

패널 기법을 이용한 극초음속 항공기 공기력 계산 사례

이승규
한국항공우주연구원
e-mail:lsg@kari.re.kr

Application example for the airload calculation of a hypersonic vehicle using panel method

Seunggyu Lee
Korea Aerospace Research Institute

요약

본 논문에서는 패널 기법을 이용한 극초음속 항공기 공기력(Airload) 계산 사례를 소개한다. 공기력 계산을 위한 주요 입력 자료들은 기존 연구 사례들을 참고하여 가정하였다. 아음속, 극초음속 비행조건에 대해 Trim 해석을 수행하고 공기력을 계산하였다.

1. 서론

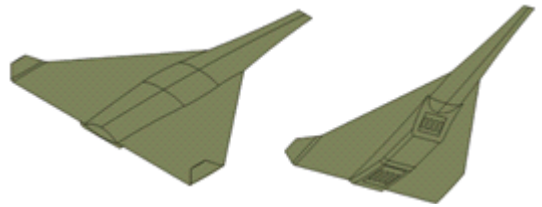
X-1이 처음 음속을 돌파한 후 항공기가 도달할 수 있는 음속은 계속 늘어났다[1]. 아폴로 6의 재진입 마하수는 약 36이었으며, 지구 저궤도(low earth orbit) 기체의 재진입 속도는 거의 마하 25 라고 한다[2, 3]. X-15는 마하 6.7, X-43은 마하 9.6 까지 도달하였다고 한다[4, 5].

본 논문에서는 기존 사례들을 참조하여 극초음속 항공기 형상을 가정하고, 아음속과 극초음속에서 공기력(airload)를 계산한 사례를 소개한다.

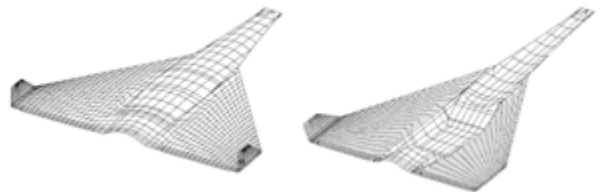
2. 본론

본 연구는 기존 사례를 참고하여 그림 1의 항공기 형상을 가정하였다. 날개, 동체는 Kokan[6] 등이 제안한 극초음속 항공기 형상을 참고하였으며, 엔진 흡입구는 Saenger, X-43의 형상을 참고하였다. 본 연구는 TSTO(Two-State-To-Orbit) 개념의 항공기 중 lower stage 만 가정하였다.

본 연구에서는 패널(Panel) 기법을 이용하였으며, ZONATECH社의 ZONAIR를 이용하여 공기력을 계산하였다. 중량, 하중배수(load factor), 조종면을 가정하고, 받음각(angle of attack), 조종면 변위, 압력계수 등을 계산하였다.



[그림 1] 가정된 항공기 형상

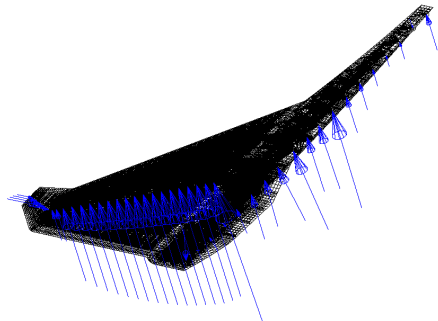


[그림 2] 패널 모델

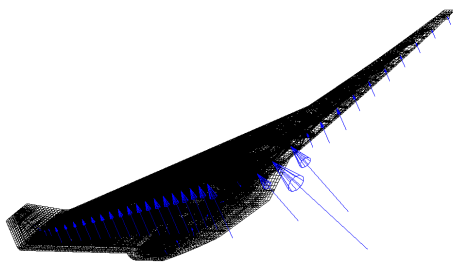
계산된 공기력은 압력으로 계산되었다. 패널모델의 격자와 구조 유한요소모델의 격자는 서로 다르므로, 패널 압력을 구조 유한요소모델에 적용할 경우, 힘의 관점에서 정확히 일치하지 않을 수 있다. 이러한 오차를 줄이기 위해 본 연구에서는 이를 압력을 힘으로 환산하여 구조 해석 유한요소모델에 적용하였다.

