

# 헬기의 진동과 피로에 대한 내구성 연구

한문식\*, 조재웅#

## Study on Durability by Vibration and Fatigue of the Helicopter

Moon-Sik Han\*, Jae-Ung Cho#

(Received 8 June 2011; received in revised form 26 September 2011; accepted 6 December 2011)

### ABSTRACT

This study analyzes stress, fatigue and vibration on main rotor and body of helicopter. The maximum stress is shown on adjoint part between body and main rotor at the lower position of main rotor. As the maximum displacement amplitude is happened at 4000Hz, there is no resonance and the state of helicopter becomes safe at hovering without the abnormal air current and the disabled rotor. Among the cases of nonuniform fatigue loads, 'SAE bracket history' with the severest change of load becomes most unstable but 'Sample history' becomes most stable. In case of 'Sample History' with the average stress of 0MPa to  $-10^5$ MPa and the amplitude stress of 0MPa to  $8.539 \times 10^5$ MPa, the possibility of maximum damage becomes 3%. This stress state can be shown with 5 times more than the damage possibility of 'SAE bracket history' or 'SAE transmission'. The structural result of this study by using the analysis of vibration and fatigue can be effectively utilized for safe and durable design of helicopter.

**Key Words** : Main Rotor(주날개), Vibration(진동), Hovering(정지비행), Nonuniform Fatigue Loads(불규칙 피로 하중들), Fatigue Life(피로수명), Fatigue Damage(피로 손상), Damage Frequency(손상 빈도수)

## 1. 서 론

헬기는 날개(Rotors)의 회전운동으로 양력을 얻어 비행하는 방식의 항공기이다. 헬기의 종류에는 여러 가지가 있지만 통상적으로 하나의 주날개(Main Rotor)와 하나의 꼬리날개(Tail Rotor)로 이루어진 단식 주회전식 헬리콥터를 말한다<sup>[1]</sup>. 헬리콥터는 좁은 면적에서도 이착륙이 가능하고 지형의 영향을 적게 받아 산악지대, 도심에서도 낮게 비행 할 수 있다. 이로 인하여

산악 구조나 경찰업무, 군사용, 관광용, 화재진압, 교통수단 등으로 많이 사용되고 있다. 또한 헬기의 가장 큰 특징은 수직 이착륙과 느리게 빠르게 속도 조절 방향전환 공중정지 등에 강점이 있지만 날개의 회전으로 얻는 양력에 전적으로 의존하는 것과 소음이 크고 진동이 크며, 다른 항공기에 비하여 탑승인원의 한계가 있다는 단점이 있다. 특히 진동이나 피로파괴를 줄이기 위하여 복합 재료의 실험과 개발을 하고 있다<sup>[2-4]</sup>. 또한 헬기의 깃의 각도 모양, 테이퍼 모양에 따라 많은 연구가 진행되고 있으나 본 연구에서는 컴퓨터 해석상에서 응력 집중으로 급격히 나올 수 있는 해석 결과로서 실제 헬기의 설계 시 이 부분에 대하여 보강재나 강재를 설치하여 보완할 수 있는 부분을 찾아

\* 계명대학교 기계자동차공학과

# 교신저자 : 공주대학교 기계자동차공학부

E-mail : jucho@kongju.ac.kr

검토하고, 헬기의 진동 및 피로 해석<sup>[5-7]</sup>을 통하여 그 안정성 및 내구성<sup>[8]</sup>을 분석한 결과를 그 설계 및 해석에 유용하게 적용할 수 있다고 사료된다.

## 2. 해석 결과

### 2.1 모델링과 격자생성

본 연구 모델의 크기는 헬리콥터(슈퍼코브라 AH-1w) 실제 모델에 1/35 배의 크기로서 축소 모델링한 것으로서 길이, 폭이 각각 390mm, 90mm이며, Fig. 1과 같이 메인날개, 꼬리날개 동체로 구성되어 있다. Fig. 2는 해석을 쉽게 하기 위하여 단순 모델링 한 것으로 hovering 상태(헬리콥터가 공중에 정지해 있는 상태)를 해석하기 때문에 꼬리날개를 무시하고 주날개와 동체만을 넣었다. 또한 ANSYS 패키지로 시뮬레이션 해석하였으며 모델을 이루는 요소는 사면체를 사용하였다.

