 효과가 있으므로 연소불안정의 억제에 보다 효과적일 것으로 기대하였다.

## II. 본 론

### 2.1 실험방법

#### 2.1.1 실험장치

Figure 1은 하이브리드 로켓 연소실험에 사용되는 하이브리드 로켓 연소실을 보여주고 있다. 연소실은 45 mm의 예연소실, 400 mm의 주연소실 그리고 75 mm의 후연소실과 노즐로 구성되었다. 산화제는 기체산소(GOx)이며 산화제 공급은 축 방향 분사기와 다양한 스웰 각도를 갖는 스웰 분사기를 사용하였다. MFC를 통해 산화제가 공급된 후 스웰 분사기의 구멍을 통해 예연소실로 유입된다. 예연소실에 위치한 압력센서(General Electric 사의 UNIK 5000)는 최대 1000 psi까지 측정가능하며 연소압력 변화를 측정하였다. 10000 Hz의 sampling rate로 측정되었다. 또한, 주연소실의 옆면에 가시화 창을 설치하여 375~400 mm 지점에서 연소에 의해 방출되는 광량 변화를 측정하였다. 이때 광량변화는 PMT(광전증폭관, Hamamatsu사의 PMT H10722)를 사용하여 측정하였다.

산화제 유량은 MFC(Mass Flow controller)를 사용하여 특별히 언급하지 않는 한 20 g/s로 유지하였다. 연소실험 동안 실행 및 제어, 데이터 수집은 DAQ 보드와 Labview 프로그램을 이용하였다.

#### 2.1.2 실험조건

연소실험에서 사용된 고체연료는 외경 50 mm, 내경 20 mm, 길이 400 mm인 PMMA를 사용하였다. 또한 삼입연료는 PMMA보다 조금 낮은 후퇴율을 가진 HDPE를 사용하였다. 삼입연료는 주 연료보다 후퇴율이 낮기 때문에 연소가 진행될수록 연료 표면에 작은 돌출부를 생성하여 다이어프램(diaphragm)과

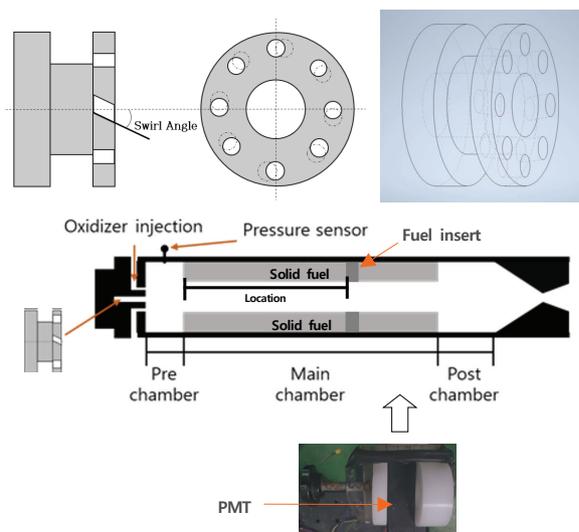


Fig. 1. Configuration of combustion Test facility

Table 1. Summary of Test conditions

Test	Swirl Angle	Fuel Insert	Location (mm)	Remarks
1	0°	N	x	LFI (Baseline)
2	0°	Y	0	LFI delay
3	5°	N	x	weak LFI
4	5°	Y	300	weak LFI
5	6°	N	x	weak LFI
6	6°	Y	300	weak LFI
7	6°	Y	310	Stable
8	9°	N	x	Stable

