

재생 냉각 방식의 액체로켓 추력실 설계

(A Study on the LRE Thrust Chamber Design using Regenerative Cooling Method)

김지훈*, 박희호*, 김유*, 문일윤**

* 충남대학교 기계공학과, ** 한국항공우주연구원
(Email : yookim@cnu.ac.kr)

로켓 추진 기관의 일반적인 열전달량은 다른 제트 엔진이나 증기 보일러에 비해 높은 편이다. 연소 온도도 보통 스틸(steel) 용융점의 두 배 가량 된다. 그래서 로켓 추진 기관에서의 목표는 기관 내의 중요 부품으로의 열전달과 최고 온도를 제한하는 것이다. 어떤 부분이나 부품이 너무 뜨거워져 더 이상 정상적으로 작동을 하지 못하게 되면 당연히 시스템이 파괴된다. 온도가 증가함에 따라 물리적인 강도가 큰 폭으로 감소하여 구성 요소가 더 이상 가해지는 응력이나 구조적인 하중을 견디지 못하게 되는 것이다. 각각의 주요 로켓 추진 기관 요소는 넘어서는 안될 제한 온도를 갖고 있다. 이러한 열전달량과 높은 온도를 견디기 위해서 특별한 냉각기술이 필요한 것이다.

액체 로켓 엔진을 냉각하는 시스템을 설계하는 데는 기본 개념과는 다르게 매우 복잡한 관계식들이 필요하다. 따라서 열 해석을 하여 그 특성을 알고 엔진이 안전하게 운용될 수 있도록 설계해야만 한다.

본 연구에서는 액체 로켓의 냉각방식 중 재생냉각 방식을 택하여 제작하려는 엔진의 조건에 적합한 냉각 시스템을 설계하는 방법을 다루었다. 로켓 추력실에서 열전달 과정은 연소가스로부터 가스 쪽 벽으로의 대류열전달과 복사열전달, 가스 쪽 벽으로부터 냉각제 쪽 벽으로의 전도열전달, 냉각제 쪽 벽으로부터 냉각제의 대류열전달로 이루어진다. 이러한 추력실 내부에서 이루어지는 열전달량의 계산을 criterial method, integral method 등을 이용하여 하고 냉각 채널을 설계하여 이를 기존의 냉각 시스템 설계 프로그램을 통한 결과와 비교하였다. criterial method는 냉각기관의 정확한 설계 이전에 냉각의 가능성을 예비계산으로 알아보

기 위한 비교적 간단한 방법이고, integral method는 추력실 내부의 가스 쪽 벽 가까이에서 형성되는 열 경계층에서의 경계층 방정식을 풀어서 열전달량을 계산하는 방법이다. 이 복잡한 계산 및 설계 과정에 대해서는 정형화된 logic을 구현하여 로켓 엔진의 냉각 시스템을 쉽게 설계할 수 있도록 하였다. 또한 설계 변수를 변화시켜 얻어진 계산 결과를 통하여 어떤 인자의 영향을 많이 받는지에 관해서도 살펴 보았다.