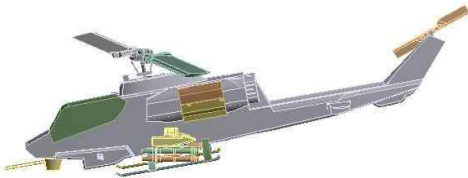


Fig. 1 Configuration of model

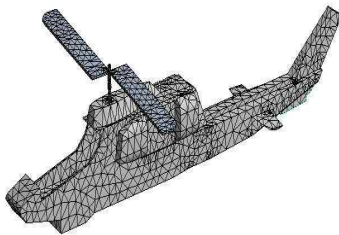


Fig. 2 Mesh of model

### 2.2 구속조건 및 구조 해석

Fig. 3과 같이 모델의 구속조건으로서는 정지 상태

의 비행으로서 추력과 중력이 같은 상태이기 때문에 동체의 바닥을 고정시켰다. 주날개 및 동체의 하중을 각각 1750kg 및 2000kg을 가하였고, Fig. 4에서와 같이 실제 주날개의 회전속도인 225m/s 및 실제 주날개의 반경을 고려하여 그 회전력은 700N으로 가정하였다. 따라서 헬기의 회전력은 동체인 날개가 회전하는 방향으로 73746Nmm을 가하였다. 또한 본 연구 모델의 제원은 Table 1과 같다. 그리고 모델의 재료 물성치는 Table 2와 같다. 실제 주날개 반경을 고려하여 그 회전력은 700N으로 가정하였다. 따라서 헬기의 회전력은 73746Nmm을 가하였다.

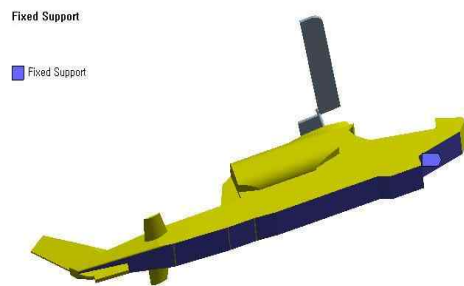


Fig. 3 Fixed support condition

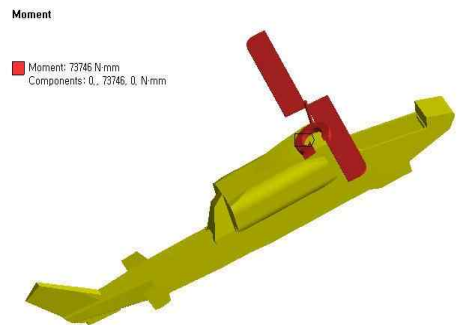


Fig. 4 Rotational motion condition

Table 1 Model specifications

Specification of helicopter	Body	Main rotor
Weight(Kg)	2000	1750
Material	Aluminum alloy	Structural steel
Height above the ground(m)	1000	1000
Number of element	6989	969

**Table 2 Material property**

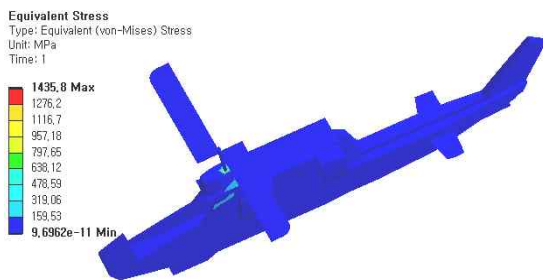
**(a) Aluminum alloy**

Young's modules	$7.1 \times 10^4 \text{MPa}$
Poisson's ratio	0.33
Density	$2.77 \times 10^{-6} (\text{kg}/\text{mm}^3)$
Tensile yield strength	280MPa
Compressive yield strength	280MPa
Tensile ultimate strength	310MPa