동일한 효과가 나타나 연소불안정 발생에 영향을 미치지도록 설치하였다. Table 1은 연소 실험에서 사용된 삼입연료의 위치와 스웰 분사각의 변화를 정리한 표이다. 여기서 기본실험(baseline)은 저주파수 연소불안정이 발생한 경우이며 삼입연료와 스웰 분사가 적용되지 않은 경우이다. 앞서 언급한 것처럼, 본 연구는 참고문헌[7]에서 사용한 연료 앞단의 삼입연료를 적절한 강도의 스웰 분사로 대체하여도 저주파수 연소불안정 억제 가능성이 가능한지를 확인하는 것을 연구 목적으로 하였다. 따라서 Test 2, 3, 5와 8은 참고문헌에서 사용한 연료의 전단에 위치한 삼입연료를 스웰 분사로 대체가 가능한지 여부를 판단하기 위한 실험이다. 한편 여기서 연소불안정(LFI)은 연소압력이 평균압력의 5% 이상으로 증폭하는 현상으로 정의하며 LFI 지연이란 LFI가 발생하는 시점이 원래의 경우에 비하여 늦춰진 것을 의미한다. 또한 weak LFI는 압력 진폭이 감소하여 5% 내외로 진동하는 상태를 의미하며 Stable은 연소압력이 5% 미만으로 안정한 연소를 이루고 있음을 나타낸다. 한편, 이전 연구[6,9]에 의하면, 스웰 분사 각이 커질수록 고주파수 압력 진동( $p'$ )의 진폭이 감소하고 O/F비도 감소하고 연소도 안정화되는 것으로 관찰되었다. 그러나 스웰 분사에 의해 유도되는 유동과 삼입연료에 의한 후류 유동은 각각 다른 유동특성을 갖고 있다. 따라서 스웰 분사를 적용할 경우, 후반부에 설치된 삼입연료의 위치도 적절하게 변경하면서 연소안정화에 미치는 효과를 관찰하여야 한다. Test 4와 6, 7은 스웰 각도와 후반부의 삼입연료 위치를 조절하면서 수행한 연소 실험이며 연소불안정 억제 여부를 확인하였다.

#### 2.1.3 결과분석

하이브리드 로켓연소에서 발생하는 저주파수 연소불안정 현상은 매우 약한 강도의 고주파수 대역 압력진동( $p'$ )과 열방출진동( $q'$ )이 주기적인 양의 결합을 형성하고 매우 밀접한 관계가 있는 것으로 알려져 있다[11]. 또한 매우 약한 두 진동이 주기적으로 양의 결합을 형성하면 상류에 영향을 미칠 수 있는 외부

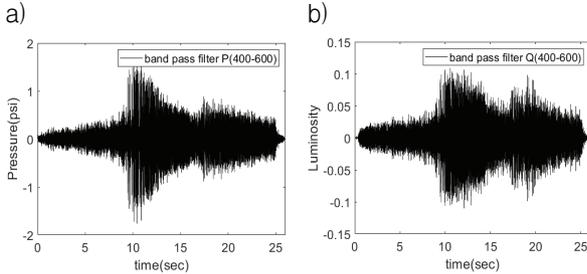


Fig. 2. Filtered traces of a) pressure( $p'$ ) b) luminosity fluctuations( $q'$ ) in Test 1

교란으로 작용하며, 경계층유동 교란에 의한 열전달 교란으로 이어져 연소불안정으로 발전한다고 주장하였다[11]. 따라서 연소불안정의 억제는 두 진동의 결합 관계를 조절함으로써 가능할 것으로 판단된다.

본 연구는 스윙 분사와 삼입연료를 사용하여 고주파수 진동의 결합의 변화와 연소불안정 발생에 미치는 영향을 관찰하였다. 측정된 연소압력 및 열방출 데이터에서 Matlab을 사용하여 500 Hz 대역의 압력 진동( $p'$ )과 열방출진동( $q'$ ) 성분을 분리하였다. Fig. 2는 두 진동의 고주파수 진동 성분을 필터링하여 측정 최대값으로 무차원화 하여 비교한 그림이다. 분리된 두 진동의 시간변화를 비교하면 어떤 물리적인 상관관계를 이루고 있음을 알 수 있다. 그러나 두 진동의 결합관계 형성 유무에 대한 정보는 두 진동을 직접 비교하여야만 확인이 가능하다. 스윙 분사와 삼입연료의 조합에 의한 연소불안정 억제 효과를 확인하려면 필터링 된 진동의 위상차를 직접 비교하여 두 진동의 결합관계 변화를 확인해야 한다.

## 2.2 연소실험 및 결과

### 2.2.1 앞단의 삼입연료와 스윙 분사의 영향

이전 연구결과에 의하면 앞단의 삼입연료는 와류를 발생시켜 후퇴율을 국소적으로 증가시키며 평균 O/F비를 감소시킨다[7]. 그 결과, 연소온도의 상승으로 고주파수 압력진동의 전파속도를 변화시키며 연소 안정화에 기여하는 것으로 확인되었다.

따라서, 앞단의 삼입연료에 의한 연소온도 상승 효과를 스윙 분사를 통해서도 얻을 수 있다면 연소불안정 억제도 가능할 것으로 예상된다. 이와 관련하여 참고문헌의 앞단 삼입연료에 의한 평균 O/F비 변화를 확인하고[12] 이와 동일한 O/F비 변화를 일으키는 스윙 분사 각도를 결정하는 것이 우선적으로 필요하다. Table 2는 각 경우의 O/F비를 비교하고 있으며 스윙 분사 각 5°일 때 Test 2와 결과가 동일한 O/F 비가 유지된다.

