

**램제트 비행속도에 따른 Inlet Duct내
유입공기 유동장의 수치해석
(Numerical Analysis of Ramjet Inlet Duct Flows
According to Flying Velocity)**

고현*, 윤용섭**, 이진호**

* 연세대학교 대학원 기계공학과, ** 연세대학교 기계공학과

(Email : wizzard@yonsei.ac.kr)

램제트는 다른 여러 추진시스템에 비하여 획기적으로 증가된 사거리를 가지므로 가용범위의 확대는 물론, 목표물 타격 시 높은 명중률과 낮은 격추율을 가지는 효과적인 추진 시스템이다. 램제트 엔진을 장착한 미사일은 프랑스의 Griffon, ASMP, 미국의 Bomarc, Talos, 영국의 Bloodhound, Sea dart, 소련의 SA4, SA6 등을 비롯하여 많은 종류가 개발되어 실전 배치되었다. 근래 들어 램제트는 군사전략과 전술적인 목적 이외에도 민간용으로도 그 실용성이 강조되고 있어 그 중요성은 날로 더할 것으로 예측된다. 램제트는 일반적인 공기흡입식 엔진과는 달리 엔진 내부에 기계적으로 구동되는 부분이 없이 충격파를 통과하면서 공기의 압력이 높아지는 현상인 램압축 현상을 이용하여 공기를 압축하게 되므로 엔진의 구조가 간단하고, 상대적으로 높은 비추력과 추력/중량비를 가진다. 램제트는 정지 상태에서는 작동되지 않으며, 사용 가능한 최소의 압력비를 줄 수 있는 비행 마하수에 도달해야 램제트가 작동하게 된다. 따라서 이러한 비행속도를 줄 수 있는 별도의 추진장치가 필요하게 되는데 이와 같은 보조 추진장치로 부스터를 사용한다. 부스터가 엔진의 내부에 장착된 램제트를 일체형 램제트 (IRR: Integral Rocket Ramjet)라 부르며, 현대의 전략미사일과 민간용 초음속 항공기의 엔진에 도입되어 활발한 연구가 진행 중이다. 램압력을 이용하여 압축하므로 램제트의 설계시 설계점 비행 속도에서 전압력 손실이 최소가 되도록 설계되어야 하며, 이를 실험이나 수치해석을 통해 확인하여야 한다.

본 연구에서는 설계점 마하수 2.5인 램제트 흡입구 형상에 대해 마하수에 따른

흡입구와 Inlet Duct 내에서의 유동장을 전산모사하였다. 2차원 축대칭 Reynolds-Averaged Navier-Stokes 방정식을 적용하였고, 충격파/경계층의 강한 상호 작용시 난류의 효과를 고려하기 위해 난류 모델로는 Shih-Lumley의 저 레이놀즈수 k- ϵ 모델을 적용하였다. 흡입구에서 발생하는 경사 충격파의 교차와 충격파/경계층의 상호작용 등의 복잡한 유동장의 포착을 위해 Chakravarthy-Osher의 TVD 기법을 적용하였으며, LU 기법을 통해 시간 적분하였다. 수치실험 대상은 카울의 내경과 외경이 각각 40mm, 60mm인 모델이며 코드의 검증은 배압이 입구 압력의 12배, 14배인 조건에 대해 중심체 벽면을 따른 압력분포 실험 결과와 비교하여 수행하였다.

설계점 마하수 2.5를 기준으로 하여 마하수를 2.1과 3.0으로 하여 비 설계점에서 비행속도에 따른 흡입구에서의 유동장을 고찰하여 보았다. 모든 경우에 대해 배압 조건은 입구 압력의 7배를 설정하였다. 마하수 2.1인 경우는 경사 충격파가 카울 바깥쪽을 통해서 빠져나가는 경우로 주어진 배압조건에서 detached 궁형 충격파를 보이며, 마하수 2.5인 경우는 경사충격파가 카울 팁에 입사되는 경우로서 카울에서 반사된 충격파가 중심체에 입사되어 카울 팁 근처와 흡입구 목 근처에서 강한 충격파/경계층의 상호작용으로 박리기포가 발생함을 볼 수 있다. 마하수 3.0의 경우는 카울의 안쪽에 경사충격파가 입사되며, 충격파/경계층의 상호작용이 마하수 2.5의 경우보다 더 강하여 박리기포가 더 크고 넓게 나타나고 있다.