

다목적헬리콥터용 복합재로터깃 구조의 비행 대 비행 응력스펙트럼 산출

서창원 · 권정호
수송시스템공학부

<요 약>

기동비행 중 고속으로 회전하는 헬리콥터 로터깃은 구조적 안전성과 연관되는 피로강도 및 피로수명 평가가 설계과정에서 중요한 과제이다. 로터깃의 피로해석을 위하여 우선 헬리콥터의 실제운용 중 예상되는 신뢰성 있는 비행모사 하중스펙트럼을 구성하여야 한다. 여기서는 다목적헬리콥터용으로 설계된 복합재로터깃에 대하여 무힌지로터깃의 표준하중스펙트럼인 FELIX 데이터를 활용하여 비행 대 비행 하중스펙트럼을 구성하고 피로손상이 가장 극심하게 예상되는 부위에서 복합재 적층판해석을 통하여 응력스펙트럼을 산출하였다. 이러한 결과는 향후 다목적헬리콥터 로터깃의 피로수명해석 및 시험평가에 활용될 수 있을 것이다.

Development of Flight-by-Flight Stress Spectrum for the Composite Rotor Blade of Multipurpose Helicopter

Jung-Ho Kwon · Chang-won Seo
School of Transportation Systems Engineering

<Abstract>

It is one of the important design assessment items to evaluate the fatigue life for the helicopter rotor blades. For this purpose, It is necessary to describe reliable load spectrum expected in the real operating of helicopters. A study of the development procedure of flight-by-flight load spectrum for the composite rotor blade of multipurpose helicopter using FELIX data which is the data of standard load spectrum for hingeless rotor blades.

And the analysis of composite laminate structure was also made to obtain the local stress spectrum on the site where the fatigue damages are anticipated. These results are applicable to analyze the fatigue life and to perform the fatigue test for the composite rotor blade of multipurpose helicopter.

1. 서론

헬리콥터 로터깃은 기동비행을 위한 대부분의 공력하중을 감당하며 고속으로 회전함에 따라 발생하는 주기적인 공력하중은 깃구조에 극심한 반복응력을 유발시키게 된다[1]. 따라서 헬리콥터의 안전성과 성능향상을 위해 고려해야 할 중요한 과제는 경제적으로 충분히 길고 안전한 사용수명을 보장할 수 있는 깃구조의 피로강도 해석 및 평가 문제를 고려해야 한다. 로터깃의 피로강도 및 수명평가를 위하여 우선 헬리콥터의 실제운용 중 예상되는 신뢰성 있는 비행모사 하중스펙트럼을 구성하여야 한다. 그러나 설계과정에서 예상사용계획에 따라 비행종류 및 임무별 비행구간이나 기동비행의 하중조건 등을 예측하고 구성하여 비행하중스펙트럼을 얻기는 매우 어려운 일이다. 따라서 기존 유사 기종의 비행자료를 기준으로 비행 대 비행 하중스펙트럼을 구성하게 된다[2]. 최근 복합재를 활용한 무한지깃의 사용이 일반화되면서 비행성능 향상과 더불어 구조적으로 피로수명에도 많은 향상을 가져 오게 되었다. 이러한 배경으로 본 연구에서는 무한지로터깃의 표준하중스펙트럼인 FELIX[3,4] 데이터를 활용하여 다목적헬리콥터의 비행 대 비행 하중스펙트럼 산출과정을 구성하고 다목적헬리콥터용으로 설계된 복합재 로터깃에서 가장 극심한 피로손상이 예상되는 부위에서 복합재 적층판해석[5]을 통하여 응력스펙트럼을 산출하였다. 이러한 결과는 향후 다목적헬리콥터 복합재 로터깃의 피로강도 및 피로수명해석 및 시험평가에 활용될 수 있을 것이다.