산화제의 스윙 분사는 O/F비 변화에 의한 연소온도 상승과 함께 연소실 내부 유동이 반경 방향 속도 성분을 갖도록 한다. 반경방향 속도 성분에 의한 원심력은 경계층 유동을 연료 쪽으로 좀 더 이동시켜

Table 2. Summary of O/F ratio Calculation

Test	O/F ratio
Test 1(baseline)	2.06
Test 2	1.92
Test 3	1.91

고주파수 압력진동( $p'$ )의 원인인 작은 크기 와류의 생성을 억제한다[13]. 이런 부수적인 효과로 인해 연료 앞단에 설치한 삼입연료의 후류 유동과 다른 특성을 갖는다. 따라서 연소불안정을 억제하려면 스윙 분사에 의한 후류 유동이 두 번째 삼입연료의 후류 유동과 어떻게 다른지 이해하는 것이 필요하다.

Figure 3은 연료 앞단의 삼입연료에 의한 후류유동(Test 2)과 스윙 분사의 후류유동(Test 3)에 의한 연소압력 진동의 주파수 특성을 비교한 그림이다. 여기서 관심을 갖는 주파수 범위는 연소불안정의 20 Hz 대역의 저주파수 특성과는 직접적인 관계가 없다. 우선 두 경우에서 고주파수 영역의 주파수 특성은 커다란 차이가 관찰되지 않는다. 그러나 두 경우 모두에서 연소불안정 발생 시점부터 500 Hz 대역 주파수 특성이 나타나는 점은 두 주파수 대역의 발생이 연소불안정 발생과 물리적으로 연관돼 있음을 보여준다. 특히 앞단에 삼입연료를 위치한 경우에는 고주파수 대역의 주파수 점프가 나타나지 않은 것을 확인할 수 있으나 5°의 스윙 분사를 적용하면 고주파수 대역에서 주파수 점프가 관찰된다. 이것은 스윙의 영향이 후류로 갈수록 감소하여 후연소실로 유입될 때 이미 회전방향 속도 성분이 사라졌기 때문이다.

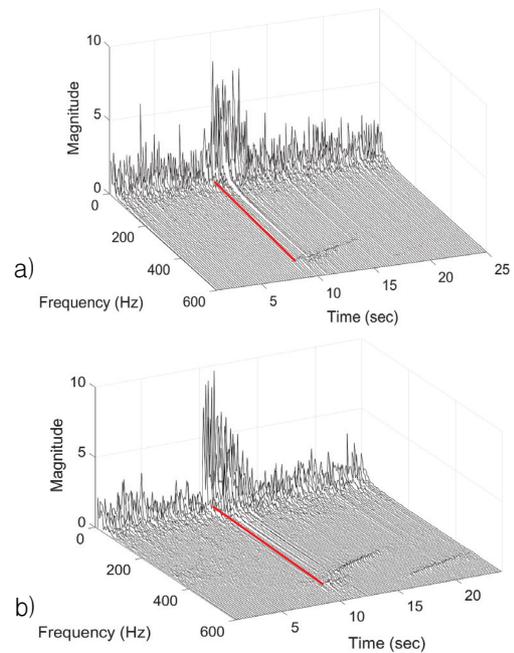


Fig. 3. High frequency characteristics of combustion pressure in a) Test 2 b) Test 3

### 2.2.2 스윙 분사에 의한 고주파수 진동의 위상차

Figure 4는 저주파수 연소불안정이 발생하고 있는 baseline (Test 1)의 연소압력 진동과 열방출진동의 결합상태를 보여주고 있는 그림이다. 연소압력의 증폭과 고주파수 대역 진동의 발생은 상호관련이 있음을 이미 이전 연구에서 잘 설명하였다[4-6,11]. 그림에서 보듯이 대략 10~13초에서 고주파수 압력진동( $p'$ )이 증폭함과 동시에 14~18 Hz의 저주파수 압력진동이 크게 증폭하여 연소불안정으로 발전하는 것이 관찰된다. 또한 연소불안정 발생동안에  $p'$ 와  $q'$ 의 위상차가  $\pi/2$  미만의 양의 결합을 형성하는 것을 확인하였다. 여기서 이 영역을 구간 1로 구분하였다. 특히 Fig. 4(b)는 연소불안정이 관찰되는 구간 1의 일부에서 형성되는  $p'$ 와  $q'$ 의 결합관계를 보여주고 있다. 그림에서 확인하듯이  $p'$ 와  $q'$ 의 위상차는 거의 없어 두 진동은 양의 결합을 이루고 있다. 언급한 대로  $p'$ 와  $q'$ 의 결합상태는 연소불안정 발생을 제어하는 주요한 인자이므로 이후의 실험을 분석하여 동일한 구간 1의 일부인 연소 후 약 11초 부근에서  $p'$ 와  $q'$ 의 결합상태를 확인하여 연소불안정의 발생 여부를 확인하고자 한다.

