



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(7), 573-580(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.7.573

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

하이브리드 로켓 연소에서 연료액적의 발생과 저주파수 연소불안정

김진아¹, 이창진²Fuel Droplet Entrainment and Low Frequency Instability
in Hybrid Rocket CombustionJina Kim¹ and Changjin Lee²

Department of Aerospace Engineering, Konkuk University

ABSTRACT

Paraffin wax is attracting many attentions for promising solid fuel of hybrid rocket because of its higher regression than other fuels. However, even with paraffin fuel combustion, unsteady low-frequency oscillation of combustion pressure is still observed. And, this is related to the formation of liquid layer and the entrainment of fuel droplets entering the axial combustion gas flow. This study investigates the effect of additional combustion of fuel droplets on the occurrence of low-frequency combustion instability. On the other hand, the formation of fuel droplets depends on Weber Number (the ratio of the inertial force to the surface tension of the liquid) and Reynolds Number of the oxidizer flow. Therefore, a laboratory-scale hybrid rocket was used to monitor the occurrence of combustion instability while changing We number. A series of combustion tests were conducted to control We number by changing the oxidizer flow rate or adding LDPE (low density polyethylene) to base fuel. In the results, it was confirmed that there is a critical We number above which the low-frequency combustion instability occurs.

초 록

파라핀 왁스는 높은 후퇴율 때문에 하이브리드 로켓의 연료로 많은 각광을 받고 있다. 하지만 파라핀 연료의 연소에서도 비정상적인 저주파수 연소압력 진동이 관찰되고 있는데, 이는 연료 표면에 형성된 액체층과 액적의 유입과 관련이 있는 것으로 추론된다. 본 연구는 액적에 의한 추가적 연소와 저주파수 연소불안정 발생과의 관계를 분석하였다. 한편, 액적의 발생은 관성력과 액체의 표면장력의 비로 정의되는 We수(Weber Number)와 액체층의 Re수(Reynolds Number)에 따라 변화하는 것으로 알려져 있다. 따라서 일차적으로 실험실 규모의 로켓을 사용하여 We수에 따른 연소불안정의 발생여부를 관찰하였다. We수의 조절은 산화제 유량 변화를 통한 관성력의 변화와 LDPE(Low Density Polyethylene) 첨가에 의한 표면장력의 변화를 통해 시도하였다. 저주파수의 연소불안정의 발생은 특정한 We수 이상에서만 관찰되었고 임계 We수가 존재하는 것을 확인하였다.

Key Words : Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Low Frequency Instability(저주파수 연소불안정), Liquid Layer(액체층), Fuel Droplet(연료액적), Weber Number(웨버수)

† Received : February 5, 2021 Revised : April 23, 2021 Accepted : May 6, 2021

¹ Graduate Student, ² Professor

² Corresponding author, E-mail : cjlee@konkuk.ac.kr

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

1. 서 론

하이브리드 로켓은 다른 추진기관에서 발생하는 고주파수 대역의 연소불안정과 구별되는 100Hz 미만의 저주파수 연소불안정(LFI; Low Frequency Instability)이 나타나는데, 이는 고체 연료의 열적 지연 특성과 연관된 것으로 밝혀졌다[1]. Kim 등[2]은 와류 홀림에 의한 연소압력진동과 미연연료의 추가적 연소에 의한 열방출진동의 주기적 결합이 저주파수 연소불안정의 중요한 발생 원인이며 열전달의 진동이 고체 연료의 열적 지연 특성과 공진하여 연소불안정으로 발달한다고 주장하였다. 또한 Lee와 Chae 등[3]은 PMMA 연료에 삼입연료 또는 산화제 스웰 분사 방법을 적용하여 연료 표면의 유동과 O/F비의 변화를 유도하여 저주파수 연소불안정을 제어하려는 시도를 하였다. 그들은 연소 조건의 변화를 통해 압력진동과 열방출진동이 음의 결합을 형성하는 방법을 사용하여 연소불안정 발생을 억제하였다. 특히 이들의 연구 결과는 연료의 열적 지연 특성과 미연연료의 추가적 연소에 의해 발생하는 열음향 진동 사이의 양의 결합이 연소불안정의 주요한 원인임을 다시 확인하였다.

최근에 파라핀 왁스를 연료로 사용하는 하이브리드 로켓은 기존의 연료보다 후퇴율이 높을 뿐만 아니라 로켓 개발과 제작비용이 매우 저렴하여 다양한 용도로 활용되는 등 많은 주목을 받고 있다. 그럼에도 여전히 다른 하이브리드 로켓에서 관찰되는 저주파수 연소불안정이 발생하였다.

한편 파라핀 왁스 연료는 연료 표면에 얇은 액체층이 형성되는 특징이 있으며 산화제 유동과 상호작용에 의해 불안정한 액체층의 유동으로 발달하여 액적을 형성하여 기체 영역으로 유입된다[4]. Anna와 Chandler 등[5,6]은 파라핀 하이브리드 로켓 연소에 대한 가시화를 수행하여 액체층의 형성과 액체층 표면에서 발생하는 구름파(Roll wave)를 관찰하였다. 또한 산화제 유동과의 전단력 차이로 인해 액적이 분리되어 연소 가스로 유입되는 액적유입(Entrainment)을

가시화 하였다. 그런데 유입된 액적은 하류방향의 후연소실을 지나면서 연소를 하므로 파라핀 연료 액적에 의한 추가적인 연소는 하이브리드 로켓 연소를 물리적으로 복잡하게 만들어 물리적 이해를 어렵게 한다.

