

액체로켓용 가스발생기의 기초설계

Preliminary Design of Gas Generator for Liquid Propellant Rocket Engine

권 순 탁*, 이 창 진*

*건국대학교

(Email : cjlee@konkuk.ac.kr)

터보펌프 시스템은 발사체 부스터와 장거리 미사일의 성능증가를 위하여 대표적으로 사용되고 있는 구성품이고 open cycle과 closed cycle의 두 가지 종류가 있다. Open cycle은 터빈으로부터 배출된 작동유체가 노즐 안에서 팽창된 이후에 밖으로 배출되거나, 노즐 목으로부터 멀리 떨어져 있는 팽창부의 임의 위치로 배출되는 방식을 말하고, closed cycle에서는 잔류 에너지의 효과적 사용을 위하여 작동유체가 터빈을 통과한 후에 주 연소실로 분사된다.

터보펌프는 추진제 가압 시 압력증가를 위해 축력이 필요하게 되며, 이때 필요한 축력을 터빈이 공급하게 된다. 터빈이 축력을 내기 위해선 높은 엔탈피가 필요하게 되고, 이 엔탈피의 공급을 가스발생기가 담당한다. 본 연구에서는 구조가 간단하고 설계가 용이하기 때문에 open cycle의 터보펌프 시스템에 관한 해석을 수행하였다.

가스발생기를 설계하기 위한 요구사항으로서 추진제 종류, 추진제 탱크압력, 주 연소실 공급압력, 엔진 시스템 공급유량 등이 있고, 설계 시 가장 크게 고려해야 할 사항은 주 연소실의 추력손실이 최소화되어야 한다는 것이다.

이를 위해 사용되는 변수는 다음과 같다. 첫째, 연료공급 시스템의 열역학적 사이클을 표현하는 인자로서 가스발생기의 산화제 대 연료비율(O/F)과 가스발생기 노즐 출구 각, 그리고 터빈의 압력비 이다. 둘째, 가스발생기 자체의 형상을 설계하기 위한 인자로서 연료/산화제 플럭스와 연소가스의 연소실 체류시간을 고려한다. 그리고 가스발생기는 일반적으로 연소온도가 1050K ~ 1150K 이며 자체 냉각 시스템이 없기 때문에 제한조건으로서 가스발생기의 연소온도를 고려해야 한다.

본 연구에서는 위와 같은 설계변수와 제한조건을 고려하여 액체로켓의 연료공급방식 중 하나인 open cycle 터보펌프 시스템의 열역학적 사이클 해석을 하고 이를 바탕으로 가스발생기의 기초설계를 수행하였다.