

단일 하이드라진 추력기 연소시험 성능평가

Steady & Pulse Mode Fire Tests of Hydrazine Thrusters

이성택, 이상희, 최영종, 류정호
(주)한화 대전공장

위성체의 보조추진시스템은 임구궤도까지의 궤도진입 및 임무궤도상에서의 속도 또는 자세제어에 필요한 임펄스를 제공한다. 단일하이드라진 추력기는 하이드라진(H_2H_4)과 자발적 촉매(Shell 405)의 발열 및 흡열 열분해 반응에 의해 발생하는 질소(N_2), 수소(H_2), 암모니아(NH_3), 혼합가스를 노즐을 통해 방출하므로써 요구되는 impulse를 얻는다.

단일하이드라진 추력기 설계는 주입기, 촉매대, 노즐과 기타 설계 형태에 따른 다지판, 링, 스크린, 지지판 등의 부수적인 부품으로 구성된다. 추력기 제작 과정은 크게 piece-parts 기계가공, HEA(Head End Assembly)와 TCA(Thrust Chamber Assembly)로 구성되고 각 세부공정마다 전수시험 및 검사를 가진다. 연소시험설비는 최소 모사진공 수준이 고도 100,000 ft(8.4 torr)를 만족시킬 수 있는 진공설비, 시험제어부, 성능변수 측정 및 처리부, 추진제 가압 공급부, 기타 환경 안전 및 부대 설비로 구성된다.

추력기 연소성능시험 절차는 추진제 충전 및 오염 여부 표본 검사, 가압 및 공급 라인 이상여부 확인, 추력기 장착, 추진제 가압 및 공급, 시험장치 보정, 진공 모사 및 연소성능시험, data 처리 등으로 구성된다.

다목적 실용위성 1호기에 장착되는 추력기는 각각 4기의 주추력기(primary thruster), 보조추력기(redundant thruster)이며 준비행용 추력기를 포함한 전체 9기에 대한 성능 요구 규격대비 100% 연소성능 확인을 위한 acceptance level 시험을 실시하였고 준비행용 추력기에 대해서는 임무분석에 따른 수명시험을 추가로 실시하였다.

각각의 추력기에 대한 모든 시험에서 획득 data의 신뢰도를 높이기 위하여 data reduction은 steady state mode의 경우, 시험종료 전 5초 동안으로, pulse mode의 경우에는 시험 종료전 30개의 pulse로 제한하였다. Protoflight 추력기의 경우에는 시험 중에 아날로그 data만 확인하여 시험 및 성능에 이상유무를 판단하였다. 시험결과 주요 성능 변수인 SS thrust, SS Isp, pulse IBIT, pulse Isp이 모두 요구 성능규격을 만족하였고 추력기 조합은 요구규격인 BOI, steady state mode 출력 5% 이내에서 이루어졌다.

준비행용 추력기의 시험 raw data를 표준화(normalization)한 결과 각 항목에 대한 수명시험 전·후의 주입압력에 대한 성능이 평균적으로 3% 이내에서 큰 차이가 없음을 보여주었다. 또한 시험 후 steady state mode 성능은 증가하는 경향을 나타냈다.