

## 항공기 보조연료탱크 연료시스템 구조 설계 및 해석

최원<sup>1</sup>, 박현범<sup>2,†</sup>

<sup>1</sup>한화에어로스페이스

<sup>2</sup>호원대학교 국방과학기술학부 항공시스템공학 전공

### Study on Structural Design and Analysis of Fuel System for Aircraft Auxiliary Fuel Tank

Won Choi<sup>1</sup>, Hyunbum Park<sup>2,†</sup>

<sup>1</sup>Hanwha Aerospace Co., LTD

<sup>2</sup>Dept. of Defense Science & Technology-Aeronautics, Howon University

#### Abstract

This study did a structural design of a fuel system of auxiliary fuel tank applied to aircraft then analyzed it. The safety of the structural design result was investigated. Aluminum alloy metal structure was applied to the fuel system structure. The structural analysis was conducted using commercial finite element software. The design requirement was maximum accelerate condition of the structure. Therefore, structural design was done considering the maximum accelerate condition.

#### 초 록

본 연구에서 항공기에 적용되는 보조연료탱크의 연료시스템에 대한 구조 설계 및 해석을 수행하였다. 구조 설계 결과에 대한 구조 안전성을 검토하였다. 연료시스템 구조에 적용된 재료는 알루미늄 합금 금속재이다. 구조 해석은 상용 유한 요소 해석 소프트웨어를 활용하여 구조 해석을 수행하였다. 설계 요구 조건은 구조물이 가속도 조건을 만족해야 한다. 따라서 최대 가속도 조건을 고려하여 구조 설계를 수행하였다. 본 연구를 통하여 보조연료탱크의 구조 설계 결과는 안전성을 확보한 것으로 분석되었다.

**Key Words** : Fuel System(연료 시스템), Structural Design(구조 설계), Structural Analysis(구조 해석), Acceleration Analysis(가속도 해석)

### 1. 서 론

항공기 보조연료계통 분야는 항공선진국을 중심으로 다양하게 개발되고 있으나, 일부 소수업체에서 관련 기술을 보유하고 세계 시장을 과점하고 있다. 항공기의 보조연료탱크 연료시스템은 핵심적인 개발 기술로 국외를 중심으로 활발하게 연구 개발되었다. 연료시스템

은 연료를 연료탱크에 공급하기 위한 시스템으로 연료 이송, 급/배유, 연료량 측정 등의 기능을 가져야 한다.

선행 연구 결과를 분석한 결과 국외에서 Robertson 등은 보조연료탱크 연료시스템의 주요 구성품과 기능에 대한 연구를 수행하였다[1~3]. Cheng Luo 등은 헬리콥터 탱크의 충동에 대한 해석 연구를 수행하였다. 설계된 연료 탱크에 대한 동적 응답을 비교하여 실험 결과와 비교하였다[4]. Cai Yan 등은 항공기 연료 시스템 내부 탱크의 실험적 연구를 수행하였다. 본 연구에서 모델 탱크에 기반으로 두고 시뮬레이션을 통해 실험 결과와 비교하였다[5]. Christi V. Jacob 등

은 알루미늄 재료를 적용한 연료 탱크의 무인기 적용에 대한 연구를 수행하였다[6]. Song Biao 등은 복합 재료가 적용된 연료 탱크의 화재 안전성 성능 해석에 대한 연구를 수행하였다[7].

국내 연구 동향을 분석한 결과 이정훈 등이 헬리콥터 연료탱크의 기본설계 연구를 수행하였다. 본 연구에서 MIL-DTL-27422D와 Defence Standard 15-2/Issue 1의 기준을 고려하여 헬리콥터 연료탱크 형상을 설계하였다[8]. 박선영 등은 연료탱크의 설계 요구조건에 따라 연료탱크의 낙하시험 및 관통시험의 시뮬레이션을 수행하였다[9]. 김성겸 등은 항공기 연료탱크 폭발 방지 설계 연구를 수행하였다. 본 연구에서 미연방항공청의 연구사례를 중심으로 연료탱크의 폭발 위험성을 최소화하기 위한 설계 방안을 제시하였다[10]. 이정훈 등은 항공기용 연료승압펌프 모터 조립체 설계에 대한 연구를 수행하였다[11].