2. FELIX 표준하중스펙트럼 구성요소

FELIX는 반강체 무한지로터깃의 표준하중스펙트럼으로서 참고문헌[2~4]에서 제시하고 있다. 이러한 표준하중스펙트럼 데이터를 사용하는 목적은 헬리콥터 로터깃의 피로강도 및 수명평가를 위한 시험 또는 해석에 실제하중과 유사한 하중상태에서의 피로기동자료를 제공하여 설계과정에서 설계자료로 활용하기 위한 것이다. FELIX의 표준하중스펙트럼은 다음의 4종류의 헬리콥터에 대한 운용하중을 각각의 임무비행에 따라 분류하여 각 임무비행별로 표준하중(기동비행)순서를 구성하고 통계적 처리를 통하여 140회 비행을 단위블록스펙트럼으로 표준하중스펙트럼이 산정되었다.

- Westland Helicopters Ltd : Sea King
- Westland Helicopters Ltd : Lynx
- Sikorsky : CH-53 D/G
- MBB : BO-105

이러한 헬리콥터들의 임무비행 형태별로 기동비행순서에 따라 비행단계별로 최대의 플래핑 굽힘모멘트가 유발되는 위치에서의 하중을 측정하여 표준하중스펙트럼의 하중자료로 사용하였으며 무힌지깃의 경우는 대개 깃뿌리 부근의 하부표면에서의 하중이 최대하중이 된다. 측정하중데이터는 33단계로 구분함으로써 미소진폭하중을 제거하고 표준하중스펙트럼을 간략화 하도록 하였다. 또한 산출된 스펙트럼에 대하여 비교적 피로손상에 영향이 적은 낮은 하중진폭영역의 하중사이클을 제거시켜 스펙트럼을 축약시킴으로써 시험 및 해석 과정에서 효율적으로 활용할 수 있도록 하였다. FELIX는 총 190.5시간의 비행에 해당하는 140회의 임무비행을 단위로 하는 스펙트럼으로 구성되어 있으며 140회의 비행은 다음과 같은 4가지의 임무비행으로 이루어져 있다.

- 훈련비행 (Training)
- 운송비행 (Transport)
- 대잠작전비행 (Anti-Submarine Warfare)
- 수색구조비행 (Search And Rescue)

본 연구에서 다루는 복합계 로터깃의 적용헬리콥터가 다목적 민수용 헬리콥터임을 감안하여 FELIX 스펙트럼구성 임무비행 중 대잠작전비행 (Anti-Submarine Warfare)은 제외하고 총 172.5시간의 비행에 해당하는 132회 임무비행을 단위스펙트럼으로 비행하중스펙트럼을 구성하기로 한다. 이와 같이 각각의 임무비행별로 세분된 비행구간의 기동 및 조종에 의한 하중발생 크기 및 빈도수가 통계적 처리를 통하여 서로 다르게 정하여지게 된다. 또한 각 임무비행은 비행시간(비행거리)에 따라 각각 단거리 비행(0.75시간), 중거리 비행(2.25시간), 장거리 비행(3.75시간)으로 구분되게 되고 비행시간에 따라 세분된 비행구간의 삭제여부에 따라 기동 및 조종에 의한 하중발생 사이클수가 달라지게 된다.

2.1 비행임무 순서구성

3가지의 임무비행과 3가지의 비행시간, 즉 9종류의 비행에 대한 132회 비행순서를 랜덤 처리과정을 통하여 얻은 결과를 다음 표 1과 같고 비행시간별로 각 임무비행회수는 표 2와 같다.

2.2 조종 및 기동비행 구간별 하중구성

각 임무비행에 대한 조종 및 기동비행순서의 정의는 헬리콥터에 대한 조종 및 기동비행 구간에 대한 정의가 필요하며 FELIX의 경우는 BO-105의 데이터로부터 22개의 조종 및 기동비행구간으로 나누어지며 뒤따르는 임무비행의 정의에 의해 순서대로 배열된다. 하중은 33단계로 나눈 무차원단위를 사용하고 평균하중과 하중진폭, 그리고 하중사이클수로 표 3에 나타내었다. 그리고 표 3의 각 기동구간에 대한 하중순서와 각 하중사이클의 평균하중 및 하중진폭은 참고문헌[4]에서 제시하고 있다.

