

무인 항공기 공기 흡입구의 복합재 적용 구조 설계 및 해석 연구

최희주¹ · 박현범^{2,†}

¹키프코전자항공

²군산대학교 기계융합시스템공학부 미래형자동차공학전공

A Study on the Structural Design and Analysis of Air Intake of Unmanned Aerial Vehicles Applied to Composite Materials

Heeju Choi¹, Hyunbum Park^{2,†}

¹KIPCO

²School of Mechanical Convergence System Engineering, Kunsan National University

Abstract

In this study, we conducted a structural design and analysis of air intake of aircraft engine using composite materials. First, an investigation on structural design requirement of target structure was carried out. The distributed pressure load and acceleration condition was applied to structural design. To evaluate the structural design result, finite element analysis was carried out. The stress, deflection and buckling analysis for structural safety evaluation was performed. Finally, it was confirmed that the air intake through structural analysis is safety.

초 록

본 연구에서 항공기 엔진의 공기흡입구 복합재 적용 구조 설계 및 해석 연구를 수행하였다. 본 연구에서 설계를 위해 대상 구조물의 구조 설계 요구조건 분석을 수행하였다. 구조 설계 하중은 압력 분포 하중과 가속도 조건을 적용하였다. 구조 설계 결과를 검증하기 위한 구조 안전성 평가를 위해 유한 요소 해석이 수행되었다. 구조 안전성 평가를 위해 응력 해석, 변형 해석, 좌굴 해석이 수행되었다. 최종 구조 안전성 검토를 통해 설계된 공기흡입구는 안전성을 확보한 것으로 확인되었다.

Key Words : 복합재료(Composite Material) 공기 흡입구(Air Intake), 구조 설계(Structural Design), 구조 해석(Structural Analysis)

1. 서 론

항공기 경량화 설계를 위해 복합재료 적용이 다양화되고 있다. 복합재료는 기존의 금속재료 항공기에 비해 경량화에 매우 유리하기 때문이다. 항공기 구조물 설계를 위해서 카본 섬유 복합재료가 대부분 적용되고 있다. 본 연구에서는 카본/에폭시 복합재료를 적용하여

엔진 내부로 공기가 유입되는 공기 흡입구의 구조 설계 및 해석 연구를 수행하였다.

국내의 선행 연구를 분석하여 항공기 공기 흡입구 설계에 대한 연구 결과를 검토하였다. 국외 연구 결과를 검토한 결과 P. Bravo-Mosquera 등은 전투기의 공기 흡입구에 대한 공력형상에 대해 개념 설계 연구를 수행하였다[1]. Vittoril Vercillo 등은 항공기 엔진의 공기 흡입구에 외부 환경에 의해 결빙 현상이 발생한 현상을 극복하기 위하여 모델링 기법을 개발하였으므로 유동해석 결과를 바탕으로 비행 시험을 통해 검증하였다[2]. F. Bagnoli 등은 항공기 공기흡입구의

Received: Jul. 01, 2021 Revised: Dec. 18, 2021 Accepted: Dec. 26, 2021

† Corresponding Author

Tel: +82-63-469-4729, E-mail: swordship@kunsan.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

파손 해석에 대한 연구를 수행하였다. 항공기 보조 연료 탱크의 공기 흡입구에 대한 파손을 예측하고 이에 대한 해석을 통해 새롭게 설계한 결과를 제시하였다[3]. Zeyang Zhou 등은 전투기의 공기 흡입구와 배출기 시스템에 혼합 설계 기법을 적용하여 설계를 수행하였다[4]. Mohammad R. Soltani 등은 항공기 공기 흡입구의 수치 해석을 위한 각 파라미터에 대한 연구를 수행하였으며, 수치 해석을 위한 자체 프로그램을 개발하였다[5]. Wenbiao Gan 등은 수치 해석을 위한 난류 모델을 적용하여 S 형태의 덕트에 대한 최적화 설계 연구를 수행하였다[6]. H. Kim 등은 날개와 동체의 하이브리드 형상을 위한 엔진 입구의 형상 설계 최적화 연구를 수행하였다[7]. Guoping Huang 등은 초음속 항공기 설계 기법인 Waverider를 적용한 설계 기법에 대한 연구를 수행하였다[8]. Lee M. 등은 B-1B 폭격기 공기 흡입구의 초음속 성능 개선을 위해 형상을 변경하기 위한 개념 설계 연구를 수행하였다[9]. Shuvayan Brahmachary 등은 스크램젯 항공기의 공기 흡입구 고성능을 위한 설계 최적화 기법 연구를 수행하였다[10].