Figure 5는 고주파수 두 진동  $p'$ 와  $q'$ 의 결합세기를 상징하는 Rayleigh index의 계산 결과를 보여주고 있다. 연소가 안정한 구간(7~9초)에서 RI는 대략 0을 유지하나 연소불안정이 발생하는 10초 부근에서는 크게 증폭하여 주기적인 진동이 나타난다. 이때

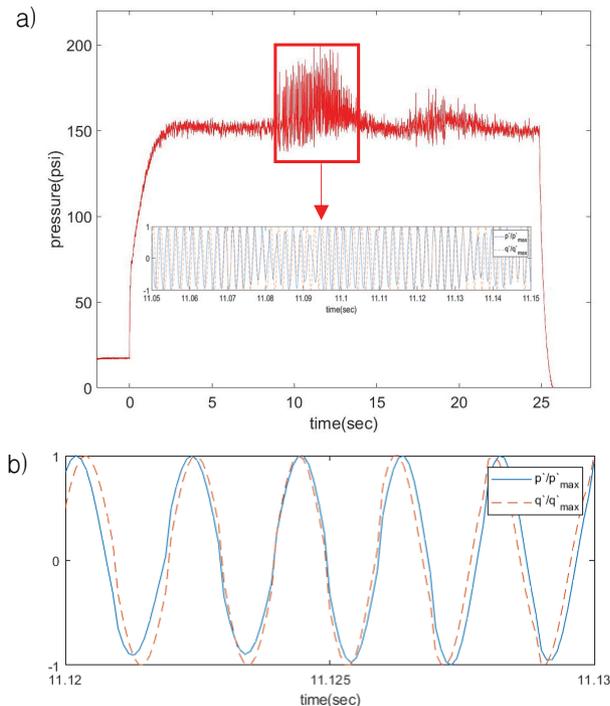


Fig. 4. a) LFI in combustion pressure b) positive coupling between normalized  $p'$  and  $q'$  in Test 1(Baseline)

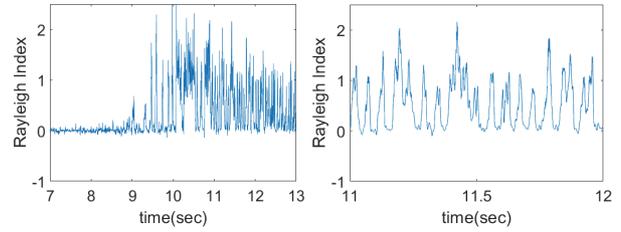


Fig. 5. Distribution of Rayleigh index in Test 1

진동구간 중 일부분을 1초 단위로 확대하면 대략 16 Hz의 주파수로 진동하는 것을 확인할 수 있으며 LFI의 주파수 대역과 거의 일치한다.

참고문헌 [6]은 산화제 스윙 각도 변화가 연소불안정 억제에 미치는 영향을 연구하였다. 결과에 의하면 고주파수  $p'$ 와  $q'$ 의 양의 결합 형성이 LFI 발생의 필요충분조건인 것으로 밝혀졌다. 따라서 스윙 분사와 삼입연료를 동시에 사용하여 두 진동의 결합상태를 음의 결합으로 변화시킨다면 연소불안정의 발생을 억제할 것으로 판단된다. 이런 관점에서 스윙 각도 변화에 따른 고주파수 진동인  $p'$ 와  $q'$ 의 결합관계 변화와 연소불안정 발생여부를 확인할 예정이다.