3. 임무비행시간의 조정 및 비행상태의 전환

각각의 임무비행에 대하여 단거리, 중거리, 장거리로 구분하여 각각 0.75시간, 2.25시간, 3.75시간의 비행시간으로 정의한다. 0.75시간과 2.25시간의 단, 중거리비행에 대한 스펙트럼은 3.75시간의 일부분으로 정의하게 된다. 예로 그림 1은 훈련비행과 운송비행의 비행시간별로의 임무비행 형태를 보여주고 있다.

하중스펙트럼을 완성하기 위해 한 기동상태에서 다른 기동상태로의 전환과 한 임무비행에서 다른 임무비행으로의 전환을 어떻게 할 것인가 하는 문제가 대두된다. 예로 착륙기동 후에는 착륙하중이 다음 임무비행의 이륙기동 전에 전환하중으로 오게 된다. 그리고 한 기동상태에서 다른 기동상태로 전환될 때 평균응력이 증가하는 기동으로 전환될 때는 마지막 하중사이클이 평균응력으로부터 점진적으로 증가하는 사이클하중으로 전환되면 된다. 그러나 평균응력이 감소하는 기동으로 전환될 때는 두 기동상태의 평균응력을 연결하는 보조적인 하중사이클이 추가되게 된다.

4. 비행 대 비행 하중스펙트럼의 산출

앞에서 설명한 바와 같이 한 블록의 하중스펙트럼에 훈련비행, 운송비행, 수색구조비행으로 구성되는 임무비행의 순서가 통계적으로 결정되어 있으며 이러한 임무비행은 항속거리비행으로 다시 구분되어 진다. 이와 같이 총 9개의 서로 다른 비행임무는 통계적 과정을 거쳐 미리 결정된 순서의 기동 또는 조종의 비행구간으로 구성되며 이러한 각 비행구간의 기동 또는 조종은 또다시 미리 결정되어 있는 하중사이클로 스펙트럼을 구성하게 된다. 비행 대 비행 하중스펙트럼 산출과정은 다음과 같이 4부분으로 구분할 수 있다.

- 데이터 입력과정(Data Reading Segment)
- 데이터 체크(Data Check)를 위한 관련 입력 자료의 출력과정
- 하중스펙트럼 산출과정(Spectrum Generation Process)
- 각각의 서로 다른 하중 단계(Load Level)에서 산출된 Peak/Valley 산출결과의 출력(Print-out)

4.1 산출 알고리즘

비행 대 비행 하중스펙트럼 산출과정의 흐름도는 그림 2에서 보여주고 있다. 흐름도에서 나타난 3단계의 데이터 검증과정(Check Routine)의 내용은 다음과 같다.

- Check 1 : 요구되는 비행시간을 만족시키기 위해 비행순서(Flight Sequence)에서 해당되지 않는 기동 또는 조종구간을 제외시키기 위한 과정
- Check 2 : 적용하여야할 기동 또는 조종구간이 하중순서(Load Sequence)를 가지지 않는 정지비행일 때

1) 임무비행 종류와 비행시간 단계의 구분

비행임무 순서, ISEQ로부터 다음과 같이 계산하여 정수값으로 임무비행종류(ISORTE)를

구분하게 된다.

$$-ISORTE = \frac{ISEQ(I)}{10} : \text{비행임부 종류} \quad (1)$$

$$-\text{비행시간구분} = ISEQ(I) - (10 \times ISORTE) \quad (2)$$

2) 요구비행거리를 만족시키기 위한 기동구간의 축약

가장 긴 3.75시간비행은 MTYPE 데이터에 수록된 모든 기동구간을 포함하게 되고 0.75 또는 2.25시간비행을 구성하기 위해 MTYPE에 수록된 기동구간 중 단거리, 중거리에 대한 표시에 의해 제거시킴으로써 축약된 해당비행을 구성하게 된다.

