

극초음속 항공기 중량예측을 위한 구조해석

김성준*, 이승규*

*한국항공우주연구원

e-mail:yaelin@kari.re.kr

Structural Analysis for Hypersonic Aircraft Weight Prediction

Sung Joon Kim*, Seunggyu Lee*

*Korea Aerospace Research Institute

요약

본 논문에서는 개념설계를 위한 극초음속 항공기의 중량을 예측하였다. 항공기 구성품의 중량은 유한요소법을 이용하여 확보하였다. 날개, 동체 및 엔진 지지구조물 등의 구성품은 웰요소를 사용하였다. 중량 예측을 위한 구조해석을 수행하기 위하여 기동하중 및 열하중을 고려하였다.

1. 서론

본 연구에서는 개념설계 단계에서 극초음속 항공기의 중량을 예측하기 위하여 구조해석을 수행하였다. 마하수(Mach Number)가 5.0이상인 극초음속 항공기기는 공기의 마찰로 인해 공력가열 현상이 발생한다. 항공기 구조물은 공력가열 현상에 의해 열하중이 작용하게 된다[1]. 본 논문에서는 극 초음속 항공기의 구조중량을 예측하기 위해 관성력, 공기력 및 열 하중 등을 구조해석 시 적용하였다. 구조해석 시 적용한 설계하중은 ZONAIR를 이용하여 해석하였다[2]. 그리고 구해진 설계 하중을 유한요소 모델에 적용하여 구조물의 중량을 해석하였다. 극초음속 항공기의 구조중량은 대략 25 ~ 35% 정도이다[3]. 본 연구에서는 유한요소해석을 이용하여 구해진 항공기의 중량을 기준의 데이터와 비교하여 타당성을 검토하였다.

2. 본 론

본 논문에서는 중량을 추정하기 위해 대칭 및 비대칭하중 조건을 적용하였다. 해석에 사용한 유한요소 모델은 해석 시간의 줄이기 위하여 그림 1의 유한요소 모델을 사용하였다. 대칭면을 기준으로 전기체 모델의 오른쪽의 모델(Half model)을 이용하여 구조해석을 수행하였다. 극초음속 구조물의 배치설계 시 적용재료는 온도 하중이 작용 시 구조물의 팽창을 고려하여 선정하였다. 설계 시 구조물에 적용하는 재료인 티타늄의 열팽창계수(Thermal Expansion Coefficient)는 인코넬의 열팽창계수 보다 작으므로 내부에 사용하는 것이 합리적이다. 표 1은 설계 시 사용한 재료의 기계적 물성이다.



[그림 1] Hypersonic aircraft FE model

[표 1] Material properties for FEM model

Mat'l	E (GPa)	Ftu (MPa)	α (mm/mm/°C)	Density (g/cm3)
Inconel X-750	151.0	1,185.9	14.6	8.28
Ti-6Al-4V	113.8	950.0	9.7	4.43

2.1 구조 해석

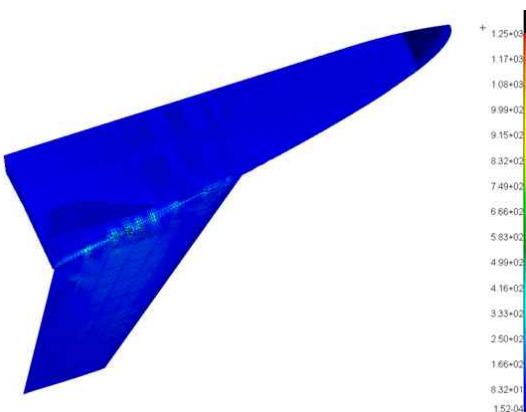
구조해석 시 기계적 하중(공기력 및 관성력)과 열 하중을 고

려하여 아래의 식을 적용하였다.

$$1.5 \times \text{Mechanical Load} + 1.0 \times \text{Thermal Load} \quad (1)$$

구조해석은 상용 프로그램인 MSC/NASTRAN을 사용하였다. 구조해석 시 구조물의 안전여유(Margin of safety)는 식(2)를 적용하였다. 식(2)에서 F_{tu} 는 재료의 극한 강도(Ultimate strength)이고, f_p 는 주응력(Principal stress)이다. 그림 2는 응력 분포이다.

$$M.S. = \frac{F_{tu}}{f_p} - 1 \quad (2)$$



[그림 2] Stress contour

좌굴해석 기준은 제한하중(Limit load)에서는 비행성능에 영향을 주는 날개, 수직미익, 조종면 및 엔진 흡입구의 유도면은 좌굴을 허용하지 않고, 동체 스킨은 좌굴을 허용하였다. 그림 3은 동체 하부의 엔진 흡입구 유도면 부위의 좌굴 모드이다.



[그림 3] Buckling mode

표 2는 구조물의 사이징 해석 결과와 설계된 전체 이륙중량을 비교한 것이다. 구조물의 총 중량은 이륙 중량의 30.3%이다.

[표 2] Comparison of maximum take off weight with structural weight

MTOW (ton)	Structural Weight (ton)	Ratio (%)
36.8	11.1	30.3

Table 3은 비행체의 부품별 중량을 분류한 것이다. 동체의 중량이 가장 큰 것을 알 수 있다.

[표 3] Weight summary

Component	Weight (ton)	%
Wing	3.58	32.1
Fuselage	7.01	62.9
VT	0.56	5.0

3. 결 론

본 연구에서는 극초음속 항공기의 개념설계단계에서의 중량을 유한요소 해석을 이용하여 추정하였다. 추정결과 전체 중량에서 구조중량은 30.3%로 참고문헌[3]에서 언급한 범위 내에 있음을 확인 하였다. 추후 배치 설계를 수정하면서 중량변화를 검토할 예정이다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 기본사업 “(Sub4) 극초음속 비행체 구조 해석 기초기술 연구 결과” 중 일부입니다.

참고문헌

- [1] Kang, Y. C., Kim, K. B., Kim, J. H., Cho, J. Y., and Kim, H. J., “Development of Aerodynamic Thermal Load Element for Structural Design of Hypersonic Vehicle,” Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 46, No. 11, pp. 892~901, 2018.
- [2] Lee, S., “Fundamental Research on Heat Transfer Analysis for Hypersonic Airframe” Proceeding of SASE Fall Conference, 2022.
- [3] Ardema, M. D., “Structural Weight Analysis of Hypersonic Aircraft,” NASA TN D-6692, 1972.