기체 구조 유한요소모델에 분포된 하중은 그림 3, 그림 4와 같다. 가정된 하중배수는 동일하다. 날개 Root에서의 하중이 비교적 큰 것을 볼 수 있는데, 이는 날개 압력분포를 하중으로 변환하는 과정에서 날개의 다른 부분보다 넓은 면적의 압

력을 적분하여 힘으로 변환했기 때문이다. 이러한 공기력 분포가 구조 해석 시 문제가 있다고 판단될 경우, 개선할 수 있는 사항이다.



[그림 3] 구조 유한요소모델에 분포된 공기력(M=0.6)



[그림 4] 구조 유한요소모델에 분포된 공기력(M=8.0)

공기력을 날개 공기력과 동체 공기력으로 나누어 비교했을 때, 날개와 동체가 나누어 갖는 하중의 비율이 아음속과 극초음속에서 서로 다른 것을 알 수 있었다. 극초음속(그림 4)에서 날개에 분포된 공기력 비율이 아음속(그림 3)에 비해 줄어든 것을 볼 수 있다. 반면, 극초음속(그림 4)에서 동체에 분포된 하중의 비율은 아음속(그림 3)에 비해 늘어난 것을 볼 수 있다.

극초음속에서 동체 공기력의 비율이 증가하는 현상은 X-15 관련 문헌에서도 발견할 수 있었다. X-15의 경우에는 마하 6, 받음각 25도에서 동체와 Side fairing의 양력이 전체 양력의 약 70%를 차지했다고 한다[7].

3. 고찰

본 논문에서는 극초음속 항공기 형상을 가정하고 공기력을 계산한 사례를 소개하였다. 극초음속 영역에서의 유동해석은 아음속에 비해 정확도가 낮을 것으로 예상된다. 더욱이 패널 기법으로 계산된 극초음속 영역의 압력은 불확실성이 더 높을 것으로 예상된다.

하지만, 패널 기법으로 전체적인 경향은 파악할 수 있을 것으로 기대된다. 또한, 오랫동안 항공기 구조해석을 위한 하중은 패널기법을 이용하여 계산되어져 왔다.

본 연구에서는 패널 기법으로 아음속, 극초음속에서 날개, 동체가 나누어 갖는 비율이 다를 수 있다는 것을 확인하였으며, X-15의 문헌에서도 유사한 사례를 발견할 수 있었다.

후기

본 논문은 과학기술정보통신부 한국항공우주연구원 연구운영비지원사업(기본사업)의 지원을 받아 수행된 연구 결과입니다.[과제명 : (Sub4) 극초음속 비행체 구조 해석 기초 기술 연구]

참고문헌

- [1] Earl A. Thornton, Thermal structures for aerospace applications, AIAA
- [2] C. ANBU SERENE RAJ, M. NARASIMHAVARADHAN, N. VAISHNAVI, S. ARUNVINTHAN, A. AL ARJANI and S. NADARAJA PILLAI, "Aerodynamics of ducted re-entry vehicles," Chinese Journal of Aeronautics, (2020), 33(7): 1837 - 1849
- [3] <https://www.grc.nasa.gov/www/BGH/hihyper.html>
- [4] https://en.wikipedia.org/wiki/North_American_X-15
- [5] https://en.wikipedia.org/wiki/NASA_X-43
- [6] Timothy Kokan, John R. Olds, Virgil Hutchinson and John Daniel Reeves, "Aztec: A TSTO Hypersonic Vehicle Concept Utilizing TBCC and HEDM Propulsion Technologies", AIAA 2004-3728, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference And Exhibit, 11 - 14 July 2004, Fort Lauderdale, Florida
- [7] <https://history.nasa.gov/SP-60/ch-5.html>