4.2 산출 결과

앞에서 언급한 바와 같이 여기서 산출된 결과는 다목적 민간용 헬리콥터로 간주하여 FELIX의 140회 비행 데이터에서 대잠작전비행을 제외한 3가지 임부비행 만으로 구성한 것이다. 다음 표 4는 산출결과로 출력된 하중스펙트럼의 연속된 peak/valley값의 일부를 보여주고 있다. 여기서 얻은 수치는 최소와 최대하중 사이를 33단계로 나눈 무차원 단위이며 실제 피로수명해석과 시험에 사용하기 위해서는 다음 절에서 설명하는 바와 같이 실제 구조물의 응력해석을 통하여 얻는 조절계수(Scaling Factor)를 곱하여 실제 구조물의 국부 응력스펙트럼을 얻게된다.

5. 응력스펙트럼의 계산

실제 계산에 사용될 로터깃은 현대우주항공(주)에서 다목적 헬리콥터용으로 설계개발된 그림 3과 같은 고성능 복합제로터깃[6]으로서 복합재 구조해석을 통하여 피로파괴가 예상 되는 취약 부위에 대하여 응력스펙트럼을 산출한다.

5.1 깃스팬 방향의 내력(Internal Load) 분포의 계산

깃단면의 적층구조해석을 위하여 로터의 운용회전속도 382rpm에서 깃단면에 발생하는 원심력 및 플레핑모멘트, 래깅모멘트, 비틀림모멘트 등을 구하여야 한다. 이것은 현대우주항공(주)에서 실물 시제 로터깃에 대해로 제공된 공력하중 자료와 설계구조의 특성치로부터 헬리콥터로터깃의 동역학적 구조해석 범용프로그램인 CAMRAD/JA를 사용하여 구하였다[7]. 즉, 두가지 최대 비행조건인 제자리비행(Hover Condition)과 최대진진비행(Forward Flight with NE Speed Condition)에 대하여 깃단면 내부에 발생하는 원심력과 모멘트 계산결과와 스펠방향 분포는 그림 4와 같다. 여기서 보는 바와 같이 각각의 하중조건에 따라 플레핑, 래깅, 비틀림모멘트의 값은 조금씩 차이가 나지만 원심력분포는 두 경우 모두 같은 값을 가진다. 계산된 내력의 기호와 부호규약은 원심력은 깃끝(Root Tip)방향, 플레핑모멘트는 상부스킨이 압축을 받는 방향, 래깅모멘트는 깃앞전(Leading Edge)이 인장을 받는 방향, 비틀림모멘트는 깃앞전(Leading Edge)가 돌리는 방향을 (+)값으로 정의한다.

5.2 복합재 적층구조의 해석

회전하는 것에서 복합적으로 단면에 작용하는 원심력과 플레팅, 래깅, 비틀림모멘트 N_i, M_i ($i=x, y, xy$)에 의한 복합재 적층판 내의 응력과 변형을 및 강도해석을 널리 알려진 적층판 이론(Laminate Theory)[5]을 사용하여 수행하였다. 해석과정을 요약하면 다음과 같다.

1) 유연도행렬을 매개로 주어진 하중 N_i, M_i 에 대한 적층판 중간면의 변형을 $\epsilon_x^0, \epsilon_y^0, \gamma_{xy}^0$ 과 중간평면 곡률 $\chi_x, \chi_y, \chi_{xy}$ 의 계산.