Figure 1은 PMMA를 사용하는 하이브리드 로켓의 연소에서 후연소실의 유무에 따른 연소압력과 후퇴율 변화를 비교하였으며, 후연소실을 제외한 다른 조건들은 모두 동일하게 유지하였다[7]. 그림에서 보듯이 후연소실이 있는 경우 불안정한 연소가 관찰되지만, 후연소실을 제거하면 연소가 안정하게 변화하였음을 확인할 수 있다. 또한 후연소실을 제거하여 추가적인 연소를 배제하자 연소압력이 크게 감소하였으나 연료의 평균 후퇴율은 후연소실의 유무와 무관하게 변화가 거의 없어 후연소실의 유무가 평균 연소율에 미치는 영향은 거의 없는 것으로 확인되었다. 이러한 관점에서 파라핀 연료의 연소에서 액적 유입에 의한 추가적 연소로 인해 파라핀 연료의 연소불안정 발생도 동일한 물리적 과정이 관여할 것으로 판단된다. 한편 Kitano 등[8]은 액적에 의한 추가적 연소가 열방출 진동의 원인이며, 열방출 진동은 압력 섭동과 상호 결합을 이루어 연소불안정으로 발전할 가능성이 있다고 보고하였다.

따라서 파라핀 연료의 하이브리드 로켓 연소불안정의 발생을 이해하려면 액적발생에 영향을 미치는 인자들을 식별하는 것이 중요하다. Karabeyoglu 등[9]에 의하면 2상 유동에서 액적 생성에 영향을 주는 물리적 인자는 기체 유동의 속도, 액체 표면에서 생성되는 구름파의 파장, 주파수, 표면장력, 점성 그리고 액체층의 두께인 것으로 주장하였다. 또한, Jens 등[10]은 액체층 두께와 연소압력에 비례하여 액적의 생성이 증가하며, 액체의 점성과 표면장력이 클수록 액적 생성이 감소하는 것을 관찰하였다. 따라서 액체층의 물리적 특성과 산화제 유동의 속도를 조절함으로써 액적의 생성량 등을 조절할 수 있으며, 궁극적으로 연소불안정의 발생도 조절 가능하리라 판단된다.

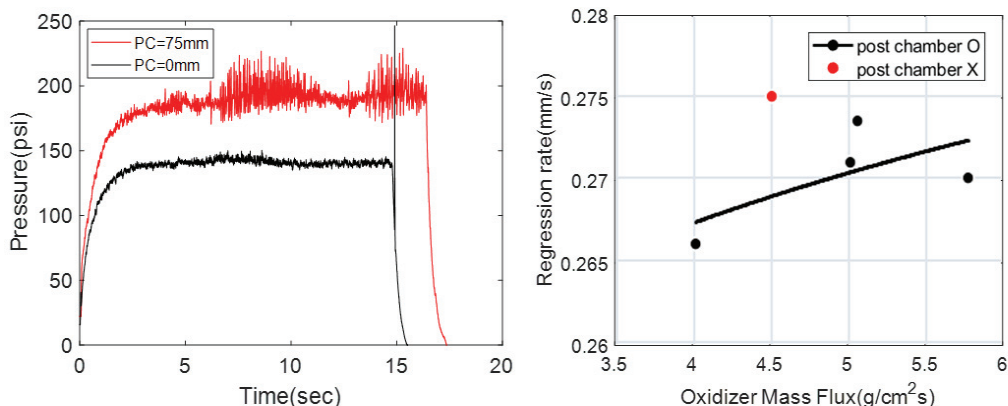


Fig. 1. Comparison of combustion pressure and regression rate with and without post chamber [7]

여기서 We수와 Re수는 액체층의 물리적 특성과 기체유동의 속도를 무차원화한 변수들이다. 최근 연구[11]에서 액체층으로부터 기체 유동으로 유입되는 액적의 양은 We수와 액체의 Re수와 매우 밀접한 함수 관계가 있음을 보고하였다. 이 연구에 의하면 액적의 유입량을 We수, Re수의 변화에 따라 세 구간으로 구분하였다. 첫 번째 구간($We < 7000$, A구간)은 액적 생성이 주로 We수 변화에 의존하는 영역이며 두 번째 구간($7000 < We < 14000$, B구간)에서는 We수와 액체의 Re수의 변화에 모두 영향을 받으며 마지막 구간($We > 14000$, C구간)에서는 액체의 Re수가 액적 생성에 영향을 미치는 주요 인자인 것으로 구분하였다.