참고문헌에 의하면 삼입연료를 사용한 연소불안정 억제는 연료 앞단과 연료 길이의 3/4 지점에 각각 위치했을 때 가능하였다[7]. 이때 앞단의 삼입연료를 대신하여 스윙 분사를 적용하면 회전성분을 갖는 후류가 형성된다. 그러나 연소안정화에 기여하는 회전방향의 속도 성분은 후류로 진행할수록 점차로 감소하므로 미연연료를 포함한 작은 와류가 생성되는 연료의 후반부에 이르면  $p'$ 와  $q'$ 의 위상차 변화가 나타나지만 그리 크지 않을 것으로 예상되며 연소불안정이 계속 유지될 가능성이 높다. 따라서 스윙 분사에 의한 회전방향의 속도 성분을 갖는 후류가 3/4 지점에 위치한 삼입연료를 지나면서 어떤 특성의 후류를 발생시키는 지 확인하고 이를 적절히 보정할 필요가 있다. 이 같은 방법으로  $p'$ 와  $q'$ 의 위상차를  $\pi/2$ 인 음의 결합으로 변화시켜 연소불안정 억제가 가능할 것으로 기대된다.

앞서 언급하였듯이 연료 앞단의 삼입연료를 스윙 분사로 대체한 경우에 후류 유동은 회전방향의 속도 성분을 갖게 돼 연소실 후반부로 갈수록 참고문헌에서 관찰된 유동과 다른 특성을 갖게 된다[7]. Fig. 6(a)는 스윙 각  $5^\circ$ , 축 방향 길이 300 mm에 삼입연료를 사용한 Test 4에서 측정된  $p'$ 와  $q'$ 의 위상차를 나타낸 그림이다. 이 구간은 연소불안정이 발생했던 구간 1과 동일한 구간이다.

LFI가 발생한 경우(Fig. 4(b))와 비교해보면 위상의 천이가 발생하였으나 여전히  $\pi/2$  미만을 유지하고 있어 두 진동은 양의 결합을 유지하고 있다. 순간적으로 위상차가  $\pi/2$  부근으로 천이하는 경우도 있으나 LFI 억제가 나타날 정도로 지속적으로 유지되지

못한다. Fig. 6(b)는 스윙 분사 각을 6°로 증가시킨 Test 6의 결과이다. 만일 스윙 분사에 의한 회전방향 속도 성분이 약화된 위치로 두 번째 삽입연료 이동 하면 좀 더 변화된 위상차를 기대할 수 있다.

Test 7은 두 번째 삽입연료의 위치를 300 mm에서 조금 더 후방인 310 mm로 이동하여 실험한 경우이다. 후방으로 삽입연료의 위치를 이동하면 스윙 분사에 의한 회전방향 속도 성분의 영향을 더 감소시켜 스윙의 영향을 받지 않고 미연연료를 포함한 와류 발생을 유지할 수 있을 것으로 보인다. Fig. 7은 LFI가 발생한 Test 1과 Test 7의 연소압력 변화를 비교한 그림이다. Test 1에서 관찰된 두 번의 LFI 발생이 Test 7에서 완전하게 억제되어 이루어졌음을 확인할 수 있다. 또한 두 경우의 연소압력 평균도 거의 동일한 값을 유지하여 연소불안정 발생만 적절히 억제되고 있음을 알 수 있다.

Figure 7(b)는 baseline과 Test 7에서 측정한 고주파수 대역의 압력진동(400-600 Hz,  $p'$ )를 비교한 그림이다. 안정한 연소구간(4~7초) 동안, 두 경우 모두에서 고주파수 압력진동( $p'$ )의 진폭이 매우 미약한 반면에 불안정 연소구간(10~13초) 동안은 두 경우 모두 매우 강한 진동이 관찰되었다. 특히 연소불안정이 발생한 baseline(Test 1)에서 고주파수 압력 진동은 1

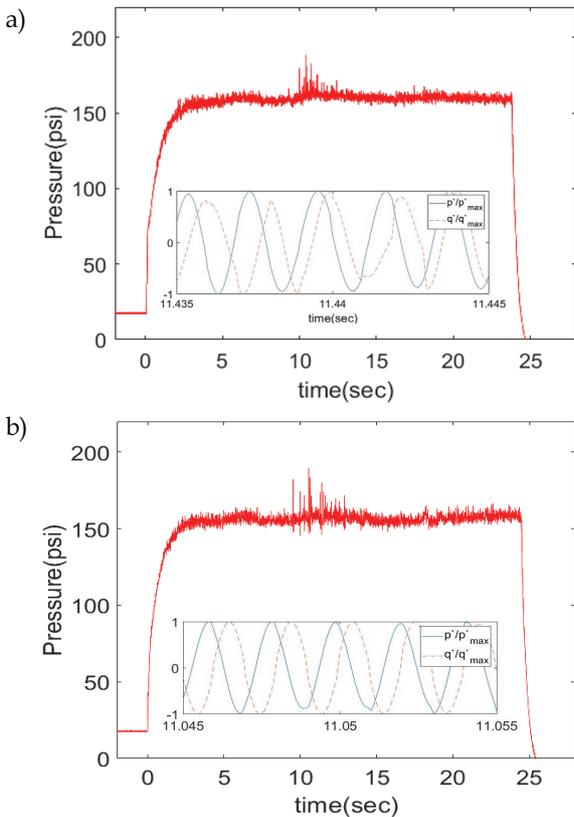


Fig. 6. Combustion pressure and Coupling status between normalized  $p'$  and  $q'$  in a) Test 4, b) Test 6