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha & \beta \\ \gamma & \delta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} \quad (3)$$

여기서, 행렬 $[\alpha], [\beta], [\gamma], [\delta]$ 는 적층판의 유연도행렬로서 적층판 이론[5]의 강성행렬 $[A], [B], [C], [D]$ 로부터 얻을 수 있다.

$$[\alpha] = [A]^{-1} - \{[B^*][D^*]^{-1}\}[C^*]$$

$$[\beta] = [B^*][D^*]^{-1}$$

$$[\gamma] = -[D^*]^{-1}[C^*]$$

$$[\delta] = [D^*]^{-1}$$

$$\text{여기서 } [B^*] = -[A]^{-1}[B]$$

$$[C^*] = [B][A]^{-1}$$

$$[D^*] = [D] - \{[B][A]^{-1}\}[B]$$

2) 적층판내 k번째 층의 변형을 계산.

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}_k = \begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z_k \begin{Bmatrix} \chi_x \\ \chi_y \\ \chi_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

여기서 z_k 는 중간면에서 k번째 층의 높이

3) x, y-좌표계 내의 변형을 $\epsilon_x, \epsilon_y, \gamma_{xy}$ 을 주방향(1,2-좌표계)내 변형을 $\epsilon_1, \epsilon_2, \gamma_{12}$ 로 변형을 변환식을 이용하여 변환.

$$\epsilon_1 = P + Q\cos 2\theta + R\sin 2\theta$$

$$\epsilon_2 = P - Q\cos 2\theta - R\sin 2\theta$$

$$\gamma_{12} = (-Q\sin 2\theta + R\cos 2\theta) \times 2 \quad (5)$$

$$\text{여기서 } P = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} ; Q = \frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} ; R = \gamma_{xy}$$

4) 파괴강도 확인을 위해 변형을 $\epsilon_1, \epsilon_2, \gamma_{12}$ 로 부터 강도비 $R = \frac{\text{허용응력}}{\text{작용응력}}$ 계산.

Tsai-Wu 강도 이론식은 아래와 같다.

$$\begin{aligned} (F_{ij}\sigma_i\sigma_j)R^2 + (F_i\sigma_i)R - 1 &= 0 \\ (G_{ij}\epsilon_i\epsilon_j)R^2 + (G_i\epsilon_i)R - 1 &= 0 \end{aligned} \tag{6}$$

여기서 F_i, F_{ij}, G_i, G_{ij} 는 강도텐서이다[5].

5) 적층판을 구성하는 각층(Ply)의 응력 계산.

다음의 응력-변형률 관계를 이용하여 x, y-좌표계 내의 응력을 계산한다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{ij} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}_k \tag{7}$$

여기서 $[\overline{Q}_{ij}]$ 는 축약 강성행렬로 각 요소는 참고문헌[5]에서 제시하고 있다.

응력변환식을 사용하거나 주방향 1, 2-좌표계내 변형률을 응력-변형률 관계식을 적용하여 1, 2-좌표계 내의 응력을 계산한다.

다음 그림 5는 적층구조해석 계산절차를 흐름도로 보여주고 있다.

5.3 로터깃 단면구조 적층모델링

로터깃 단면과 같이 불규칙한 곡면을 따라 스킨과 스파가 적층된 구조를 적층판 이론(Laminate Theory)를 이용해 해석하기 위해서는 평판 모델링을 해야하며 단면에서 1/4 시위선과 앞전-뒷전을 연결하는 선을 따라 분포된 점에서의 변형률을 해석하기 위해서는 다음과 같이 두 가지의 하중조건에 따라 각각 평판으로 모델링하여야 한다.

1) 플래핑 모멘트 + 원심력 + 비틀림 모멘트

로터깃 단면의 폭을 따라 가로방향으로 적층된 구조만을 고려하였으며 스킨과 스파의 일부분이 잘려 나갔으나 전체 면적에 비해 잘려 나간 면적이 비교적 작으므로 보수적인 설계를 위해 보상하지 않고 계산을 수행하였다.