앞서 언급하였듯이 액적의 생성은 We수와 Re수의 변화와 밀접한 관계를 유지하므로 본 연구는 일차적으로 We수가 5000 이하인 A구간을 대상으로 연구를 진행하였다. 이 구간에서의 실험은 연료의 제작이 용이하고 실험 장치도 작게 유지할 수 있는 장점이 있으며, 산화제 유동을 10~20g/s로 변화시켜 기체 유동의 관성력 크기를 조절함으로써 We수의 조절이 가능하다. 또한 파라핀 연료의 낮은 물리적 강도를 개선하기 위하여 많이 사용되는 LDPE(Low Density Polyethylene)를 첨가하여 액체층의 표면 장력의 크기를 조절함으로써 We수 조절이 가능하다. 본 연구에서는 이러한 방법을 적용하여 We수를 조절하며 파라핀 왁스 연료의 하이브리드 로켓에서 발생하는 비정상 연소의 발생을 확인하였으며, 액적 유입의 변화가 연소불안정의 발생에 미치는 영향을 분석하였다.

II. 실험 장치 및 조건

2.1 실험 장치 구성 및 조건

Figure 2는 로켓 연소실의 개략도이며 연소실은 예연소실, 주연소실 그리고 후연소실로 구성되었고 각각의 길이는 45mm, 400mm, 75mm이다. 연소실 직경은 50mm이며 연료의 초기직경은 20mm이며 노즐은 직경 6mm로 동일하다. 산화제 유량은 질량유량 조절장치(Mass Flow Controller)로 15~20g/s에서 조절하였으며 연료와 산화제는 파라핀 왁스(Paraffin Wax)와 기체산소(GOx)를 사용하였다. Fig. 3은 파라핀 왁스의 약한 물리적 강도를 개선하기 위하여 사용된 원심주조기로 제작된 연료의 후퇴율을 Karabeyoglu 등[9]의 결과와 비교한 그림이며, 두 결과가 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 원심주조기는 액체상태의 파라핀을 틀에 넣고 회전에 의한 원심력을 가하여 높은 강도와 밀도를 가진 연료를 만드는 장치로 섭씨 135도의 액체 파라핀을 주입한 후에 회전시켜 연료를 제작한다.

본 연구는 액적 연료의 유입과 액적의 추가연소를 연소불안정 발생과 관련된 중요한 물리적 과정으로 제시하고 이를 조절하기 위하여 We수를 변수로 설정

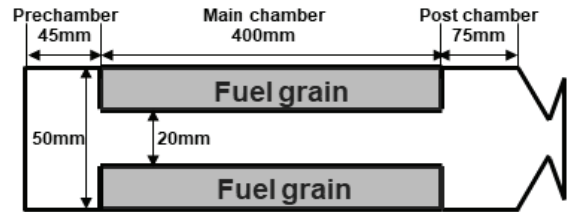


Fig. 2. Schematic of rocket configurations

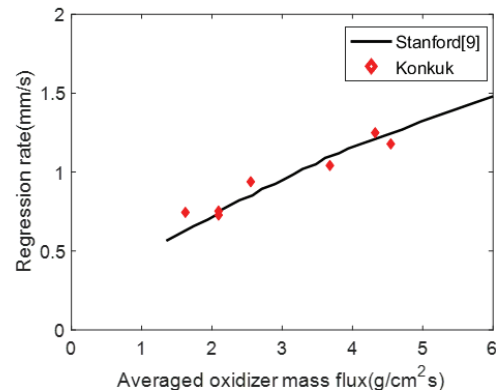


Fig. 3. Comparison of regression rate in the test of paraffin fuel with reference[9]

하였다. Table 1은 본 연구에서 수행한 실험조건들을 정리한 표이다. Test 1은 연소불안정이 뚜렷하게 관찰되었으며 test 2는 연료 액적의 추가연소가 연소불안정에 미치는 영향을 확인하기 위하여 후연소실을 제거한 실험이다. Test 3-5는 산화제 유량을 조절함으로써 산화제 유동의 관성력을 조절하였으며, test 6-7은 LDPE 연료를 소량 첨가하여 연료 표면 액체 파라핀의 표면장력을 변화시켰다. 전체 질량의 5% LDPE 첨가는 100도 이상의 고온에서 액체층의 표면장력을 5~10% 정도 변화시키는 것으로 보고되었다[5]. 실험조건 변화는 모두 기체 및 액체 유동의 특성을 변화시켜 We수를 조절하는 경우들이며 실험을 통하여 We수가 연소불안정의 발생에 미치는 영향을 분석하였다.

Table 1. Summary of combustion test

Test	Mass flow rate(g/s)	LDPE wt%	We
1	20	0	1050
2	20 (No post chamber)	0	-
3	18.5	0	730
4	18	0	560
5	15	0	500
6	20	5	630-660
7	18.5	5	425-445

2.2 We수에 따른 실험조건

$$We = \frac{\text{Gas inertia force}}{\text{Surface Tension}} = \frac{\rho_g U_g^2 D}{\sigma} \quad (1)$$

ρ_g : Gas density, U_g : Gas flow velocity,
 D : Averaged diameter, σ : Surface tension