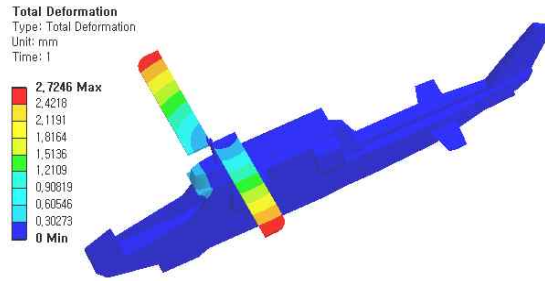
**(b) Structural steel**

Young's modules	$2 \times 10^5 \text{MPa}$
Poisson's ratio	0.3
Density	$7.85 \times 10^{-6} (\text{kg}/\text{mm}^3)$
Tensile yield strength	250MPa
Compressive yield strength	250MPa
Tensile ultimate strength	460MPa

이러한 조건하에서의 주날개의 회전 운동으로 인한 응력과 전체 변형량은 Fig. 5 및 Fig. 6과 같다. 응력은 Fig. 5에서와 같이 주날개의 아랫부분인 동체와 주날개의 접목부에서 최대 응력인 1435.8MPa이 걸린다. 이는 주날개와 접목부의 설계가 중요함을 알 수 있다. 이 미소한 부분에 대해서는 컴퓨터 해석상에서 응력 집중으로 급격히 나올 수 있는 해석 결과로서 실제 헬기의 설계 시 이 부분에 대하여 보강재 및 강재를 설치하여 보완한다면 그 내구성 및 안전도 설계에 좋은 참고 자료가 될 수 있으리라 사료된다. 또한 변형량은 Fig. 6에서와 같이 동체에서는 거의 일어나지 않고, 주날개의 바깥 부분인 로터 블레이드 깃 가장 끝 부분에서 변형량이 2.7246mm로 많이 생김을 알 수 있었다.



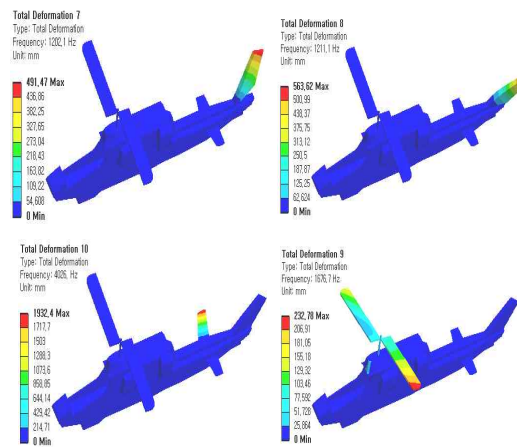
**Fig. 5 Contour of equivalent stress at structural analysis**



**Fig. 6 Contour of total deformation at structural analysis**

**2.3 진동 해석**

진동해석을 하기위해 먼저 고유 진동수를 구하였다. Modal 해석을 수행하기 위해서 처음 구조해석과 같이 Fixed Support와 Moment 조건은 동일하게 하였다. Fig. 7과 같이 1202Hz부터 4026Hz까지의 4개의 고유진동수에 대한 변형량을 보았다.



**Fig. 7 Modal analysis**

헬기의 정지비행에서는 헬기가 받는 중력(위치에너지)과 추력이 같아지는 이상적인 운동 상태이다. 이때 가해지는 하중의 크기와 고유 주파수를 이용해 고유 진동수를 확인하여 보았다. 이러한 하모닉 해석을 본 헬기 모델에 적용하였다. Modal 해석과 같이 Fixed Support와 Moment를 복사해와 동일 조건을 주었다. Fig. 8에서와 같이 해석조건을 10000Hz까지 적용하여서 진동 모드에 대하여 진동수를 보았다. 이 그림에서 헬기의 고유진동수는 3000Hz~4000Hz임이 나타났고

헬기의 날개에서 많이 일어남을 알 수 있었다. 실제 헬기에서의 통상으로 정지 비행시에는 날개의 진동량이 약 130Hz에서 200Hz이므로 이상기류나 고장 난 날개가 아니라면 공진의 상태가 없이 안전하다고 사료된다.

