동적 구조해석을 통한 항공기 정밀 김발부 구조 건전성 평가

The Evaluation of the Gimbal Structure in an Aircraft Using Dynamic Structure Analysis

*이대형[1], 김호용[1], 안선규[1], 정석용[2]
*D.H. Lee(stephane@lignex1.com), H.Y. Kim, S.K. Ahn[1], S.Y. Jung[2]
[1]LIG넥스원(주), [2]국방과학연구소

Keywords : Finite Element Analysis, Dynamic Structure analysis, Fatigue, Gimbal

1. 서론

항공기용 레이더는 운용상의 가속도, 엔진으로부터의 진동, 이착륙시의 충격 등의 환경에 노출된다. 이러한 요인으로 운용상의 문제를 야기 시킬 수 있으며 시스템의 수명이 결정되기에 구조 건전성의 분석은 매우 중요하다. 본 논문에서 분석한 시스템은 항공기에 탐재되어 임무를 수행하게 되는 장비로서 이미지를 얻기 위해 레이더파를 조사하는 장치인 안테나와 이를 구동 시켜 정확한 지향을 하게 하는 김발장치로 구성된다.

시스템의 구조 건전성 평가를 위한 환경조건 및 평가사항으로 가속도 조건에서의 응력집중 및 파손여부 확인, 진동환경에서 고유 진동수 회피 및 피로파괴 여부 확인, 충격에 의한 시스템의 파손 여부를 고려하였다. 각 환경 조건은 미 국방성에서 제시한 MIL-STD-8591, MIL-STD-810G에 명시되어 있는 조건 중 항공기의 환경조건에 해당하는 사항을 반영하였다. 유한요소 모델 구성 및 해석을 위한 툴로서는 상용 FEM 프로그램인 Patran /Nastran을 사용하였다.

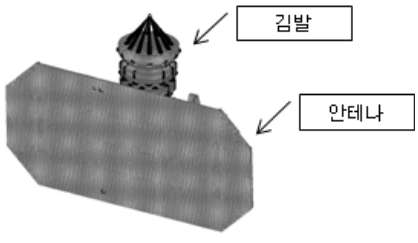

Fig. 1 김발/안테나부 Finite Element Model

2. 유한요소 모델 및 환경조건

해석을 위한 유한요소 모델은 Fig. 1과 같이 구성되었다. HEX8의 solid 요소와 QUAD4의 shell 요소를 이용하여 구성하였고 구조적적으로 복잡한 일부의 부분은 TET10으로 구성되었다. 이를 조립하기 위한 볼트는 RBE2요소와 BEAM요소를 이용하여 체결하였고 안테나가 수평을 지향하고 있을 경우와 수직에 가깝게 지향하고 있는 상황을 각각 모사한 뒤 해석에 사용되었다. 이를 서론에서 언급한 가속도, 충격 조건을 이용하여 해석 후 다른 장치와의 간섭을 확인하기 위하여 최대 변위를 분석하였고 시스템의 파손 여부를 분석하기 위해 구조물에서의 최대응력, 볼트에서의 전단/인장강도를 분석하였다. 진동해석을 통해 normal 모드와 random 가진을 이용하여 변위, 응력을 rms 값을 도출 하였다.

3. 해석 결과

가속도 해석은 fore, aft, up, down, lateral방향으로 각각 해석하였고 각 방향에 작용하는 G값은 서로 다르다. Fig 1은 가속도 해석 결과로 수직 지향시의 결과를 보여준다. fore, aft방향에서 가장 큰 응력을 보였고 이때 S.M.은 각각 10.6이다. 볼트에서의 가장 낮은 S.M은 7.2를 보였다. Table 1은 수평방향

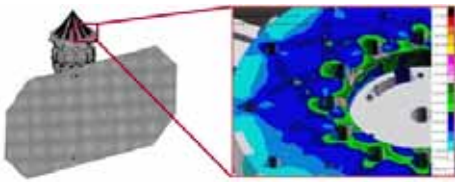

Fig. 2 가속도 해석 결과

지향시 결과로 fore, aft방향일 때 수직일 때와 같이 상부 조립체 부분에서 가장 큰 응력이 집중되었으

Table 1 가속도 해석 결과 (수평지향)