We수는 기체 유동의 관성력과 액체 표면장력의 비로 정의되며 식 (1)과 같다. 각 실험의 We수를 계산하기 위해 연소실 내부에서 생성되는 연소가스의 밀도와 속도는 CEA 코드로 계산하였으며 파라핀 왁스의 녹는점과 끓는점의 평균 온도를 사용하여 해당 온도에서 표면장력을 계산하였다[12]. 파라핀 왁스를 연료로 사용하는 경우 표면에 형성되는 액체층은 축방향의 기체 유동에 의해 액적의 형태로 기체 유동으로 유입되며, 축방향으로 흐르면서 부분적인 연소가 발생한다. Sawant 등[11]은 외부에서 가하는 축방향 유동 속도의 변화에 의해 고체 표면에 형성된 액체층에 유도되는 섭동 주파수, 진폭 등을 조절하며 액적의 유입량 변화를 연구하였다. 그 결과에 의하면 We수와 Re수의 변화에 따라 액적의 발생이 각각 다르게 나타나는 것을 확인하였으며 중요한 물리적 변수를 기준으로 A, B, C의 세 영역으로 구분하였다. Fig. 4는 액적의 발생을 구분한 세 영역의 특징을 나타내는 그림이다. 즉, A영역에서 액적의 유입률은 We수 변화에 민감하게 의존하며 B영역에서는 We수와 액체층의 Re수가 액적의 유입률을 결정하는 중요한 인자이다. 또한 We수가 특정 값 이상인 C영역에서는 액적의 유입률은 오직 액체의 Re수에 비례하는 것을 관찰하였다. 따라서 현재 본 연구에서 사용하는 실험조건이 Fig. 4에서 어떤 영역에 해당하는지 확인하는 것이 필요하다. 앞에서 제시한 방법으로 We수를 계산하면 본 연구의 실험조건에서 We수는 대체적으로 5,000 미만의 값으로 구간 A에 해당하며 액적 발생은 오직 We수만에 의한 함수관계를 유지한다. 그러나 물리적 크기가 큰 로켓의 We수는 14,000 이

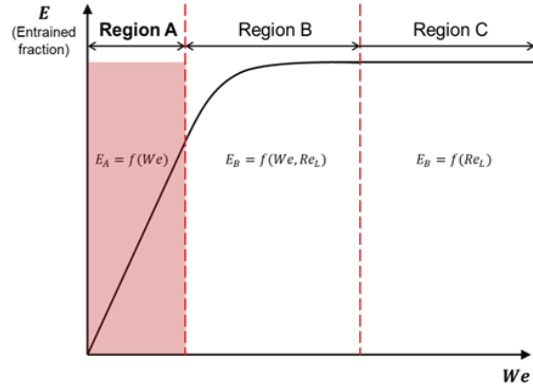


Fig. 4. Droplet entrained fraction depending on We number[11]

상을 유지하므로 이 경우에는 Re수의 변화가 액적 발생량을 결정하는 중요한 변수가 된다.

따라서 연소조건이 변하면 액적의 추가 연소에 의한 연소불안정의 발생도 변화할 것으로 예상된다. 본 연구는 실험실 규모의 작은 크기의 로켓시스템을 대상으로 A 구간에 해당하는 연소조건을 유지하는 것을 전제로 하였으며 액적 유입에 의한 추가 연소와 연소불안정의 관계를 연구하였다.

III. 실험 결과 및 분석

3.1 미연연료와 연소불안정

Figure 5는 test 1의 연소압력 변화와 연소압력에 대한 웨이브릿 변환에 의한 주파수 분석 결과이며 연소 초기에 압력 상승과 함께 연소압력의 비선형적 진동을 동반한 연소불안정이 관찰된다. 주파수 분석을 보면 30Hz 대역의 저주파수와 350~600Hz 대역의 고주파수에서 주파수 피크가 나타난다. 저주파수 특성은 파라핀 왁스 연료의 열적 지연 특성에 의한 것으로 Karabeyoglu[13] 등이 관찰한 실험 결과와 일치하고 있다. 이러한 저주파수 피크는 고체 연료를 사