선행 연구 분석결과 국외에서는 고정익 및 회전익의 연료 탱크 해석과 실험 결과의 비교 연구가 다양하게 수행되었으나 국내에서는 미흡한 것으로 분석되었다. 본 연구에서는 회전익 항공기에 적용되는 보조연료탱크의 연료시스템 구조 설계 및 해석을 수행하여 구조 안전성을 검토하였다. 대상 구조물의 설계 요구 조건은 가속도 조건을 만족해야 한다. 연료시스템은 전반적으로 알루미늄 합금 금속재 구조가 적용 되었다. 구조 설계 결과에 대한 구조 해석은 상용 유한 요소 해석 소프트웨어를 활용하여 구조 해석을 수행하였다. 본 연구를 통하여 보조연료탱크의 구조 설계 결과는 타당한 것으로 분석되었다.

## 2. 설계 요구 조건 및 구조 형상

본 연구 대상 구조물의 하중은 가속도 조건을 적용하여 구조 설계가 수행되었다. 가속도 설계 요구 조건은 최대 10.5G 까지 견디는 조건이다.

구조 형상은 컨테이너 내부에 연료 펌프와 압력 스위치, 압력 라인 등을 포함한 연료 시스템이 삽입되어있고, 컨테이너 상단부에 연료 측정 장치 및 컨트롤 박스가 장착되어 있다. Fig. 1에 연료 탱크 내부의 구조 형상과 연료 시스템 개념도를 제시하였다.

보조연료탱크는 가속도 MIL-STD-810G 513.6의

Procedure I 및 II를 적용하여 가속도 조건을 만족해야 한다. Table 1에 Procedure I 및 II의 가속도 조건을 명시하였다. 가속도 요구 조건은 x방향, -x방향, y방향, -y방향, z방향, -z방향 각각의 가속도 조건을 해석과 실험을 통해 만족해야한다. 연료 탱크의 측정의와 각 축에 대한 방향별 가속도 조건을 Fig. 2에 명시하였다.

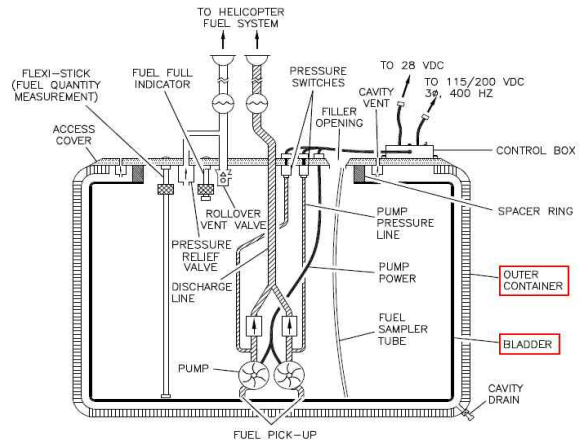


Fig. 1 Fuel system drawing of auxiliary fuel tank

Table 1 Load factor of each procedure

Procedure	Direction of Acceleration					
	After	Forward	Down	Upper	Lateral	
					Left	Right
I	3.75	4.5	10.5	4.5	6.0	6.0
II	2.0	2.0	7.0	3.0	4.0	4.0

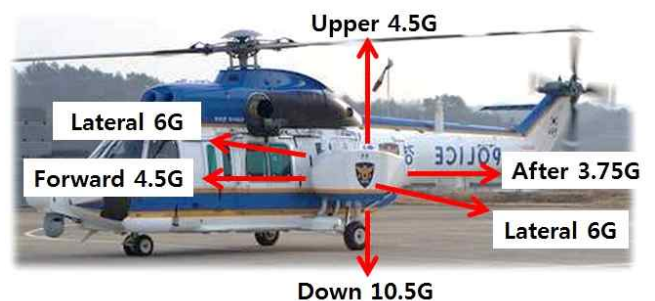


Fig. 2 Definition of axis and each acceleration

본 연구 대상 구조물에 적용된 재료는 알루미늄 계열 합금, 스테인리스스틸 및 폴리에틸렌 재료가 혼용되어 적용되었다. 연료 시스템 구조 형태를 지지해주는 상단부의 보강 구조물은 알루미늄 7050 합금이 적용되었다. Table 2에 적용된 재료의 기계적 물성치를 명시하였다.

