

감응시간지연에 의한 고주파 연소불안정 해석

조 용 호*, 윤 응 섭**

(*현대우주항공, **연세대학교)

연소불안정은 로켓엔진 연소실 내에서의 연소와 유동특성들이 커플링되어 발생한다. 이와 같은 커플링을 통하여 연소로부터 맥동에너지가 공급되며, 되먹임과정 및 소산에 의한 맥동에너지양의 변화에 따라 맥동은 증폭, 유지되거나 소멸된다. 액체추진제 로켓엔진에서 고주파 연소불안정을 특징짓는 이와 같은 맥동발생 매카니즘의 해석은 용이하지 않으며 적절한 모델링을 필요로 한다.

연소불안정의 해석은 연소실 설계에서 고려되어야 할 안정성 여유를 한정하며, 설계된 사양 및 작동조건에서의 안정성 여부를 확인하는 수단으로 사용된다. 연소불안정 해석방법들은 전통적인 음향 n , τ 로 대표되는 frequency-domain 방법을 비롯하여, Fourier time expansion, time-domain 방법 등으로 구분되며, 연소실의 단순 및 적극설계과정에 사용된다[1].

Frequency-domain 방법을 사용하는 불안정 해석에서는 n , τ 의 두 상수를 정의하여 국부적인 순간연소율을 압력과 연관시킨다. Crocco[2] 등은 연소에 감응시간지연(sensitive time lag) 이론을 제시하였으며, Reardon[3]은 이 시간지연 매개변수를 로켓엔진 설계 및 작동 매개변수 결정에 적용하였다. Nguyen[4]은 비회전류를 가정하여 압력 및 속도의 섭동을 연관하는 방법을 적용하였다. 또한 연소불안정에 대한 이해와 그에 따른 엔진설계의 기준으로 사용하기 위하여 많은 결과들이[5, 6, 7] 제시되었으며, 전체적으로 선형과 비선형 음향모델에 의한 연소실 감응은 크지 않은 것으로 보고되었다[8]. 이와 같은 frequency-domain을 사용하는 연소불안정 해석방법들은 연소매카니즘에 시간지연이 존재한다는 가정에 기초한다. 연소과정은 압력, 온도 및 속도의 섭동에 대하여 즉시 반응하지 않고, 시간지연으로 명칭된 일정한 시간이 경과된 후 반응하는 것으로 가정하였으며, 연소매카니즘 자체는 별도로 해석하지 않는다[9]. 실험연소기에서의 연소를 관찰한 결과에 의하면 불안정성이 유지되는 동안 연소는 매우 비선형적으로 나타나는 것으로 보고되었다[10, 11, 12]. Frequency-domain 연소불안정 해석모델은 이러한 비선형 연소불안정의 상세한 이해나 안정성설계 및 작동조건에 대한 정확한 평가에는 부적합하나, 단순설계의 타당

성을 검증하거나, 안정성에 대한 신속한 결과가 요구될 때 효과적으로 사용된다[13].

본 연구에서는 LOX-RP1 추진제 조합의 원통형연소실에서 발생하는 고주파 연소불안정에 대하여, 연소실반향함수와 n , τ frequency-domain 불안정 해석방법을 사용하여 고찰하였다. 열역학적 변수와 속도를 시간평균성분 및 변화성분으로 분리하고 신행 불안정 해석방법을 적용, 단순화하였다. 유동은 비회전류로 가정하고, 속도변화성분은 속도포텐셜 함수의 구배로 정의하였으며, 연속 및 운동량방정식과 등엔트로피 관계들을 조합, 속도포텐셜함수를 위한 지배방정식을 기본식으로 하는 Nguyen의 방법을 사용하였다. 경계조건으로는 분사면과 노즐에서의 admittance가 사용되었으며, 연소면 상, 하류에서의 chamber admittance들은 연소면에서의 연속조건을 적용, burning admittance를 계산하였다. 이를 바탕으로 중립안정조건을 위한 압력간섭계수 n 과 감응시간지연 τ 를 결정하였다.