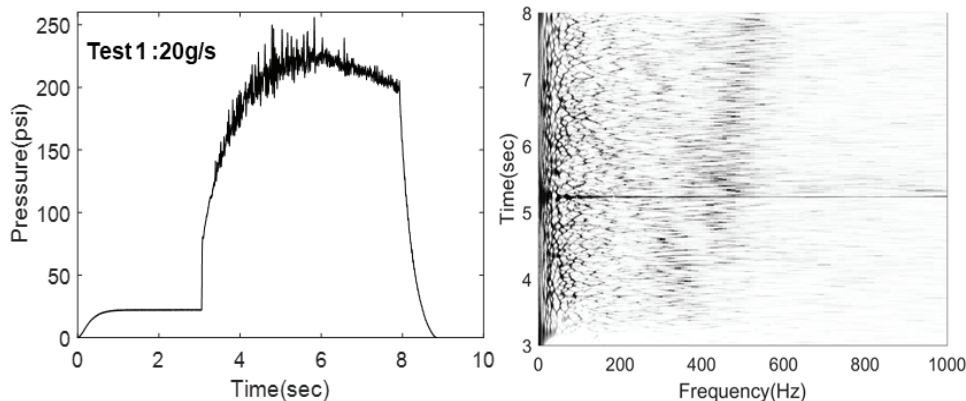


Fig. 5. Time trace of pressure and wavelet frequency analysis in test 1

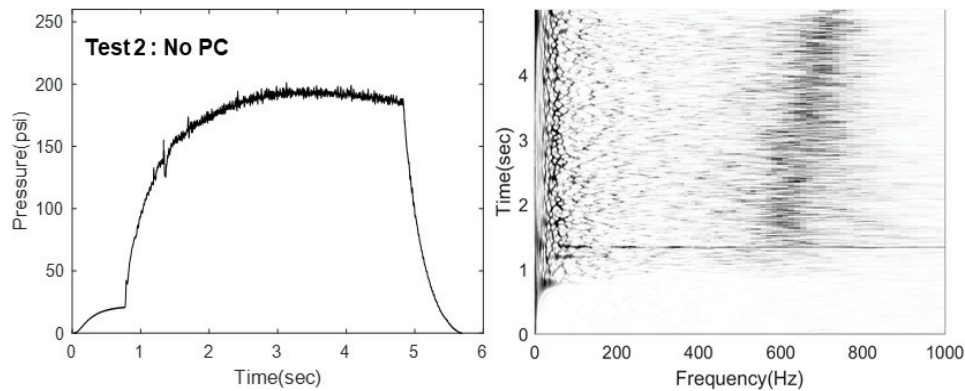


Fig. 6. Time trace of pressure and wavelet frequency analysis in test 2

용한 하이브리드 로켓에서 흔히 관찰되는 특징이며 고체 연료의 열적 지연 현상에 의해 고체 연료의 기화 유동이 진동하고 있음을 의미한다. 한편 Mete 등 [14]은 2상 유동에서 기체 유동에 의한 전단력에 의해 액체 표면에 생성된 구름파는 약한 압력진동을 발생시키는 것으로 보고하였으며 구름파에 의한 압력진동의 주파수 특성과 파라핀 왁스의 연소 실험 결과 나타난 고주파수 특성이 비슷한 주파수 대역을 갖고 있다는 사실은 주목할 만한 점이다.

Figure 6은 후연소실만 제거한 test 2에서 측정된 연소압력의 변화와 웨이블릿 변환에 의한 주파수 분석 결과이다. Lee 등[15]은 하이브리드 로켓 연소에서 나타나는 비정상적인 연소압력의 진동은 후연소실에서 발생하는 미연연료의 추가적인 연소와 관련이 있음을 보고하였다. 따라서 파라핀 왁스를 사용한 하이브리드 로켓의 비정상적인 연소압력의 진동의 발생 원인은 Lee 등이 관찰한 물리적 현상과 유사할 것으로 추정할 수 있다. 즉, test 2에서는 미연연료의 추가적 연소를 배제하기 위해 후연소실을 제거한 결과, 비정상적인 연소압력의 진동이 사라지고 연소가 안정화 되었으나 연소압력은 다소 낮아졌다. 이런 결과는 연료 액적들이 추가적 연소 없이 노즐 밖으로 배출되어 연소압력이 감소하였으나 안정 연소가 달성되었음을 의미한다.

한편 test 1에서 관찰되는 비정상적인 연소압력의 진동은 연소 초반에만 나타난다는 점에서 고체추진 로켓의 연소에서 관찰되는 침식 연소(erosive burning)와 유사한 특징이 있다. 그러나 후연소실을 제거한 실험 결과를 보면 연소 초기의 압력진동이 사라졌음을 알 수 있어 침식 연소와 무관하게 발생하는 진동임을 알 수 있다.

3.2 산화제 유량 조절에 의한 We수 변화

앞의 실험 결과를 분석해보면 후연소실에서 발생하는 연료 액적의 추가 연소가 비정상적인 연소압력 진동의 주요한 원인임을 추론할 수 있다. 따라서 액적 발생과 유입률을 조절하기 위하여 파라핀 왁스의

We수를 조절하여 연소불안정의 발생에 미치는 영향을 관찰하였다. We수를 변화시키기 위한 첫 번째 방법으로 산화제의 유량을 조절하여 기체 유동의 관성력을 변화시켰다. Jens 등[10]에 의하면 산화제 기체 유동의 질량 플럭스를 증가시키면 액적의 발생이 증가되어 후연소실에서 발생하는 추가적인 연소의 증가로 이어짐을 관찰하였다. Fig. 7은 산화제 질량을 변화시켜 We수를 조절하면서 연소압력의 변화를 비교한 그림이다. 연소 초기를 기준으로 할 때 산화제 유량은 test 1부터 4까지 각각 20g/s, 18.5g/s, 18g/s, 15g/s로 감소하였으며 We수는 각각 약 1050, 730, 560, 500으로 계산되었다.

유량을 조절함에 따라 test 3과 4 사이에서 비정상적인 연소압력의 진폭이 크게 감소한 것을 관찰할 수 있으며 질량 유량이 15g/s인 test 4에서는 매우 안정적인 연소가 관찰되었다. 이런 경향성을 분석해보면 비정상 연소압력진동의 발생에 영향을 미치는 액적 유입량의 임계값이 존재하는 것을 알 수 있으며, 이때 임계 We수는 730과 560 사이의 값으로 대략적으로 600 정도로 추정된다.