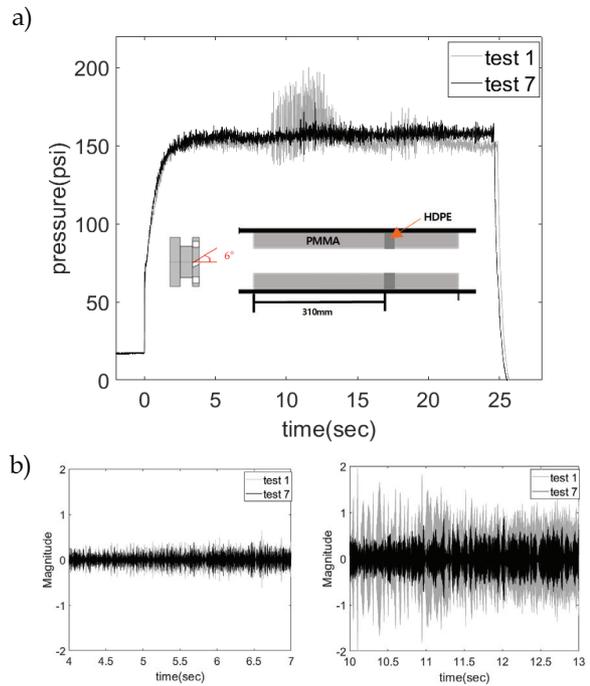


Fig. 7. a) Overlay of the combustion pressure and b) the filtered  $p'$  in Test 1 and Test 7

초당 대략 16~18회 정도의 아주 강한 피크를 형성하고 있다. 이에 반하여 LFI 발생이 억제된 Test 7에서 고주파수 압력진동( $p'$ )은 상대적으로 50% 정도 감소된 진폭을 유지하고 있다. Fig. 8(a)는 연소불안정이 발생했던 구간 1에서 측정된 두 진동  $p'$ 과  $q'$ 의 위상차를 보여주고 있다. 이 구간에서 위상차는  $\pi/2$ 로 음의 결합을 이루고 있어 두 진동의 결합에 의해 발생하는 특정한 저주파수의 외부교란 발생이 억제되고 있다.

언급했듯이 연료 앞단에 위치한 삽입연료와 산화제 스윙 분사는 모두 연료의 후퇴율을 증가시켜 평균 O/F비가 감소하며 연소온도를 올리는 역할을 한

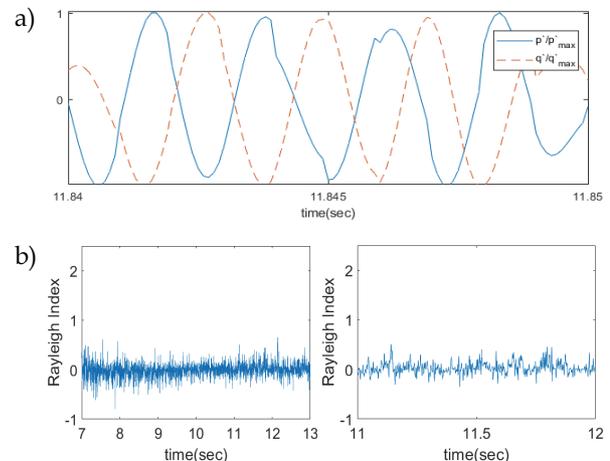


Fig. 8. a) Overlay of normalized  $p'$  and  $q'$  b) Rayleigh index in Test 7

다. 참고문헌에 의하면, 연료 앞단의 삼입연료는 연소온도를 증가시켜 고주파수 압력진동( $p'$ )의 전파속도 변화를 목적으로 사용하고 있음을 밝혔다[7]. 또한 적절한 온도 상승에 의한 압력진동의 전파속도 증가는 두 진동의 위상차 변화를 유도하여 음의 결합 형성을 촉진하고 이 결과로 연소불안정 형성이 억제된다고 주장하였다.