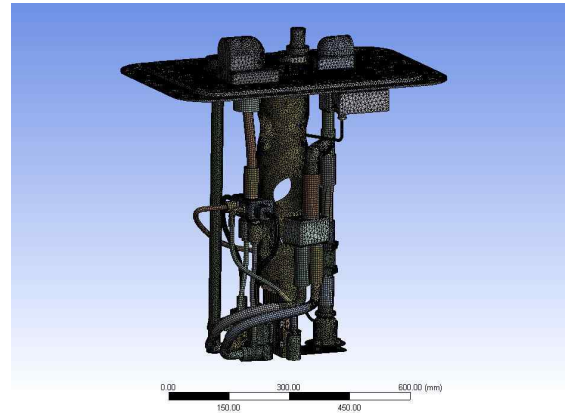
**Table 2** Mechanical properties of applied material

AL7050	
Tensile Modulus [MPa]	71,700
Poisson's Ratio	0.33
Density [ $\text{kg/m}^3$ ]	2,830
Ultimate Strength [MPa]	524
Yield Strength [MPa]	469
Stainless Steel	
Tensile Modulus [MPa]	193,000
Poisson's Ratio	0.31
Density [ $\text{kg/m}^3$ ]	7.75
Ultimate Strength [MPa]	586
Yield Strength [MPa]	207
Polyethylene	
Tensile Modulus [MPa]	1,100
Poisson's Ratio	0.42
Density [ $\text{kg/m}^3$ ]	950
Ultimate Strength [MPa]	33
Yield Strength [MPa]	25

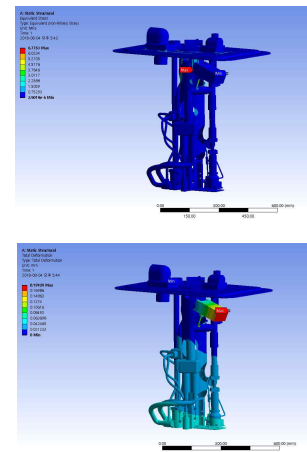
### 3. 구조 해석

본 연구에서는 구조 설계 결과를 바탕으로 유한 요소 해석 모델링을 생성하여 구조 해석을 수행하였다. 구조 해석은 자중 해석 결과를 기반으로 가속도 해석을 수행하였다. Fig. 3은 구조 해석을 위한 유한 요소 모델을 제시하였다. 구조 해석을 위해 생성된 총 엘리먼트(Element)는 304,707개, 노드(Node)는 699,322개이다. 경계 조건은 대상 구조물의 상단부 볼트로 고정되는 체결 부위를 고정 경계 조건으로 적용하였다. 가속도 조건에 대한 구조 해석을 수행하기 전에

먼저 각 구성품별 중량에 의한 자중 해석을 수행하였다. 연료 시스템 및 탱크의 총 중량은 35.85kg으로 확인되었다. 자중에 대한 구조 해석 결과 최대 응력은 6.7MPa로 검토되었으며, 최대 변형은 연료시스템 내부에서 0.19mm로 검토되었다. 최소 안전율 10 이상으로 충분히 구조 안전성을 확보한 것으로 분석되었다. Fig. 4의 좌측 그림은 응력 해석 결과이며, 우측 그림은 변형 해석 결과이다. 자중 해석 결과를 기반으로 가속도 조건에 대한 구조 해석을 수행하였다.