국내에서 수행된 연구를 분석한 결과 배효길 등이 전투기 흡입구 해머쇼크 설계 압력에 대한 확률론적 접근법에 대한 연구를 수행하였다. 본 연구에서 전투기 흡입구 덕트를 설계하기 위한 하중조건으로 해머쇼크 조건을 적용하여 흡입구 압력을 해석하였다[11]. 이진근 등은 가스터빈 엔진의 입구 유동 왜곡 시험에 대한 연구를 수행하였다. 본 연구에서 입구 압력 왜곡이 엔진 성능에 미치는 영향을 평가하기 위한 시험장치를 개발하고 시험 방법에 대해 접근한 내용을 제시하였다[12]. 강민규 등은 워터제트의 임펠러 입구와 출구 각도에 따른 성능해석 연구를 수행하였다[13].

본 연구에서 선행 연구 결과를 분석한 결과 항공기 공기 흡입구 설계에 대한 연구가 다양하게 수행된 것으로 분석되었다. 그러나 대부분의 연구가 공력 형상 설계에 대한 연구인 것으로 분석되었다. 구조 설계 관점에서 복합재료를 적용하여 경량화 설계를 수행한 연구 결과는 미흡한 것으로 분석되었다. 따라서 본 연구에서 카본/에폭시 복합재료를 적용하여 엔진 흡입구의 경량화 설계 및 해석 연구를 수행하였다.

2. 공기 흡입구 구조 설계 및 해석

본 연구에서 소형 항공기 엔진 앞쪽의 공기 흡입구에 대한 구조 설계 및 해석 연구를 수행하였다. 구조 설계를 위해 적용된 재료는 카본/에폭시 복합재료이다. 선행 연구를 통하여 소형 항공기 제작에 적용된 재료로서 TORAY 사의 Carbon/epoxy fabric prepreg, F6273C-07M의 물성치를 적용하였다. Table 1은 시편 시험을 통해 제시된 재료의 기계적 물성치이다. 대상 구조물의 두께는 프리프레그 1ply 두께가 0.22mm로서 최종 두께와 적층각도를 결정하였다.

Table 1 Mechanical Properties of applied material

Carbon/epoxy fabric prepreg	
Longitudinal modulus [GPa]	56.27
Transverse modulus [GPa]	54.86
Shear modulus [GPa]	4.21
Longitudinal compressive strength [MPa]	708.86
Transverse compressive strength [MPa]	702.97
Ply thickness [mm]	0.22

구조 설계 결과는 구조 해석을 수행하여 구조 안전성을 검토하였다. 구조 해석은 상용 유한 요소 해석 소프트웨어인 Nastran을 활용하여 구조 해석을 수행하였다. 구조 해석은 응력 해석, 변형 해석, 좌굴 해석의 총 3가지 해석을 수행하였다.

본 구조 해석 대상의 3차원 형상을 분석하여 유한 요소 해석 모델을 생성하였다. 본 연구에서 구조 해석을 수행하기 위하여 유한 요소 해석 모델을 생성한 결과를 Fig. 1에 명시하였다. 구조 해석을 위해 생성된 총 요소수는 34,167개가 적용되었다. 적용 요소는 복합재 적용 4-node Shell Element를 적용하였다. 경계 조건은 연결부위를 고정 경계 조건으로 적용하였다. Fig. 1은 경계 조건을 함께 보여주고 있다. 적용 하중은 압력 분포 하중과 가속도 조건을 고려하여 각각의 경우 안전율 1.5를 적용하여 구조 해석을 수행하였다. Table 2에 하중 적용 조건을 명시하였다.