Figure 8은 test 1-4에서 각각 측정한 연소압력에 대한 웨이블릿 변환으로 얻은 주파수 분석 결과이다. 유량 변화와 연소불안정 발생과 무관하게 모든 조건에서 고주파수 특성이 관찰된다. 모든 실험에서 공통적으로 고주파수의 주파수 특성은 400Hz에서 시작되어 증가하는 경향이 있으며 연소불안정의 발생과 무관하게 나타나고 있다. 다른 연료(PMMA 등)를 사용해도 비슷한 대역의 고주파수 특성이 관찰되지만, 이때 압력진동은 와류홀림에 의해 발생하며 연소가 진행됨에 따라 감소하는 특징이 관찰됐다. 특히 PMMA를 연료로 사용한 경우 고주파수 특성의 와류홀림 및 미연연료의 추가적 연소가 연소불안정을 촉발시키는 원인으로 지목되었지만, 파라핀 왁스를 연료로 사용한 경우 와류 홀림의 고주파수 피크가 나타나지 않고 구름파에 의한 고주파수 피크가 압력진동의 원인이므로 불안정 연소와 물리적 상관관계가 낮을 것으로 예상하였다.

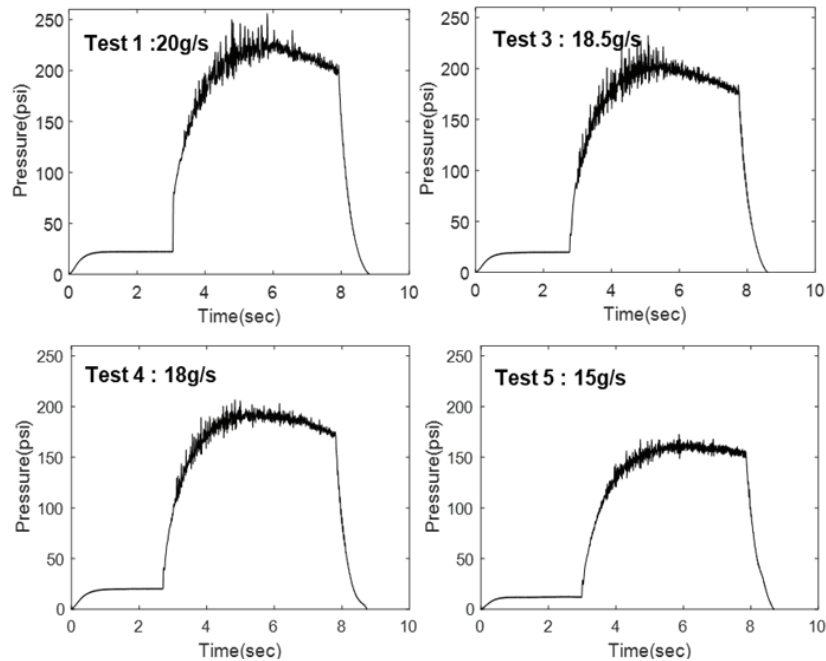


Fig. 7. Time trace of pressure in test 1, 3, 4 and 5

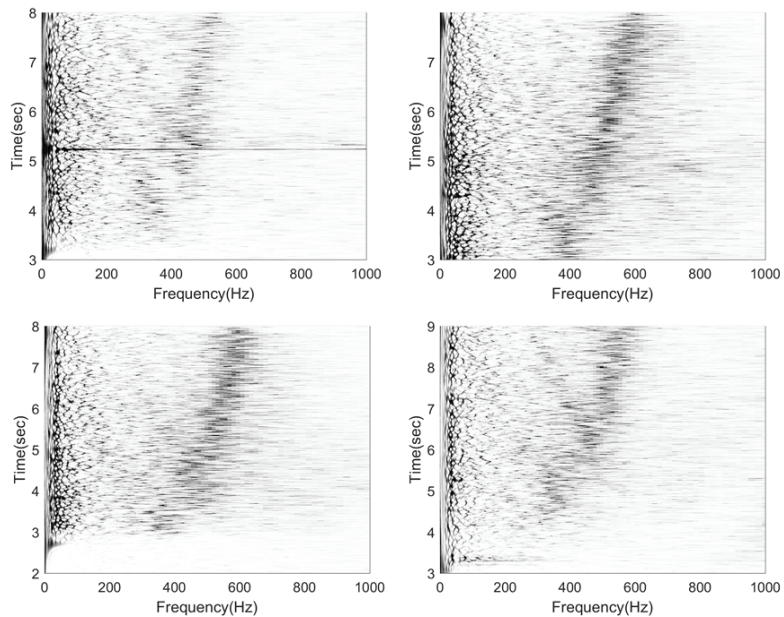


Fig. 8. Wavelet frequency analysis in test 1, 3, 4 and 5

3.3 LDPE 첨가에 의한 We수 변화

이 절에서는 파라핀 왁스 연료에 LDPE를 첨가하여 We수를 조절하였으며, 비정상 연소의 발생에 미치는 영향을 관찰하였다. DeSain 등[16]은 파라핀 왁스에 LDPE 연료를 첨가한 연료를 원심주조기로 제작하여 물리적 강성을 분석하였다. LDPE 첨가율이 증가함에 따라 탄성계수가 점차 증가할 뿐 아니라 HTPB 연료와 유사한 인장 강도를 갖게 된다고 보고하였다. Test 6은 전체 무게의 5%의 LDPE를 첨가한

연료를 사용한 연소실험 결과이다.

