

비행체 선두부 형상에 따른 초음속 유동 해석

최 종 인^{1*}

¹충남대학교 항공우주공학과

우주발사체와 항공 분야에서 초음속과 극초음속 영역에서 비행체의 항력을 최소화하기 위한 최적 형상 설계 연구가 활발히 진행되고 있다. 본 논문에서는 마하수 2의 초음속 영역에서 대표적인 비행체 선두부 형상 3가지에 대한 수치해석을 eMEGA 프로그램을 활용해 격자를 생성하고 eDAVA 프로그램을 활용해 유동 해석을 수행하였다. 그 결과 자유유동 마하수 2의 초음속 영역에서는 선두부 형상이 뾰족한 Cone 형상이 3가지 형상 중 작용하는 항력이 가장 적게 나타났고, 선두부가 무딘 형상이 극초음속 영역에서 가장 적합한 현상과 다르게 나타났다.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 초음속유동(Supersonic Flow), 노즈 콘(Nose Cone)

1. 서 론

오늘날 시대가 점점 빨라지고, 기술이 발전함에 따라 일상 생활에서 초음속 이라는 단어를 쉽게 접할 수 있게 되었다. 특히 전투기, 우주 발사체 등 항공과 관련된 분야에서 쉽게 접할 수 있으며, 초음속과 초음속을 넘어 극초음속 환경에서 비행체의 성능을 높이기 위한 연구가 진행되어 왔다.

비행체의 성능을 높이기 위한 방법으로 비행체 선두부에 작용하는 항력을 감소시켜 비행체 전체의 항력을 감소시키는 방법이 있으며, 이에 따라 운용 속도에 따른 비행체 선두부의 최적 형상 설계 연구가 진행되어 왔다. 최근에는 표면 열전달과 같은 다양한 변수를 고려한 형상 설계와 선두부에 에어로스파이크(Aero Spike)와 같은 구조물을 이용하거나 분사장치를 이용해 공기나 플라즈마를 역으로 분사하여 선두부에 작용하는 유동 구조를 변화시켜 항력을 감소시키는 등 다양한 방법으로 비행체 성능 향상을 위한 연구가 진행되고 있다[1].

건국대학교에서는 Fig. 1의 대표적인 우주발사체의 선두부 형상 4가지에 대해 자유류 마하수 5-8의 극초음속 영역에서 형상에 작용하는 항력과 열전달 특성을 고려한 형상 설계 연구를 수행하였다. 연구 결과 형상 III이 극초음속 영역에서 가장 적합한 형상임을 확인하였다[2].

본 연구에서는 Fig. 1의 4가지 형상과 유사한 형상 3가지를 이용해 자유유동 마하수 2의 영역에서 작용하는 항력에 대해 수치해석을 진행하고, 초음속 영역에서 적합한 형상을 도출하기 위해 항력계수를 이용한 비교를 진행하고자 한다.

2. 본 론

2.1 수치해석 조건 및 형상

본 연구에서는 eMEGA 프로그램을 활용하여 격자를 생성하였고, eDAVA 프로그램을 활용하여 유동 해석을 진행하였다. 자유유동 마하수 2의 조건에서 비행체 선두부 형상에 작용하는 항력에 대한 수치해석을 수행하였다. 해석에 적용한 Re(Reynolds number)는 Reference length 0.4 m로 가정하여 18,133,333으로 계산되었고, 이를 적용하여 해석을 진행하였다. 해석에 적용한 상세 조건은 Table 1에 나타내었다.

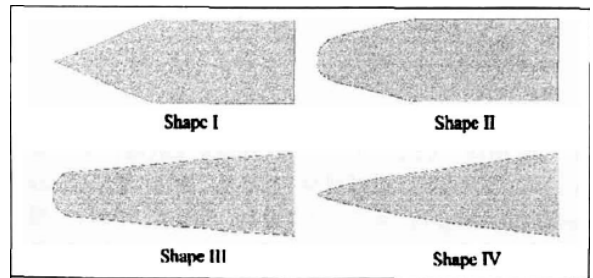


Fig. 1 Nose shape of space launch vehicles[2]