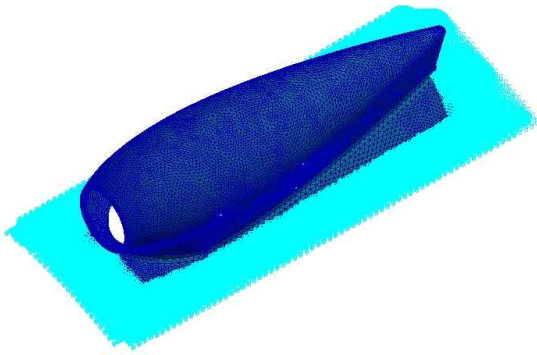


Fig. 1 Boundary condition

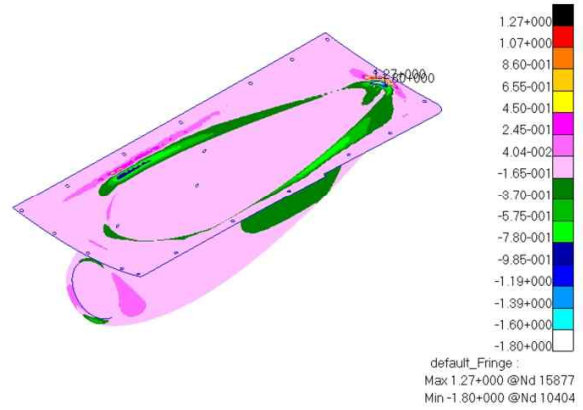


Fig. 2 Stress analysis result : Layer 1

Table 2 Load Cases

Load cases	Acceleration	Pressure	
		Outside	Inside
Load case 1	z axis -6G	-424.63Pa	+725.50Pa
Load case 2	z axis +3G	-424.63Pa	+725.50Pa
Load case 3	y axis +2G	-424.63Pa	+725.50Pa
Load case 4	x axis +20G	-424.63Pa	+725.50Pa
Load case 5	y axis +20G	-424.63Pa	+725.50Pa
Load case 6	z axis +20G	-424.63Pa	+725.50Pa

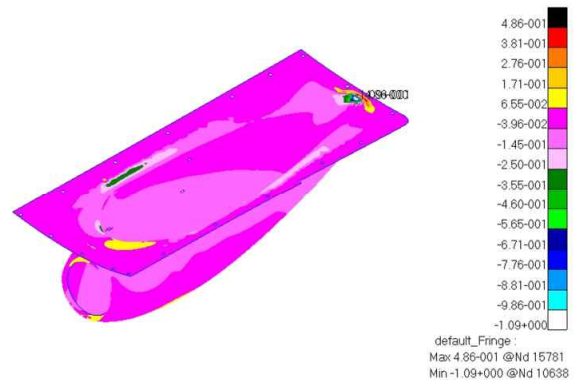


Fig. 3 Stress analysis result : Layer 2

구조 해석 결과 Load Case 1 경우는 z 방향으로 -6G 가속도의 경우로 구조해석 결과 최대 응력은 외부의 최외각층 Layer 1에서 인장 1.27MPa, 압축 1.80MPa로 검토되었다. 내부 Layer 2는 인장 0.486MPa, 압축 1.09MPa이며, 내부의 최외각층 Layer 5는 인장 1.17MPa, 압축 1.27MPa로 검토되어 충분히 안전한 것으로 확인되었다. 변위 해석 결과는 연결 부위에서 3.94mm로 검토되어 변위도 충분히 안전한 것으로 확인되었다. 좌굴 해석 결과 1차 좌굴 하중 배수는 1.1로서 충분히 좌굴에 안정한 구조물인 것으로 검토되었다. Fig. 2~5는 구조 해석을 통한 응력, 변형, 좌굴 해석 결과를 보여주고 있다.

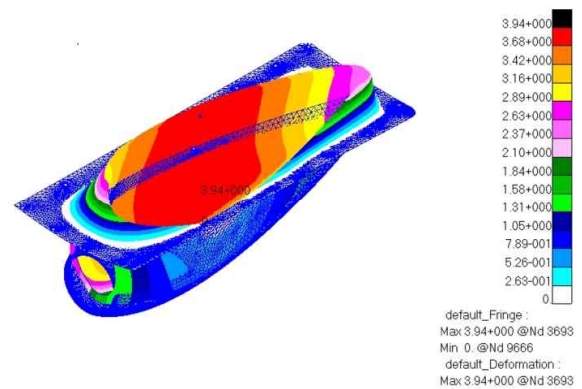


Fig. 4 Displacement analysis result

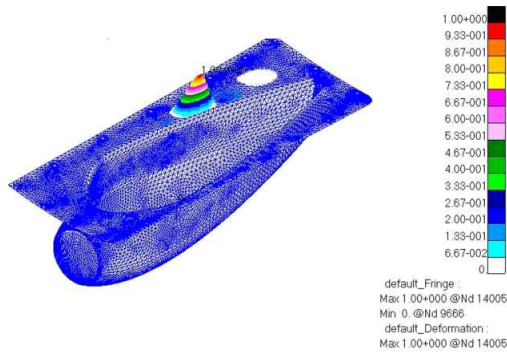


Fig. 5 Buckling analysis result (Mode 1)

