

## 로켓 엔진 연소 성능에 관한 이론적·실험적 평가

김용욱·김영한·정용갑·조남경·박 정·오승협  
(한국항공우주연구소 우주추진기관연구그룹)

로켓 엔진 설계는 연소 과정 동안에 발생하는 모든 복잡한 현상을 고려하여 이루어져야하지만 이러한 물리적 변수들을 만족시키면서 설계를 하는 것은 불가능하기 때문에 최근 수치 해석의 발달로 내부 연소 과정에 대한 체계적 접근이 활발히 진행되고는 있으나 아직은 경험과 직관에 따라 각 변수의 중요성을 판단하고 있다고 해도 과언은 아니다. 최근 RP-1과 액체 산소를 추진제로 하는 연소실 압력 200psi, 최대 추력  $2.8 \times 10^5$  lbf의 액체 엔진 개발을 목표로 본 연구팀은 분사기용 소형 엔진(연소실 압력 200psi, 추력 350lbf) 실험을 시점으로 단계적으로 추력을 증가시키면서 단열재의 삭마 실험과 연소 불안정성을 위한 실험을 준비하고 있다. 첫걸음으로서 135°로 FOOF형의 비동류형(unlike) 충돌 제트로 구성되는 3개의 인젝터가 배열된 분사기 시험용 엔진에 관한 실험을 수행 중에 있으나 상대적으로 매우 간단한 엔진임에도 불구하고 실험적으로 내부 연소 과정을 정확히 이해하는 것도 현재로서는 여전히 용이하지 않다.

현재의 연구에서는 연소 과정이 주로 증발율에 의존한다는 일차원 모델을 근간으로 로켓엔진 내부의 연소 과정을 예측하고 실험 결과와 비교함으로써 연소 성능을 평가할 수 있는 NASA TR R-67을 주알고리즘으로 하는 성능 추정 프로그램을 개발하여 실험과 비교 평가하는 작업을 수행하였다.