

ZN을 이용한 하이브리드 로켓 저주파 연소 진동 연구

ZN Analysis for Low Frequency Combustion Oscillation of Hybrid Rocket

이 창 진

건국대학교 기계항공학부
(E-mail : cjlee@konkuk.ac.kr)

하이브리드 로켓 연소는 고온의 산화제가 연료 표면 위를 흘러가면서 발생한다. 고체 연료 표면은 주로 대류 열전달에 의한 연료의 용융, 분해, 증발 등이 발생되며 산화제 흐름과 혼합되어 연소한다. 따라서 대류 열전달에 의한 열량 공급이 연소율을 결정하는 데 가장 중요한 인자이다.

대부분 화학로켓(고체 또는 액체 로켓)은 연소 중에 연소 불안정(combustion instability)을 나타내지만 하이브리드 로켓은 음파교란에 의하여 발생하는 고주파 연소 불안정보다는 주로 저주파 불안정 현상이 관찰되는 것으로 알려져 있다. 저주파 연소 불안정 현상은 연소지연(combustion-lag), 화염전파속도 변화, 산화제 분사 시스템의 진동 등의 원인에 의하여 발생하며 비-음파 연소불안정 현상이다. Rucker 등은 직경 24inch 하이브리드 로켓을 사용하여 비-음파 연소 불안정을 실험적으로 확인하였으며 이에 대한 모델링을 시도하였다. 그의 결과에 의하면 비-음파 연소 불안정 현상은 주로 산화제 분무가 고르지 못하거나 인젝터 주변에 설치된 fin 때문에 발생하는 vortex shedding이 중요한 원인인 것으로 알려졌다. 이 때 연소 불안정 주파수는 6.5Hz로 음파 연소 불안정 현상으로 여기기에는 낮은 주파수이었다.

Karabeyoglu 등은 추력을 조절하기 위하여 산화제 유입량을 조절하는 throttling, 추력정지 또는 불안정하게 운용될 때 발생하는 하이브리드 로켓의 연소 천이현상을 이론적으로 해석하였다. 산화제를 throttling하면 연료 표면에 형성된 경계층 두께가 변화되며 이것은 연료로 전달되는 대류 열전달량을 변화시키며 고체연

료가 증발하는데 열적 지연(thermal lag)을 일으켜 연소 불안정이 발생하도록 한다. 고체 연료의 열적 지연은 저주파수 연소 불안정을 발생시키는 중요한 원인이므로 이들 연구에서는 열적 지연이 불안정 현상에 미치는 영향을 이론적으로 해석하였다. 특히 활성화에너지 크기에 대한 열적 지연 변화를 살펴보았다. 그리고 경계층 두께 변화 응답 시간을 분석하여 연소 불안정 응답함수(response function)를 이용하여 응답특성을 해석하였다.

본 연구에서는 고체 추진제 연소의 연소 불안정을 해석하는데 사용되었던 ZN(Zeldovich-Novozhilov) 방법을 적용하여 하이브리드 로켓의 저주파 불안정 특성을 나타내는 연소 응답 함수를 이론적으로 구하여 특성을 해석하였다. ZN방법은 추진제 표면에서 발생하는 교란량을 수학적 함수로 처리하였기 때문에 하이브리드 로켓의 연료나 고체추진제의 모든 경우에 적용 가능하다. 그러나, 고체추진제 연소율(burning rate)은 압력의 지수 승에 비례하지만 하이브리드 로켓의 연소는 산화제 플럭스의 지수 승에 비례하는 것이 다른 점이므로 응답함수를 사용하는 해석에서는 이점에 유의하여야 한다.