Figure 8에서 보듯이, 연료 앞단에 위치한 삼입연료를 적절한 강도의 스웰 분사로 대체한 Test 7의 결과는 연소불안정 발생이 억제되었다. 즉, 두 진동의 위상이 천이하어 음의 결합을 이루면서 연소안정화가 이뤄졌다는 점이다. 따라서 고주파수 압력진동( $p'$ )을 제거하지 않더라도 연소 온도를 적절하게 상승시켜  $p'$ 과  $q'$ 의 위상을  $\pi/2$ 로 천이시킨다면 저주파수 연소불안정을 억제할 가능성이 다시 확인하였다. 또한 하이브리드 로켓 연소의 저주파수 연소불안정은 고주파수 대역  $p'$ 과  $q'$ 의 주기적인 양의 결합 형성에 의해 열적지연 특성과 비슷한 저주파수 외부교란의 형성에 의해 발생한다는 LFI 발생 메커니즘을 재확인하였다.

### 2.2.3 스웰 분사에 의한 연소특성의 변화

본 연구는 연소 성능을 크게 변화시키지 않으며 저주파수 연소불안정을 억제하는 것을 목적으로 하고 있다. 스웰 분사가 연소불안정에 미치는 영향을 연구한 참고문헌 [9]에 의하면 스웰 강도가 강해질수록 LFI가 감소하여 연소가 안정해지는 것을 확인하였다. 그러나 원심력에 의한 연료 앞부분의 후퇴율만 심하게 증가하는 불균일 연소가 발생한다. 그러나 분사각이  $5^\circ$ ,  $6^\circ$ 로 스웰 강도가 약한 경우(Test 3, 5)에는 LFI가 발생하기 때문에 연소성능 변화를 최소화하는 노력이 필요하다. 이런 관점에서 연소성능을 정량화하여 스웰 분사와 삼입연료에 의한 연소성능 변화를 최적화할 필요가 있다.

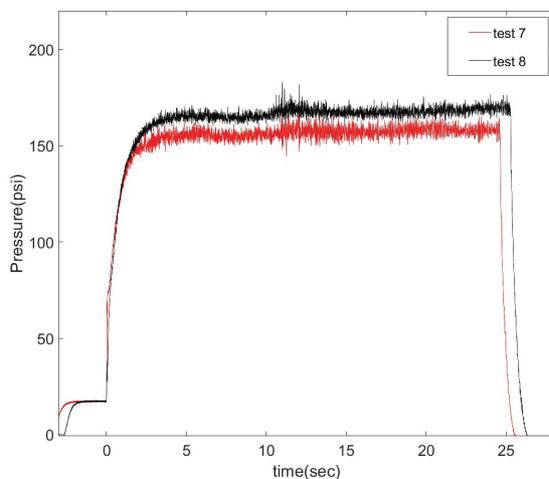


Fig. 9. Comparison of combustion Pressure in Test 7 and Test 8

Table 3. Comparison of O/F and regression rate

Test	Combustion Pressure (psi)	Average O/F ratio	Reg. rate (mm/s)
1	151	2.05	0.31
7	157	1.89	0.36
8	167	1.79	0.38

연소성능 변화를 정량화하는 변수로 평균 연소압력, 평균 O/F비, 후퇴율의 축 방향 변화 등을 사용하였다. Fig. 9는 연소불안정이 억제된, 스웰 분사 각이  $9^\circ$ 인 경우(Test 8)와 Test 7의 연소압력 변화를 비교하였다.

Table 3을 보면 Baseline에 비해 연소압력은 Test 7이 약 4%, Test 8이 약 11% 증가하였다. 한편 스웰 분사 각이 증가하면 원심력에 의한 후퇴율 증가가 연료 앞부분에 집중되므로 후퇴율 측정은 축 방향 길이 35 mm로 제한하였다. Test 7보다 Test 8에서 O/F비의 감소가 더 크고 연료 앞단의 후퇴율 증가가 더 심화되었음을 확인하였다.

따라서 스웰 분사 만에 의한 연소불안정의 제어보다 본 연구에서 제시한 적절한 강도의 스웰 분사와 삼입연료를 함께 적용하는 것이 연소불안정 억제와 연소성능의 변화를 최소화시키는 효과적 방법임을 입증하였다.