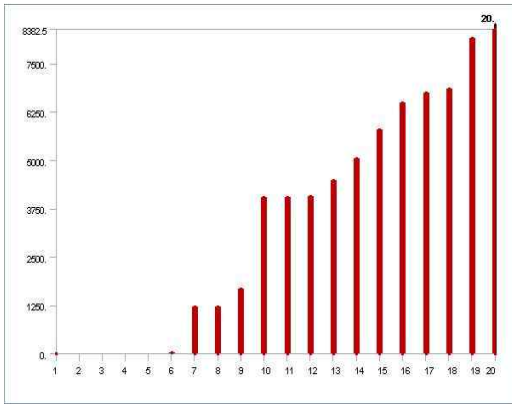


Fig. 8 Frequency according to mode number

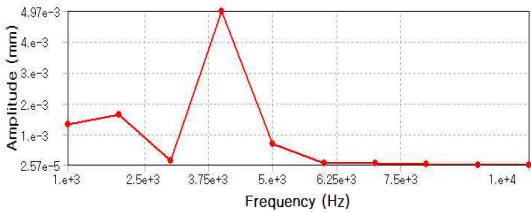


Fig. 9 Frequency response graph

Fig. 9에서도 볼 수 있는 바와 같이 4000Hz에서 최대의 진폭 변화가 생김을 알 수 있었다. 따라서 4000Hz에서의 등가응력과 변형량은 Fig. 10 및 Fig. 11과 같이 각각 나타났다.

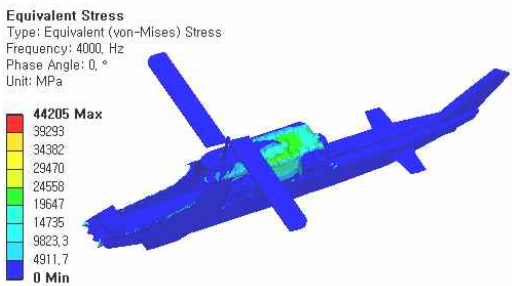


Fig. 10 Equivalent stress at 4000Hz on harmonic response

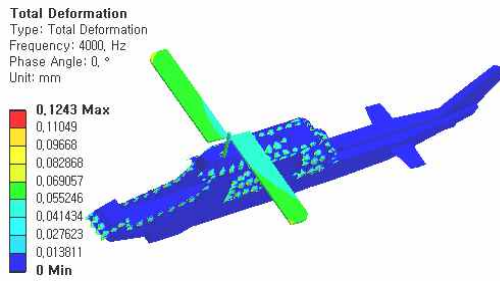


Fig. 11 Total deformation at 4000Hz on harmonic response

## 2.4 피로 해석

헬기는 날개회전을 고속으로 하는 항공기이기 때문에 날개와 그 접목부의 피로파괴를 방지하기 위한 설계를 필요로 한다. 이를 알아보기 위해서 최소 수명이 얼마나 될 수 있는지 분석하였다. 헬리콥터는 고속으로 회전하는 물체이기 때문에 설계 수명은 109Cycles까지 설정하였고 Mean Stress Theory는 Fig. 12와 같이 평균 응력에 대한 피로한도와 항복 및 극한 응력에 대한 관계를 나타내는 그림으로서 Goodman 이론식을 사용하여 Ultimate Stress를 기준으로 한 피로수명을 사용하였다. Fig. 13은 불규칙 진폭 피로 하중조건들의 종류들을 나타낸 그림들로서 응력 진폭과 평균 응력의 내역을 나타낸다<sup>[5,6]</sup>. 실제 헬기가 운항 중의 피로는 셀 수 없이 많을 것이다. 따라서 실제 헬기가 받을 수 있는 불규칙 진폭하중의 내역들인 'SAE Bracket History', 'SAE Transmission', 'Sample History'로서 서로 비교할 수 있었다. 각각의 하중에 따라서 주기적인 1 사이클의 경과에 따른 하중의 진폭 양상을 보여 주고 있다. Fig. 14는 이러한 각각의 피로 하중 조건들에 대한 피로수명에 대한 그림들로서 그 수명들을 예측하여 본 것이다.