Load Case 2 경우는 z 방향으로 +3G 가속도의 경우이나 Load Case 1과 동일한 결과로 확인되었다. 구조해석 결과 최대 응력은 외부의 최외각층 Layer 1에서 인장 1.27MPa, 압축 1.80MPa로 검토되었다. 내부 Layer 2는 인장 0.486MPa, 압축 1.09MPa이며, 내부의 최외각층 Layer 5는 인장 1.17MPa, 압축 1.27MPa로 검토되어 충분히 안전한 것으로 확인되었다. 변위 해석 결과는 연결 부위에서 3.94mm로 검토되어 변위도 충분히 안전한 것으로 확인되었다. 좌굴 해석 결과 1차 좌굴 하중 배수는 1.1로서 충분히 좌굴에 안정한 구조물인 것으로 검토되었다.

Load Case 3 경우는 y 방향으로 +2G 가속도의 경우로 구조해석 결과 최대 응력은 외부의 최외각층 Layer 1에서 인장 2.0MPa, 압축 2.22MPa로 검토되었다. 내부 Layer 2는 인장 0.845MPa, 압축 1.74MPa이며, 내부의 최외각층 Layer 5는 인장 1.21MPa, 압축 2.15MPa로 검토되어 충분히 안전한 것으로 확인되었다. 변위 해석 결과는 측면에서 46mm로 검토되었다. 좌굴 해석 결과 1차 좌굴 하중 배수는 0.038로서 변위와 좌굴에 국부적으로 다소 불안정한 것으로 검토되었다.

Load Case 4 경우는 x 방향으로 +20G 가속도의 경우로 구조해석 결과 최대 응력은 외부의 최외각층 Layer 1에서 인장 7.37MPa, 압축 19.6MPa로 검토되었다. 내부 Layer 2는 인장 4.86MPa, 압축 20.9MPa이며, 내부의 최외각층 Layer 5는 인장 9.10MPa, 압축 11.0MPa로 검토되어 충분히 안전한 것으로 확인되었다.

었다. 변위 해석 결과는 상단부에서 46.6mm로 검토되어 변위는 국부적으로 다소 높게 검토되었다. 좌굴 해석 결과 1차 좌굴 하중 배수는 0.1로서 국부적으로 좌굴에 불안정한 구조물인 것으로 검토되었다.

Load Case 5 경우는 y 방향으로 +20G 가속도의 경우로 Load Case 3과 동일하게 확인되었다. 구조해석 결과 최대 응력은 외부의 최외각층 Layer 1에서 인장 2.0MPa, 압축 2.22MPa로 검토되었다. 내부 Layer 2는 인장 0.845MPa, 압축 1.74MPa이며, 내부의 최외각층 Layer 5는 인장 1.21MPa, 압축 2.15MPa로 검토되어 충분히 안전한 것으로 확인되었다. 변위 해석 결과는 측면에서 46mm로 검토되었다. 좌굴 해석 결과 1차 좌굴 하중 배수는 0.038로서 변위와 좌굴에 국부적으로 다소 불안정한 것으로 검토되었다.

Load Case 6 경우는 z 방향으로 +20G 가속도의 경우로 Load Case 1, 2와 동일하게 확인되었다. 구조해석 결과 최대 응력은 외부의 최외각층 Layer 1에서 인장 1.27MPa, 압축 1.80MPa로 검토되었다. 내부 Layer 2는 인장 0.486MPa, 압축 1.09MPa이며, 내부의 최외각층 Layer 5는 인장 1.17MPa, 압축 1.27MPa로 검토되어 충분히 안전한 것으로 확인되었다. 변위 해석 결과는 연결 부위에서 3.94mm로 검토되어 변위도 충분히 안전한 것으로 확인되었다. 좌굴 해석 결과 1차 좌굴 하중 배수는 1.1로서 충분히 좌굴에 안정한 구조물인 것으로 검토되었다.