## III. 결 론

본 연구는 참고문헌[7]에서 사용한 연료 앞단의 삼입연료를 스웰 분사로 대체하여 연소불안정 억제에 미치는 영향을 분석하였다. 스웰 분사는 국부적인 연료 후퇴율의 증가뿐 아니라, 회전방향 속도성분으로 인하여 연료표면 근처에서 발생하는 작은 크기 와류 생성에도 영향을 미친다. 따라서 적절한 강도의 스웰 분사를 삼입연료와 함께 적용하면 연소 성능의 변화를 최소화하며 연소불안정 발생을 억제할 수 있을 것으로 기대하였다.

연료 앞단의 삼입연료를 적절한 강도의 스웰 분사로 대체하기 위해 스웰 분사의 각도를 변화시켰다. 연료 앞단에 삼입연료를 설치하면 평균 O/F비는 1.92, 스웰 분사 각  $5^\circ$ 에서 O/F비는 1.91로 계산되었다. 따라서 스웰 분사 각  $5^\circ$ 로 산화제를 분사하고 축 방향 300 mm 지점에 삼입연료를 위치한 Test 4와 스웰 각을  $6^\circ$ 로 증가시킨 Test 6의 결과는  $p'$ 과  $q'$ 의 위상 천이가 있음에도 두 진동이 양의 결합을 유지하고 있어 LFI가 지속됨을 알 수 있다.

스웰 분사 각  $6^\circ$ 와 310 mm에 삼입연료를 위치한 Test 7에서 두 진동은 음의 결합으로 변하였으며 연소안정화가 가능하였으며 결론적으로 하이브리드 로켓 연소에서 LFI의 발생은  $p'$ 과  $q'$ 의 위상이  $\pi/2$ 로 유지되기 때문에 발생하는 것임을 다시 확인하였다.

## 후 기

본 연구는 한국연구재단의 이공분야기초연구사업 (NRF-2018R1D1A1B07048676)의 연구비 지원으로 수행한 연구결과이며 지원에 감사드립니다.

## References

- 1) Park, K. S., Shin, K. H. and Lee, C. J., "Vortex Shedding and Pressure Oscillations in Hybrid Rocket Combustion," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 1, 2013, pp. 40~47.
- 2) Karabeyoglu, A., De Zilwa, S., Cantwell, C. and Zilliac, G., "Modeling of Hybrid Rocket Low Frequency Instabilities," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 6, 2005, pp. 1107~1116.
- 3) Carmicino, C., "Acoustics, Vortex Shedding, and Low-Frequency Dynamics Interaction in an Unstable Hybrid Rocket," *Journal of Propulsion and Power* Vol. 25, No. 6, 2009, pp. 1322~1335.
- 4) Kim, D. Y. and Lee, C. J., "Destabilization of the Shear Layer in the Post chamber of a Hybrid Rocket," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 30, No 4, 2016, pp. 1671~1679.
- 5) Moon, Y. J. and Lee, C. J., "Dynamics of Post Chamber Flame and Combustion Pressure in Hybrid Rocket," 52<sup>nd</sup> AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 2016-4869, 2016.
- 6) Kim, J. E., Kang, S. H. and Lee, C. J., "Oscillating Boundary Layer in Hybrid Rocket Combustion," 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, EUCASS 2019-152, 2019.
- 7) Chae, H. S. and Lee, C. J., "Controlling Low-Frequency Instability with Fuel Inserts in Hybrid Rocket Combustion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 37, No. 1, 2021, pp. 13~19.
- 8) Yuasa, S., "A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines," 35<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA Paper 1999-2322, 1999.
- 9) Kim, J. E. and Lee, C. J., "Transition of Combustion Instability in Hybrid Rocket by Swirl Injection," *Acta Astronautica*, Vol. 158, 2019, pp. 323~333.
- 10) Kumar, C. P. and Kumar, A., "Effect of Swirl on the Regression Rate in Hybrid Rocket Motors," *Aerospace Science and Technology*, Vol 29, 2013, pp. 92~99.
- 11) Chae, H. S., Lee, D. E. and Lee, C. J., "Pressure and Luminosity Oscillations in Post Chamber of Hybrid Rocket," 2018 Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 2018-4441, 2018.
- 12) Karabeyoglu, A., Toson, E. and Evans, B., "Effect of "O/F Shift" on Combustion Efficiency," 50<sup>th</sup> AIAA Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 2014-3851, 2014.
- 13) Messineo, J., Lestrade, J. Y., Hijlkema, J. and Anthoine, J., "Vortex Shedding Influence on Hybrid Rocket Pressure Oscillations and Combustion Efficiency," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, No. 6, 2016, pp. 1386~1394.