LDPE 첨가에 의한 We수 변화가 연소불안정 발생에 미치는 영향을 분석하기 위하여 test 1과 test 6의 결과와 비교하여 Fig. 9에 나타내었다. LDPE를 5% 첨가하여 We수는 대략 630~660 정도로 감소하였으나 임계 We수로 추정되는 600보다 큰 값을 유지하여 불안정연소가 유지되었음을 알 수 있다.

Figure 10은 test 3과 test 7의 연소압력을 비교한 그림이다. Test 3에서 평균 압력 대비 12%의 진동이

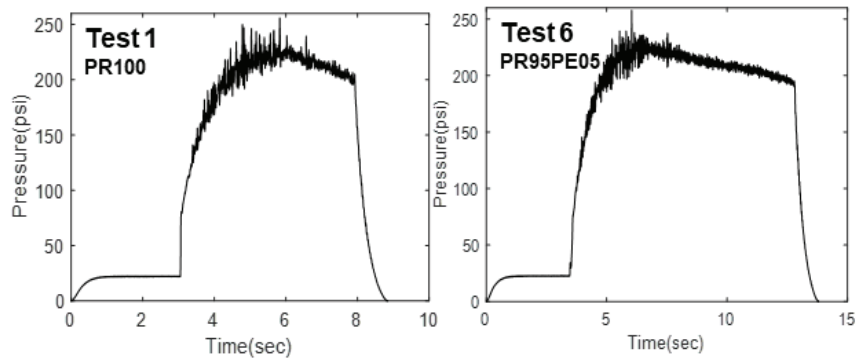


Fig. 9. Time trace of combustion pressure in test 1 and test 6

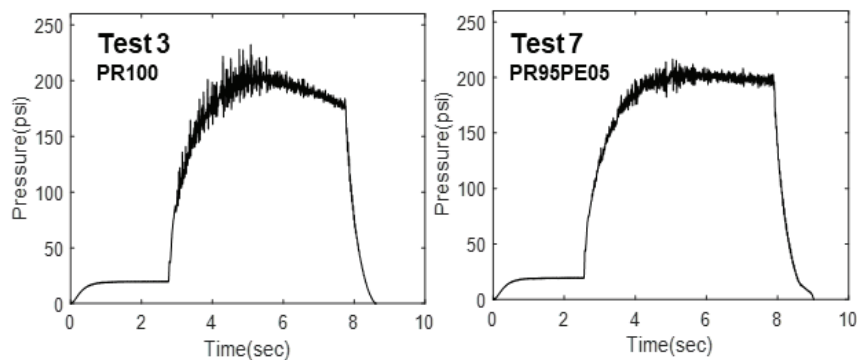


Fig. 10. Time trace of combustion pressure in test 3 and test 7

나타났지만 LDPE를 첨가한 test 7에서는 평균 압력 대비 7%로 안정화되었다. Test 3의 We수는 약 730으로 임계 We수로 추정되는 약 600보다 약간 크다. Test 7은 We수를 임계 We수 이하로 감소시키기 위하여 test 3에 5%의 LDPE를 첨가한 연료를 사용한 실험이며, We수가 약 425-445의 값으로 계산되었다. We수가 약 560인 test 4에서 안정한 연소가 나타났으므로 test 7에서도 안정한 연소가 나타날 것으로 기대하였고, 예측한 대로 임계 We수보다 낮은 조건을 유지한 test 7에서 연소가 안정화되었음을 확인할 수 있다. 한편, LDPE 첨가량을 5% 이상으로 하면 표면장력 조절에 의한 We수 변화를 더 증가시킬 수 있으나, LDPE 첨가율이 높아질수록 연료의 특성이 크게 변화하므로[17] 5% 이상의 LDPE 첨가는 시도하지 않았다.

IV. 결 론

파라핀 왁스를 연료로 사용한 하이브리드 로켓의 연소에서도 비정상적인 연소압력의 진동을 동반하는 저주파수 연소불안정 현상이 관찰된다. 본 연구에서는 비정상적인 연소압력의 진동과 후연소실로 유입된 연료 액적의 추가적 연소의 물리적 상관관계를 이해하기 위한 실험 연구를 수행하였다. 한편, 액적

의 유입률은 We수와 액체층의 Re수의 변화에 의존하므로 주요 변수로 We수를 설정하여 연소불안정의 발생에 미치는 영향을 관찰하였다. 연소실험에서는 산화제 유량과 LDPE 연료를 첨가하여 기체 유동의 관성력과 액체의 표면장력의 변화를 시도하여 We수를 조절하였다.

후연소실로 유입된 연료 액적의 추가적 연소가 연소불안정 발생에 미치는 물리적 관계를 확인하기 위해 후연소실을 제거한 실험을 수행하였다. 실험 결과를 보면 비정상적인 연소가 사라졌으며 연료 액적의 추가적 연소가 연소불안정의 발생에 영향을 미치는 중요한 인자임을 확인하였다.

