

KSR-III 액체추진기관 연소시험

하성업, 류철성, 조남경, 설우석

한국항공우주연구소

(E-mail : suha@kari.re.kr)

국가우주개발 중장기 계획에 의거, 독자 인공위성 발사체 개발에 필요한 필수기술을 확보하기 위하여 액체추진제 로켓엔진의 개발에 대한 필요성이 대두되었으며, 이에 따라 한국항공우주연구소는 과학로켓 3호(KSR-III)에 적용하기 위한 액체추진기관을 개발하고 있다. 이러한 목적으로 kerosine/LOx를 사용하며 13톤급의 추력을 낼 수 있는 시제엔진이 설계, 제작되었으며 이 엔진에 대한 연소시험이 실시되었다.

본 연구에서는 액체추진기관 시험을 위한 일련의 진행사항, 시험방법을 소개하며, 시험을 통하여 획득한 정특성 자료 및 동특성 자료에 대하여 분석하였다.

시험동안에는 엔진과 시험장 계통의 압력, 압력섭동, 온도 및 엔진의 추력, 진동이 측정되었다. 연소실압은 0.3초내에 정상압의 95%에 도달하였고 1.5초간의 천이구간을 보인 뒤 정상상태에 도달하였으며, 이러한 천이구간의 특성이 추력과 상관관계를 가짐을 확인하였다. 또한 정상상태에서 연소실내의 압력섭동은 $\pm 0.05\text{MPa}$, 엔진의 진동은 $\pm 15\text{G}$ 이내로 안정화됨을 확인하였다.