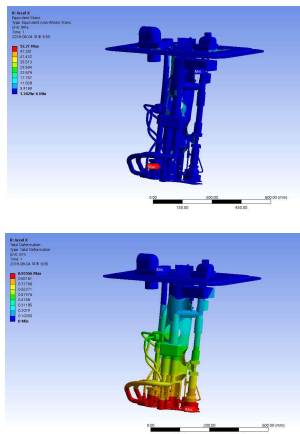
**Fig. 3** Finite element analysis modeling



**Fig. 4** Static Stress(Left) and Deformation(Right) result

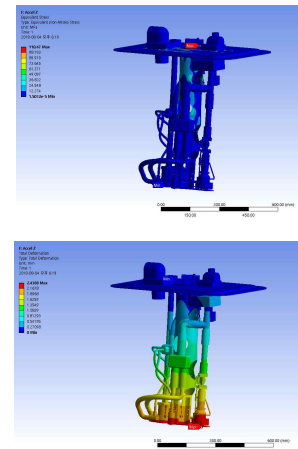
구조 해석 대상인 연료시스템의 자중해석을 수행한 모델과 동일한 모델을 활용하여 가속도 해석을 수행하였다. 가속도 해석은 x방향, -x방향, y방향, -y방향, z방향, -z방향 6케이스에 대해 수행하였다. 앞서 Table 1에 명시한 Procedure I, II의 경우에서 보다 극한 조건인 Procedure I에 대해 구조 해석을 수행하였

다. x방향 가속도에 대한 구조 해석 결과 최대 응력은 53.27MPa로 검토되었으며, 최대 변형은 연료시스템 하단부에서 0.93mm로 검토되었다. 최소 안전율 5.25 이상으로 충분히 구조 안전성을 확보한 것으로 분석되었다. Fig. 5의 좌측 그림은 응력 해석 결과이며, 우측 그림은 변형 해석 결과이다. -x방향 가속도에 대한 구조 해석 결과 최대 응력은 44.39MPa로 검토되었으며, 최대 변형은 연료시스템 하단부에서 0.77mm로 검토되었다. 최소 안전율 6.30 이상으로 충분히 구조 안전성을 확보한 것으로 분석되었다.



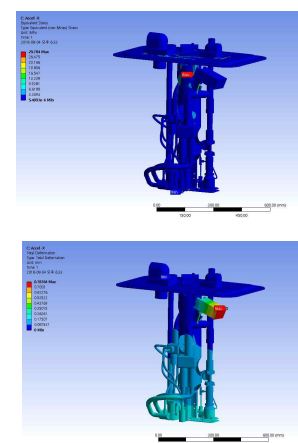
**Fig. 5** Stress(Left) and Deformation(Right) (x-axis)

y방향 가속도에 대한 구조 해석 결과 최대 응력은 110.47MPa로 검토되었으며, 최대 변형은 연료시스템 하단부에서 2.43mm로 검토되었다. 최소 안전율 2.53 이상으로 충분히 구조 안전성을 확보한 것으로 분석되었다. Fig. 6의 좌측 그림은 응력 해석 결과이며, 우측 그림은 변형 해석 결과이다. -y방향 가속도에 대한 구조 해석 결과는 y방향과 동일한 6G로서 응력 해석 결과는 동일하게 확인되었다. 최대 응력은 110.47MPa로 검토되었으며, 최대 변형은 연료시스템 하단부에서 2.43mm로 검토되었다. 최소 안전율 2.53 이상으로 충분히 구조 안전성을 확보한 것으로 분석되었다.



**Fig. 6** Stress(Left) and Deformation(Right) (y-axis)

z방향 가속도에 대한 구조 해석 결과 최대 응력은 29.78MPa로 검토되었으며, 최대 변형은 연료시스템 내부에서 0.78mm로 검토되었다. 최소 안전율 9.40 이상으로 충분히 구조 안전성을 확보한 것으로 분석되었다. Fig. 7의 좌측 그림은 응력 해석 결과이며, 우측 그림은 변형 해석 결과이다. -z방향 가속도에 대한 구조 해석 결과 최대 응력은 69.49MPa로 검토되었으며, 최대 변형은 연료시스템 상단부에서 1.83mm로 검토되었다. 최소 안전율 4.02 이상으로 충분히 구조 안전성을 확보한 것으로 분석되었다.



**Fig. 7** Stress(Left) and Deformation(Right) (z-axis)

본 연구에서 수행한 x방향, -x방향, y방향, -y방향, z방향, -z방향 6케이스에 대해 가속도 조건에 대해 안전 계수를 포함한 구조 해석 결과를 Table 3에 제시하였다. 각 축방향 x방향, -x방향, y방향, -y방향, z방

향, -z방향의 가속도 조건에 대한 구조 해석 결과를 분석한 결과 응력과 변위가 설계 요구 조건을 만족한 것으로 확인되었다.