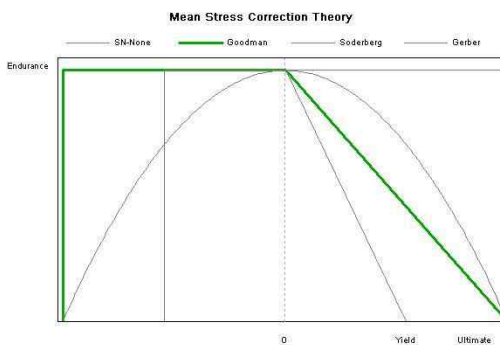
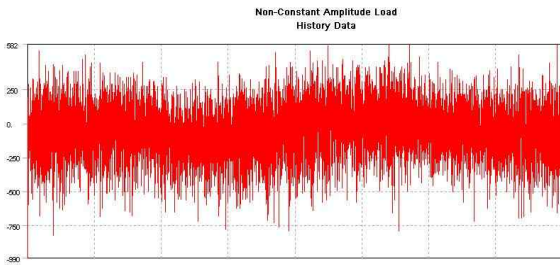
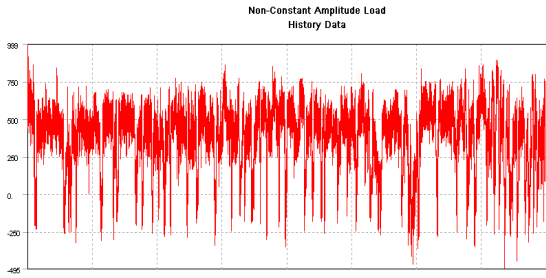