2) 래깅 모멘트 + 원심력 + 비틀림 모멘트

로터깃 단면의 높이를 따라 세로방향 적층만을 고려하여 모델링을 하면 잘려 나가는 부분이 상대적으로 많으므로 실제구조물에 비해 굽힘 모멘트에 저항하는 값이 상당히 작은 구조물로 모델링 된다. 따라서 잘려 나간 부분이 차지하는 단면 관성 모멘트에 상당하는 면적을 보상에 주었다.

5.4 계산결과

그림 6~8은 각각의 하중조건에서 계산된 변형률의 계산결과를 보여주고 있다. 계산결과로부터 깃스팬비 0.1과 0.2 부분에서 변형률은 최대가 되는 값들이 나타나는 것을 볼 수 있다. 이 결과로부터 피로파괴가 깃스팬비 0.1과 0.2 부분에서 발생할 것으로 예상할 수 있다. 그리고 이 부위의 최대 응력스펙트럼은 ϵ_x 가 가장 큰 그림 6의 (a)의 경우로써 전진기동비행의 하중이 되고 이때의 응력은 앞의 식 (7)로부터 구할 수 있고 최대하중 조건에

해당하는 FELIX의 33단계 무차원 하중치와 비교함으로써 조절계수를 결정하게 된다. 이렇게 계산된 조절계수는 스킨의 경우 0.76, 스파의 경우 1.30 정도로 나타나며 앞 절에서 구한 표 4에 무차원 하중값을 곱함으로써 다음 그림 9와 같은 비행 대 비행 응력스펙트럼을 얻을 수 있다.

6. 결론

로터깃은 헬리콥터의 성능과 안전성을 결정하는 가장 중요한 구조시스템으로서 고속으로 회전하면서 기동비행을 함에 따라 발생하는 극심한 공력하중과 관성력은 깃구조에 심각한 피로하중을 유발시키게 되고 따라서 깃구조의 피로수명 평가는 깃설계 과정에서 중요한 과제 중의 하나이다. 이와 같이 로터깃 구조의 피로강도 및 수명을 평가하기 위해서는 선행과제로써 헬리콥터의 사용수명 중에 예상되는 비행 대 비행 하중스펙트럼을 구성하여야 하고 깃구조의 내력과 응력해석을 통하여 피로 취약 부위의 국부 응력스펙트럼을 산출하여야 한다. 본 연구에서는 다목적헬리콥터용 복합재로터깃에 대하여 무힌지 깃의 표준스펙트럼인 FELIX 데이터를 사용하여 비행 대 비행 피로하중스펙트럼을 구성하고 복합재 적층판 해석을 통하여 국부 응력스펙트럼 산출하였으며 결과를 요약하면 다음과 같다.

- 대상 헬리콥터가 민수용임을 감안하여 FELIX 데이터 중 대잠작전비행 임무는 제외하고 훈련, 운송, 수색구조의 3가지 임무비행에 대하여 172.5비행시간(132회 비행)을 단위블럭으로 하중스펙트럼을 구성하였으며 이때 각 임무비행 별 비행순서는 랜덤처리를 통하여 구성하였다.
- 기동 및 조종 비행의 구간은 22개 종류로 구분하였으며 이때 각 기동 구간별 하중사이클은 주어진 평균하중에서 차례로 주어진 하중진폭의 사이클수를 정의함으로써 얻을 수 있다.
- 실물시제가 개발 중인 다목적헬리콥터용 복합재로터깃에 대하여 응력스펙트럼을 산출하기 위하여 두가지 설계 외력 조건인 정지비행과 전진비행 상태의 하중으로부터 계산된 깃 스펜 방향의 내부하중분포, 즉 원심하중, 플레핑 및 래깅 굽힘하중, 비틀림모멘트 분포하중을 동시에 작용시켜 복합재 적층구조해석을 수행하고 각 층에 대한 변형을 및 응력을 계산하여 국부응력에 대한 구조적 안전성을 평가하였다.
- 계산결과 가장 높은 변형율을 나타내는 깃뿌리 근방의 스펜비 0.1~0.2 위치가 피로손상 누적의 취약부위를 알 수 있고 이 부위에서의 계산된 응력값으로부터 스킨과 스파의 조절계수는 각각 0.76과 1.30 정도로 나타나며 이 값으로부터 국부 응력스펙트럼을 산출하였다.
- 이렇게 얻어진 응력스펙트럼은 향후 강도저하모델 등 복합재 구조의 손상누적 모델을 통하여 피로강도 및 피로수명을 평가하기 위한 피로하중 자료나 실물시제의 피로수명 구조시험의 입력하중 자료로 사용될 수 있다.

