

LOX/RP-1 대추력 액체로켓 엔진에서의 고주파 연소불안정 예측

조용호*, 이길용**, 윤웅섭**
(*현대우주항공, **연세대학교)

액체추진 로켓엔진의 개발과정에서 고주파 연소불안정은 엔진의 비행 안정성 및 성능의 보장을 위해 반드시 고려해야 하는 중요한 인자이다. 특히 액체추진 로켓엔진에 사용되는 다양한 추진제 조합 중 LOX/RP-1은 그 성능, 가용성, 경제성 등의 측면에서 우수한 추진제이지만 F-1 엔진의 개발과정에서와 같이 여타 추진제 조합에 비해 고주파 연소불안정 특성이 강하게 나타난다. 액체추진 로켓엔진의 음향불안정 특성 예측을 위해 다양한 방법이 제시되어 왔다. 그 중 $n-\tau$ 2 매개변수법은 연소불안정 특성 예측에 실험적 고찰을 통한 간단한 연소모델을 포함하는 것으로 신속한 결과를 얻을 수 있다는 장점 때문에 엔진의 예비설계 및 본 설계과정에서 인정성 측면의 분석을 위해 널리 사용되고 있고 기존의 엔진 개발과정을 통해 그 신뢰성이 검증되어 왔다.

본 연구에서는 JANNAF 설계방법을 사용하여 작동압력 200psi에서 최대의 특성속도를 발생시킬 수 있도록 설계된 LOX/RP-1 추진제 조합을 사용하는 대추력의 액체추진 로켓엔진을 대상으로 연소불안정 특성 분석을 수행하였다. 주파수 영역(Frequency domain)을 사용하는 음향불안정 예측법이 갖는 신속성을 바탕으로 로켓엔진 예비설계과정의 타당성 검증 및 안정성 예측을 위해 $n-\tau$ 2 매개변수법을 사용하여 해석대상 로켓엔진의 고주파 연소불안정 특성을 분석·고찰하였다.

열역학적 변수를 평균성분과 섭동성분으로 분리하고 신행 불안정 해석방법을 적용하여 관련 수식의 유통과정을 단순화하였다. 연소실 내부 유동은 비회전류로 가정하고 속도의 섭동성분을 속도 포텐셜 함수의 구배로 정의하였다. 연속 방정식 및 운동량 방정식과 등엔트로피 관계식 등을 조합하여 속도 포텐셜 함수에 대한 지배방정식을 얻는 방법을 채택하였다. 경계조건으로는 분사면과 노즐에서의 Admittance를 사용하였으며 연소면 상·하류에서의 연소실 응답(Chamber Admittance)을 연소면에서의 연속조건을 적용하여 계산하고 이를 종합하여 최종적인 연소 응답(Burning Admittance)을 계산하였다. 이 연소 응답을 압력 간접 계수 n 과 감응시간 지연 τ 의 항으로 변환하여 $n-\tau$ 중립안정곡선을 통해 해석대상 연소기의 연소불안정 특성을 예측·분석하였다.

음향섭동의 모드 중 제 1 접선방향 및 제2 접선방향 모드에 대한 음향불안정 특성을 고찰하였으며 고정모드(standing mode)와 회전모드(spinning mode)는 분리하지 않았다. 연구결과 제1접선방향 모드가 제2접선방향 모드보다 연소불안정에 지배적인 인자이며 해석대상 액체추진 로켓엔진은 접선방향 모드에 대한 연소불안정 발생 가능성이 존재하는 것으로 예측되었다. 또한 ANSYS의 음향장 해석기능을 이용하여 다차원 순수 음향장을 해석함으로써 연소실의 기하학적 형상에 따른 고유진동 주파수를 예측하고 각종 음향모드의 발생 및 분포에 대해서도 비교, 고찰하였다.