산화제 유량을 조절하여 We수를 변화시킨 실험에서 연소불안정의 발생을 결정하는 We수의 임계값이 600 근처임을 확인하였다. 한편 LDPE 첨가는 We수를 약간 감소시키는 효과가 있어 We수를 임계값 아래로 조절하기 위하여 약 5%의 LDPE를 첨가하였다. 실험 결과 630-660으로 임계값보다 약간 높은 범위를 가지는 실험에서는 약한 불안정 연소가 발생하였지만 425-445 값을 가지는 실험조건에서는 안정한 연소가 유지되었다. 따라서 연료 표면에서 생성되는 액적과 후연소실로 유입된 연료 액적의 추가적 연소가 비정상 연소압력의 진동을 발생시키는 주요한 물리적 원인임을 확인하였다.

한편, 연소실의 물리적 크기가 커지면 액적 발생량

은 We수 뿐만 아니라 Re수의 변화에도 영향을 받으므로 앞으로의 연구는 Re수 변화가 액적발생에 영향을 미치는 조건에서 연료 액적 유입량의 변화에 따른 연소불안정의 변화를 관찰하려 한다.

후 기

본 연구는 한국연구재단의 이공분야기초연구사업(NRF-2018R1D1A1B07048676)의 지원으로 수행한 연구결과의 일부이며 지원해주신 한국연구재단에 감사드립니다.

References

- 1) Karabeyoglu, M. A., Zilwa, S. D. and Zillac, G., "Modeling of Hybrid Rocket Low Frequency Instabilities," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 6, 2005, pp. 1107~1116.
- 2) Kim, J. and Lee, C. J., "Low Frequency Instability and Oscillating Boundary Layer in Hybrid Rocket Combustion," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 34, pp. 4831~4839.
- 3) 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. 1~7.
- 4) Karabeyoglu, M. A. and Cantwell, B. J., "Combustion of Liquefying Hybrid Rocket Propellants: Part 2, Stability of Liquid Films," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 3, 2002, pp. 621~630.
- 5) Petrarolo, A., Kobald, M. and Schlechtriem, S., "Understanding Kelvin-Helmholtz Instability in Paraffin-Based Hybrid Rocket Fuels," *Experiments in Fluids*, 2018, pp. 59~62.
- 6) Chandler, A., Jens, E., Cantwell, B. J. and Hubbard, G. S., "Visualization of Liquid Layer Combustion of Paraffin Fuel for Hybrid Rocket Applications," *The 48th Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2012, AIAA 2012~3961.
- 7) Kim, J. A. and Lee, C. J., "Entrainment of Fuel Droplets and Unstable Pressure Oscillations in Hybrid Rocket Combustion," *The 12th International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion & Energetic Materials (ISICP)*, 2020.
- 8) Kitano, T., Kaneko, K., Kurose, R. and Komori, S., "Large-eddy Simulations of Gas- and Lique-fueled Combustion Instabilities in Back-step Flows," *Combustion and Flame*, Vol. 170, 2016, pp. 63~78.
- 9) Karabeyoglu, A., Altman, D. and Cantwell J., "Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 1, General Theory," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 3, 2002, pp. 610~620.
- 10) Jens, E. T., Karp, A. C., Miller, V. A., Hubbard, G. S. and Cantwell, B. J., "Experimental Visualization of Hybrid Combustion: Results at Elevated Pressure," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 36, No. 1, 2020, pp. 33~46.
- 11) Sawant, P., Ishii, M. and Mori, M., "Droplet Entrainment Correlation in Vertical Upward Co-current Annular Two-phase Flow," *Nuclear Engineering and Design*, Vol. 238, 2008, pp. 1342~1352.
- 12) Piscitelli, F., Saccone, G., Gianvito, A., Cosenito, G. and Mazzola, L., "Microcrystalline Paraffin Wax as Fuel for Hybrid Rocket Engine," *The 6th EUCASS*, June 2015.
- 13) Karabeyoglu, A., Altman, D. and Cantwell, J., "Combustion Oscillations in High regression rate Hybrid Rockets," *The 39th Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2003, AIAA-2003-4465.
- 14) Budakli, M., "Hydrodynamics and Heat Transfer in Gas-Driven Liquid Film Flow," *PhD thesis*, Institute of Technical Thermodynamics of the Technische Universitat Darmstadt.
- 15) Lee, D. E. and Lee, C. J., "Equivalence ratio variation and combustion instability in hybrid rocket," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 33, No. 19, 2019, pp. 5033~5042.
- 16) DeSain, J. D., Brady, B. B., Metzler, K. M., Curtiss, T. J. and Thomas, V., "Tensile Tests of Paraffin Wax for Hybrid Rocket Fuel Grains," *The 45th Joint Propulsion Conference & Exhibit*, August 2009, AIAA 2009-5115.
- 17) Chen, S., Tang, Y., Zhang, W., Ruiqi, S., Yu, H., Ye, Y. H. and DeLuca, L. T., "Innovative Methods to Enhance the Combustion Properties of Solid Fuels for Hybrid Rocket Propulsion," *Aerospace*, Vol. 6, No. 47.