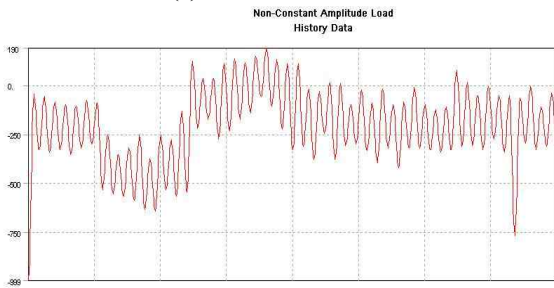
Fig. 12. Mean stress correction theory



(a) SAE bracket history

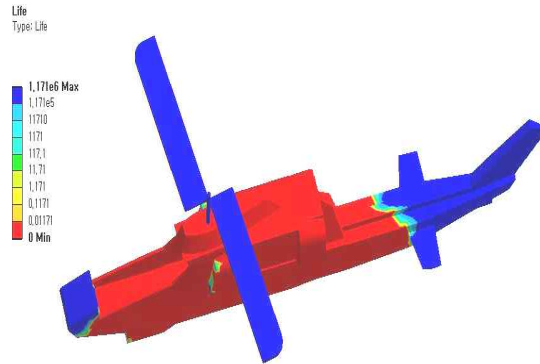


(b) SAE transmission

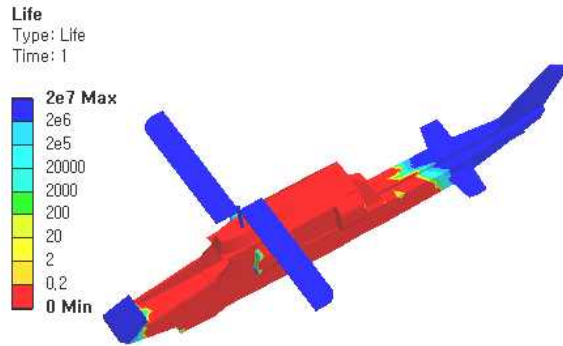


(c) Sample history

Fig. 13 Load histories at nonuniform fatigue loads

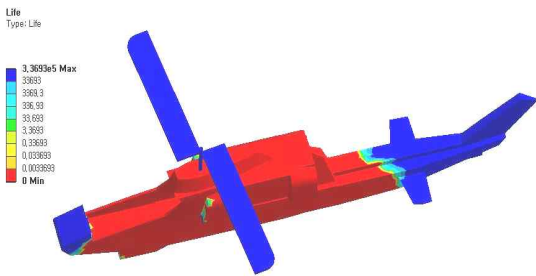


(b) SAE transmission

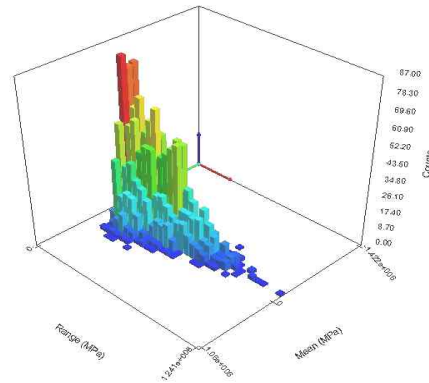


(c) Sample history

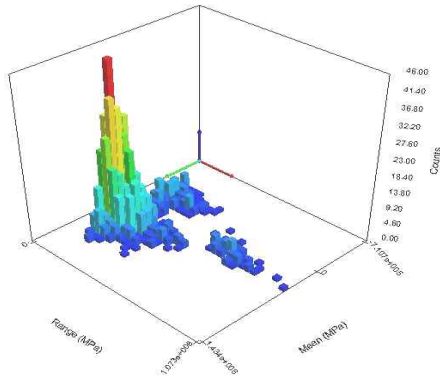
Fig. 14 Contour plots of fatigue life



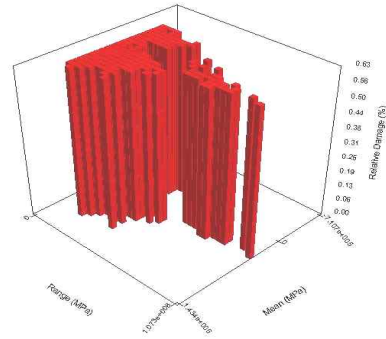
(a) SAE bracket history



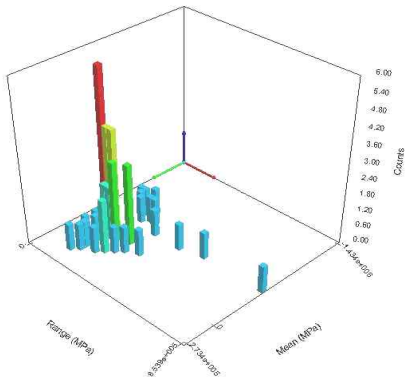
(a) SAE bracket history



(b) SAE transmission

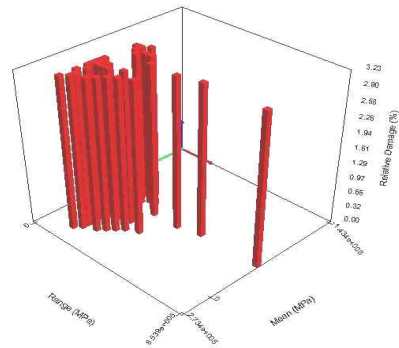


(b) SAE transmission



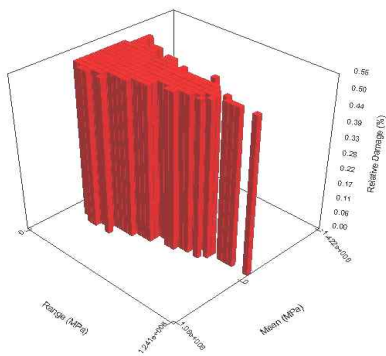
(c) Sample history

Fig. 15 Plots of rainflow matrices



(c) Sample history

Fig. 16 Plots of damage matrices



(a) SAE bracket history

SAE2 history, SAE transmission, Sample history의 종류별로 찾아본 결과, Fig. 14에서와 같이 'SAE bracket history'가 그 최대 수명이  $3.3693 \times 10^5$  Cycle로 그 수명이 가장 작음을 알 수 있다. 'SAE transmission'는  $1.171 \times 10^6$  Cycle 및 'Sample history'는  $2.00 \times 10^7$  Cycle로 가장 수명이 길게 나왔다. Fig. 15는 임계 위치에 대한 Rainflow 매트릭스들에 대한 그림들로서 'SAE Bracket history', 'SAE Transmission', 'Sample history'들의 3가지 불규칙 진폭하중에 대해서만 적용된다. 그리고 Fig. 6은 본 해석에 가해지는 하중 내역의 구성으로서 진폭 응력과 평균 응력에 대한 그 빈도수들로서 그려지는데, z축은 주어진 진폭 응력과 평균 응력에 대한 빈도수에 해당된다. Fig. 15에서 보면 'SAE bracket history'의 경우가 상대적인 손상은 평균응력이 0 부근의 상태에서