본 연구에서 복합재 적용 항공기 구성품의 구조 설계 결과에 대한 구조 해석 결과 연결 부위인 평판 구조 형상이 좌굴에 취약한 것으로 검토되었다. 따라서 최종 설계 결과는 해당 부위 적층수를 증가시켜 재설계를 수행하였으며, 최종 구조 해석 결과 구조 안전성을 확보한 것으로 확인되었다.

3. 결 론

본 연구에서 복합재료 적용 항공기 구조물인 엔진 흡입구의 구조 해석을 수행하여 구조 안전성을 검토하였다. 구조 해석은 상용 유한 요소 해석 소프트웨어인 NASTRAN를 활용하여 구조 해석을 수행하였다. 구조

해석을 위한 하중은 압력 분포 하중과 가속도 조건을 고려한 후 안전율 1.5를 적용하였으며, 경계조건은 연결부위 고정 경계조건으로 적용하였다. 구조 해석은 응력 해석, 변형 해석, 좌굴 해석, 총 3가지의 해석을 수행하였다. 응력과 변형 해석 결과를 검토한 결과 안전한 구조인 것으로 검토되었다. 좌굴에 취약성을 검토한 결과 충분히 안정한 것으로 확인되었다. 따라서 본 연구를 통한 구조 설계 결과는 타당한 것으로 분석되었다.

후 기

이 논문은 2020학년도 군산대학교 신입교수 연구비 지원에 의하여 연구되었습니다.

References

- [1] Pedro David Bravo-Mosquera, Alvaro Martins Abdalla, Hernán Darío Cerón-Muñoz, Fernando Martini Catalano., "Integration assessment of conceptual design and intake aerodynamics of a non-conventional air-to-ground fighter aircraft," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 86, pp. 497-519, 2019.
- [2] Vittorio Vercillo, Norbert Karpen, Alexandre Laroche, Javier A. M. Guillén, Simone Tonnicchia, Raphael de Andrade Jorge, Elmar Bonaccorso, "Analysis and modelling of icing of air intake protection grids of aircraft engines," *Cold Regions Science and Technology*, Vol. 160, pp. 265-272, 2019.
- [3] F. Bagnoli, M. Bernabei, A. Ciliberto, "Failure analysis of an aircraft auxiliary power unit air intake door," *Engineering Failure Analysis*, Vol. 18, pp. 284-294, 2011.
- [4] Zeyang Zhou, Jun Huang, "Mixed design of radar/infrared stealth for advanced fighter intake and exhaust system," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 110, pp. 106490, 2021.
- [5] Mohammad R Soltani, Javad Sepahi Younsi, Mohammad Farahani, Afshin Masoud, "Numerical simulation and parametric study of a supersonic intake," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 227, pp. 106490, 2013.
- [6] Wenbiao Gan, Xiaocui Zhang, "Design optimization of a three-dimensional diffusing S-duct using a modified SST turbulent model," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 63, pp. 63-72, 2017.
- [7] H. Kim, M. S. Liou, "Shape design optimization of embedded engine inlets for N2B hybrid wing-body configuration," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 30, pp. 128-149, 2013.
- [8] Guoping Huang, Fengyuan Zuo, Wenyong Qiao, "Design method of internal waverider inlet under non-uniform upstream for inlet/forebody integration," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 74, pp. 160-172, 2018.
- [9] Lee M. Berra, John W. Slater, Semih M. Olcmen, "Conceptual redesign of the B-1B bomber inlets for improved supersonic performance," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 45, pp. 476-483, 2015.
- [10] Shuvayan Brahmachary, Chihiro Fujio, Hideaki Ogawa, "Multi-point design optimization of a high-performance intake for scramjet-powered ascent flight," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 107, pp. 106362, 2020.
- [11] Bae, H., Lee, S., Kim, Y., Jeong, I., Lee, S., Cho, D., "Probabilistic Approach for Fighter Inlet Hammershock Design Pressure," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 13, No. 5, pp. 72-78, 2019.
- [12] Lee, J., Lee, K., Kho, S., Kwak, J., "Inlet distortion test of gas turbine engine," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 1, No. 1, pp. 53-59, 2007.
- [13] Kang, M., Park, D., Kang, H., Lee, S., "Performance Analysis based on Impeller Inlet & Outlet Angle for Waterjet," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 5, No. 2, pp. 27-32, 2011.