

위성 발사체 추진제 가압용 열교환기 기초 설계

이희준, 한상엽, 정용갑, 길경섭, 하성업, 김병훈

한국항공우주연구원

액체추진제를 사용하는 위성 발사체의 경우 추진제탱크에 저장된 추진제를 추력을 발생시키는 연소실에 공급하기 위하여 헬륨 등의 가압제를 사용한다. 본 연구에서는 액체추진제 로켓엔진의 산화제인 극저온의 액체산소를 저장하고 있는 탱크 내부에 설치된 별도의 탱크에 저장된 극저온/고압의 헬륨을 고온으로 열팽창 시켜 추진제 탱크로 재유입하여 추진제를 가압하는 시스템에 사용되는 가압제 열팽창용 열교환기의 개발을 위한 기초 설계를 수행하였다. 일반적으로 터보펌프를 장착한 액체추진제 로켓엔진에서 가압제의 열팽창을 위한 열에너지는 터보펌프의 터빈을 구동하고 배출되는 고온 가스를 이용한다. 본 연구에서는 이러한 열교환기의 기초설계를 위하여 수행된 이론적 결과 및 수치해석 결과, 그리고 기초 시험의 결과를 고찰하였다. 추진제 가압용 열교환기 재질은 고압 및 고온에서 그 강성을 유지할 수 있는 Stainless Steel 304를 이용하였으며, 작동 유체는 헬륨이다. 열교환기 설계 조건은 입구온도 80K, 출구온도 550K, 입구압력 44bar이며, 열교환기에서 손실되는 압력손실 허용범위는 10bar이고, 열에너지원인 고온 가스는 762K의 온도를 유지하며 4.4kg/sec의 유량을 가진다. 기초시험에서는 터빈에서 유출되는 고온 가스의 환경 중 열환경을 모사하기 위하여 전기 저항 발열체인 siliconite를 이용하였고, 극저온의 헬륨을 공급하기 위하여 열교환기 전단에 액체질소가 담긴 저온 열교환기를 장착하였다. 상기 조건대로 추진제 가압용 열교환기의 기밀시험, 발열시험, 열환경 시험이 차례로 수행되어 졌다. 시험 결과 헬륨의 유량이 0.00243kg/sec일 경우에 대하여 열팽창의 효과를 관찰할 수 있었으며, 주어진 설계 조건을 만족하는 열교환기의 개발을 위한 설계/제작 방법 및 시험방법 등을 확립할 수 있었다.