최대의 빈도수가 80 정도로서 상대적인 손상을 많이 일으켜 어떤 다른 경우들보다는 더 파손의 가능성이 더 일어남을 알 수 있었다. 또한 'Sample history'의 경우는 이 상태에서 최대의 빈도수가 5정도로서 손상을 가장 적게 일으켜 그 파손의 가능성이 가장 적음을 알 수 있었다. Fig. 16은 본 연구 모델에서 파손에 대한 임계 위치에서의 Damage 매트릭스들에 대한 그림들로서 불규칙 진폭하중에 대해서만 적용되는데 109사이클의 무한 수명에 대한 상대적 손상 가능성을 나타내고 있다. Fig. 16에서 보면 'Sample history'의 경우가 다소 안정된 경향을 보이고 있으나 평균 응력이 0Pa부터  $-10^5$ MPa이고 응력 진폭 0MPa부터  $8.539 \times 10^5$ MPa에 있어서 최대 3%의 손상 가능성을 보이고 있어 이 부분의 응력 상태가 파손의 가능성이 많다고 예측할 수 있었다. 나머지 'SAE bracket history'나 'SAE transmission'의 경우보다 5배의 파손의 가능성이 큼을 알 수 있었다.

### 3. 결 론

본 연구에서는 헬기의 주날개 및 동체에 대한 피로 및 진동해석을 통하여 다음과 같은 해석결과를 보였다.

1. 주날개의 아래부분인 동체와 주 날개의 접목부에서 최대 응력인 1435.8MPa이 걸려서 주날개와 접목부의 설계가 중요함을 알 수 있다.
2. 4000Hz에서 최대의 진폭 변위가 생김을 알 수 있었으나 통상 정지 비행시에는 이상기류나 고장 난 날개가 아니라면 공진의 상태가 없이 안전하다고 사료된다.
3. 피로해석에서는 'SAE bracket history'가 그 최대 수명이  $3.3693 \times 10^5$ Cycle로 그 수명이 가장 작고 손상의 빈도수도 가장 많아 파손 가능성이 가장 큼을 알 수 있었다.
4. 'Sample history'의 경우가 다소 안정된 경향을 보이고 있으나 평균 응력이 0Pa부터  $-10^5$ MPa이고 응력 진폭 0MPa부터  $8.539 \times 10^5$ MPa에 있어서 최대 3%의 손상 가능성을 보이고 있고 'SAE bracket history'나 'SAE transmission'의 경우보다 5배의 파손의 가능성이 큼을 알 수 있었다.

5. 헬기의 주날개 및 동체의 진동 및 피로 해석을 통하여 그 안정성 및 내구성을 분석하여 실제 헬기의 설계 및 해석에 유용하게 적용할 수 있다고 사료된다.

### 참고문헌

1. Kim, S. D., Byun, Y. S., Song, J. B., Lee, B. E., Song, W. J., Kim, J. and Kang, B. S., "Design and Fabrication of a small Coaxial Rotorcraft UAV", Journal of KSAS, Vol. 37, No. 3, pp. 293-300, 2009.
2. Kee, Y. J., Kim, T. J. and Kim, S. H., "Resonant Fatigue Testing of Full-Scale Composite Helicopter Blades", Transactions of KARI, Vol. 9, No. 2, pp. 1-7, 2010.
3. Suh, C. W., Kwon, J. H. and Kim, C. S., "Fatigue Life Prediction of Composite Rotor Blade for Multipurpose Helicopter", 2000 Spring Conference Proceeding of KSAS, pp. 423-426, 2000.
4. Lee, H. S., Lee, K. H. and Chung, I. S., "A Study on the Vibration Characteristics of Helicopter Rotating Blades with Multiple Load Paths", 1994 Spring and Fall Conference Proceeding of the KSME, pp. 564-567, 1994.
5. Swanson, J., Ansys 12.0, Ansys Inc, U.S.A, 2009.
6. Park, W. C., Huh, S. C., Jung, J. W., Lee, H. W. and Boo, M. H., "A Study on Fatigue Crack Behavior of Metal Matrix Composites for Automobile Engine", Transactions of KSAE, Vol. 11, No. 5, pp. 140-146, 2003.
7. Cho, J. W. and Han, M. S., "Structural Strength Analysis of Shock Absorber", Transactions of KSMPE, Vol. 9, No 2, pp. 53-59, 2010.
8. Cho, H. D., "Development of Loader with Four Wheel Driving and Four-Type Wheel Steering System", Journal of KSMPE, Vol. 3, No. 3, pp. 71-78, 2004.