Table 1 Condition of CFD

종류	조건
자유유동 형태	난류 모델
자유유동 마하수	2.0
Re	18,133,333
CFL수	0.1
허용 오차	0.0000001

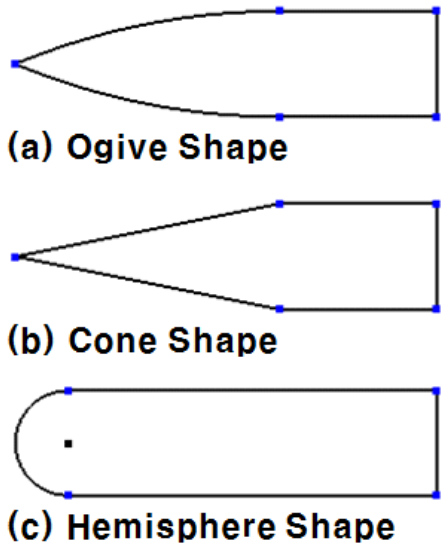


Fig. 2 Shape of CFD model

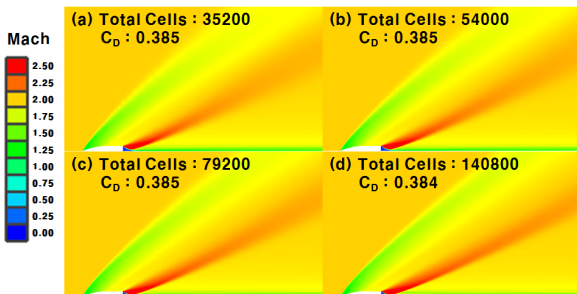


Fig. 3 Grid convergence of ogive shape

수치해석에 사용된 모델의 형상은 Fig. 2와 같이 3가지 형상을 축대칭의 2D로 해석을 수행하였고, Fig. 2의 Ogive 형상 (a)을 이용하여 Grid convergence를 수행하였다. Grid convergence는 격자수를 각각 35,200 개, 54,000 개, 79,200 개, 140,800 개를 이용하여 수행하였다. 해석 결과, 유동구조의 형태는 4가지 조건에서 유사함을 Fig. 3을 통해 확인하였다. 또한 본 연구에서 보고자하는 항력계수(CD)의 비교 결과 소수점 4째 자리에서의 차이를 보여 격자수 54,000 개로 3가지 형상에 대한 해석을 진행하였다.

2.2.1 수치해석 결과 및 비교

Fig. 2의 3가지 형상을 자유유동 마하수 2영역에서 수치해석을 진행한 결과 Ogive 형상과 Cone 형상의 경우 선두부에 경사 충격파가 생성되었고, Hemisphere 형상의 경우 궁형 충격파가 생성되는 것을 확인할 수 있었다. 또한 각각의 항력계

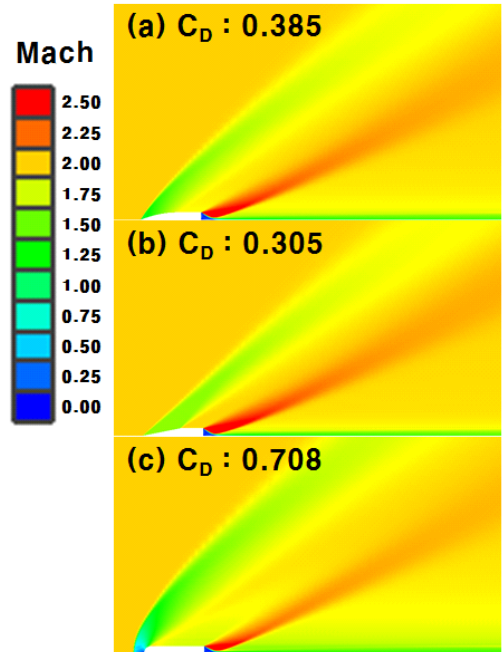


Fig. 4 Result of drag coefficient

수(CD)는 Fig. 4와 같이 0.385, 0.305, 0.708 값을 나타냈다. 자유유동 마하수 2의 초음속 영역에서는 Cone 형상이 3가지 형상 중 작용하는 항력이 가장 작음을 수치해석을 통해 나타낼 수 있었다.

3. 결 론

건국대학교에서 수행한 선행논문에서는 극초음속 영역에 대한 수치해석을 수행하여 선두부가 무딘 형상이 항력과 열전달을 고려해 적합함을 확인하였다. 본 연구에서는 자유유동 마하수 2의 초음속 영역에서 항력을 고려한 수치해석 결과 극초음속과 달리 끝이 뾰족한 Cone 형상이 항력을 적게 받음을 수치해석을 통해 확인하였고, 초음속 영역에서의 비행체 선두부의 최적 형상 설계를 위해서는 추가적인 세부 형상에 대한 연구가 필요하다.

후 기

본 논문은 2016년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2016M3C1A6937383)

References

- [1] 2016, Kim, J.H., Kang, S.W., Lee, J.C. and Huh, H.I., “Key Parameters and Research Review on Counterflow Jet Study in USA for Drag Reduction of a High-speed Vehicle,” Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 44, No. 1, pp.23-32.
- [2] 1998, Lee, Y.K. and Lee J.W., “Minimum-Drag Body Design with Heat Transfer for a Nose Fairing of a Space Launch Vehicle,” Proceeding of the 1998 KSAS Fall Conference, pp.49-53.