**Table 3** Structural analysis results

Axis	Acceleration	Stress [MPa]	Deformation [mm]	Safety Factor
x	4.5G	53.27	0.93	5.25
-x	3.75G	44.39	0.77	6.30
y	6G	110.47	2.43	2.53
-y	6G	110.47	2.43	2.53
z	4.5G	29.78	0.78	9.40
-z	10.5G	69.49	1.83	4.02

#### 4. 결론

본 연구에서 항공기 외부 보조연료탱크의 연료시스템 구조 해석을 수행하여 구조 안전성을 검토하였다. 구조 해석은 상용 유한 요소 해석 소프트웨어를 활용하여 구조 해석을 수행하였다. 구조 설계는 가속도 설계 요구 조건을 적용하여 MIL-STD-810G 513.6의 Procedure I 및 II를 적용하여 최대 10.5G 까지 견디는 조건이 적용되어 설계되었다. 구조 해석은 가속도 조건하에서 x방향, -x방향, y방향, -y방향, z방향, -z방향 6케이스에 대해 최대 응력과, 변위 등을 검토하여 취약 부위를 확인하였다. 취약 부위의 개선 설계를 통해 최종 구조 해석 결과 대상 구조물은 안전한 구조인 것으로 검토되었다. 본 연구에서 제시된 구조 해석 기법을 통해 설계 단계에서 신속하고 정확한 구조 안전성 검토를 할 수 있는 방안을 제시하였다.

#### 후 기

본 연구는 한화에어로스페이스 지원으로 수행되었습니다. 본 연구는 2019 호원대학교 교내학술연구비 지원으로 수행되었습니다.

#### References

- [1] S. H. Robertson, "A Study of Helicopter Crash-Resistant Fuel Systems," *U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research, Final Report*, 2002.
- [2] S. H. Robertson, "A Study of The Transport Airplane Crash-Resistant Fuel Systems," *U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Office of Aviation Research, Final Report*, 2002.
- [3] Joseph W. Coltman, "Rotorcraft Crashworthy Airframe and Fuel System Technology Development Program," *U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Technical Center, Final Report*, 1994.
- [4] Cheng Luo, Hua Liu, Jia-ling Yang, Kai-xin Liu, "Simulation and Analysis of Crashworthiness of Fuel Tank for Helicopters," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 20, pp. 230-235, June. 2007.
- [5] Cai, Yan, Bu, Xueqin, Lin, Guiping, Sun, Bing, Zeng, Yu, Li, Zixuan, "Experimental Study of an Aircraft Fuel Tank Inerting System," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 28, pp. 394-402, April. 2015.
- [6] Christi V. Jacob, N. Subramanya, Md. Shahid Quamar, Bhuneshwar Prasad, "Fabrication and Qualification Studies of Aluminum Fuel Tank for Experimental UAV," *Materials Today: Proceedings*, vol. 5, pp. 13514-13520, 2018.
- [7] Song, Biao, Wang, Xu, Zhang, Huan, "The Aircraft Composite Integral Fuel Tank Fire Safety Performance Analysis and Shrinkage Ratio Simulation Calculation," *Procedia Engineering*, vol. 52, pp. 320-324, 2013.
- [8] J. Lee, S. Kim, H. Kim, "Preliminary design of helicopter fuel tank," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 2, no. 2, pp. 14-19, June. 2008.
- [9] S. Park, J. Bae, J. Hwang, S. Lee, "Simulation on drop and penetration tests of a fuel tank," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 2, no. 2, pp. 8-13, June. 2008.
- [10] S. Kim, "Design consideration for protecting fuel

tank explosion,” *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 6, no. 1, pp. 7-12, March. 2012.

- [11] J. Lee, J. Kim, “A study on the design and analysis of the fuel boost pump motor assembly for an aircraft,” *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 12, no. 3, pp. 1-8, June. 2018.