	Disp. [mm]	Stress (Body)		Force (Bolt)			Stress (ANT B)	
		Value [MPa]	M.S.	Value [N]		M.S.	Value [MPa]	M.S.
FWD	**1.7**	20.89	**10.53**	Tension	0.1	9.2E4	2.89	32.3
				Shear	1143.7	7.1		
AFT	**1.7**	20.89	**10.53**	Tension	0.5	1.8E4	2.72	34.7
				Shear	1153.5	7.0		
UP	0.19	16.48	13.35	Tension	37.7	244	3.27	28.5
				Shear	61.2	150		
DWN	0.10	8.25	26.67	Tension	19.2	481	9.25	14.0
				Shear	9.9	934		
LAT	0.04	15.6	14.10	Tension	76.8	120	0.88	250
				Shear	135.2	26.2		

며 이때 Safety margin(이하 S.M.)은 10.5이다. 볼트에서는 전단방향으로 가장 큰 S.M.인 7.0으로 나타났다.

진동해석은 우선 구조물의 모드 분석부터 할 필요가 있다. 모드 분석결과는 Table 3 과 같다.

Table 3 모드 해석 결과

	Mode 1	Mode 2	Mode 3	Mode 4	Mode 5	Mode 6	Mode 7
수직	42.8 Hz	62.9 Hz	97.4 Hz	131.3 Hz	202.0 Hz	244.7 Hz	617.0 Hz
수평	45.5 Hz	62.1 Hz	98.3 Hz	175.3 Hz	432.6 Hz	437.7 Hz	611.1 Hz

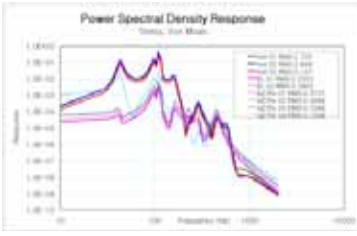

Fig. 3 수평지향 up-down 방향 random analysis 결과

1차 모드가 40Hz 이상으로 비행체 엔진의 회전수를 고려한 주파수 대역을 회피하는 충분한 강성치를 가지고 있다고 판단되나 나머지 모드들이 확실히 공진을 회피하였다고 볼 수는 없다. 따라서 random 해석을 통해 응력을 rms값으로 도출한 후 S-N커브에서 피로파괴 여부를 확인할 필요가 있다. endurance 환경 조건에 해당하는 진동으로 random 해석을 수행하였을 때 가장 높은 응력은 up-down방향에서 27.0MPa(rms)로 나타났다. Fig. 2 는 up-down 방향으로 가진시의 random analysis 결과이다.

Random analysis 결과 도출된 27.0 MPa는 Fig. 3의 S-N curve에서 보듯 무한 수명을 지닌다. 따라

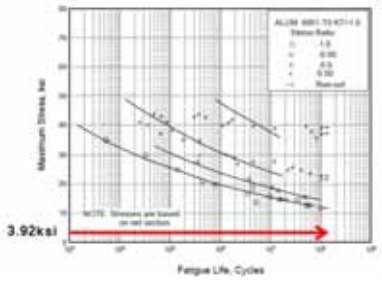

Fig. 4 Aluminum 6061 S-N curve 및 안테나/김발 피로수명

서 공진 여부와 관계없이 김발/안테나의 수명은 무한으로 볼 수 있다.

충격 해석 결과 안테나의 최대 변위는 수평 지향시 2.12㎜, **수직 지향시** 2.35㎜로 주변 구조물과의 간섭이 없음을 확인하였고 최대 응력 결과를 통한 S.M.또한 구조물, 볼트를 분석한 결과 최소 1.35를 보여 구조적으로 문제없음을 확인하였다.

4. 결론

본 연구의 목적인 항공기 장착용 레이더의 구조건전성에 대한 평가는 안정함으로 결론 지을 수 있다. 이를 위해 항공기의 작동 환경인 진동, 충격 가속도 환경을 MIL-STD-810G에 의해 분석하여 정적/동적 구조해석 방법으로 분석하였고 최대응력, force, 변위를 알아내어 시스템의 파손 및 변형에 대한 정도를 고찰하였다. 이러한 과정을 통해 항공기 탑재 장비의 생존성 여부를 확인 후 설계에 반영하였으며 이러한 구조해석은 설계시간 단축 및 설계능력 향상에 기여할 것이다.

참고문헌

1. Department of Defense Design Criteria Standard "MIL-STD-8591, MIL-STD-810G"
2. V. Adams, A, Askenazi, "Building Better Products with Finite Element Analysis 1st edition", 1999
3. Ansel C. Ugural, Saul K. Fenster "Advanced Strenth and Applied Elesticity 4th edition", 2003