후기

본 연구는 '98년도 공기반 연구과제(산업자원부)의 위탁연구과제로 수행된 연구내용의 일부임을 밝힙니다.

참 고 문 헌

- [1] Engineering Design Handbook, Helicopter Engineering, Part I. Preliminary Design, AMCP 706-201/202 Depart. of The Army Material Command, Aug. 1974
- [2] A. A. Tey HAVE, HELIX and FELIX: Loading Standards for Use in the Fatigue Evaluation of Helicopter Rotor Components, NLR MP 82041 U, National Aerospace Lab. Amsterdam, 1982.
- [3] P. R. Edwards and J. Darts, Standardized Fatigue Loading Sequences for Helicopter Rotors - Patr I: Background and Fatigue Evaluation, NLR TR 84043 U, National Aerospace Lab. Amsterdam, 1984.
- [4] P. R. Edwards and J. Darts, Standardized Fatigue Loading Sequences for Helicopter Rotors - Patr II : Background and Fatigue Evaluation, NLR TR 84043 U, National Aerospace Lab. Amsterdam, 1984.
- [5] R. M. Jones, Mechanics of Composite Materials, Hemisphere Publishing Corp. New York, 1975
- [6] 권정호의 4인, 복합재료를 이용한 고성능 헬리콥터 로터깃 개발, 공업기반 기술개발사업 위탁연구 1차년도 연구보고서, 울산대학교 산업기술연구소, 1998. 9
- [7] 권정호의 3인, 복합재 로터깃 구조해석 및 피로수명 평가, 공업기반 기술개발사업 위탁연구 2차년도 연구보고서, 울산대학교 산업기술연구소, 1999. 8

표 1. 랜덤처리로 얻은 FELIX의 132회 비행순서

21	11	43	11	21	12	22	11	11	21	21	21	23	42	23	21	12	11	21	22	11	42
22	21	21	11	22	22	11	21	22	11	11	42	42	21	21	12	22	22	11	11	11	11
11	21	21	11	41	11	12	22	22	22	11	21	11	21	11	21	21	21	21	11	11	22
21	21	21	11	21	11	12	12	21	11	11	22	11	41	21	11	11	11	23	11	21	11
21	11	21	11	22	23	11	12	22	22	23	12	21	11	22	11	11	41	22	21	11	21
21	22	21	21	12	21	11	21	21	13	11	11	12	11	11	11	41	11	22	11	41	12
코드번호(10자리수) : 훈련비행 - 10																					
운송비행 - 20																					
수색구조비행 - 40																					
코드번호 (1자리수) : 단거리 비행 - 1 (0.75 비행시간)																					
중거리 비행 - 2 (2.25 비행시간)																					
장거리 비행 - 3 (3.75 비행시간)																					

표 2. 비행시간별 각 임무비행회수

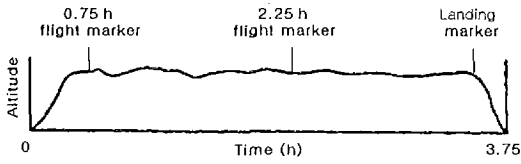
비행시간	비행횟수		
	훈련비행	운송비행	수색구조비행
0.75	47	38	5
2.25	11	20	4
3.75	1	5	1

표 3. 조종 및 비행하중구간의 하중정의

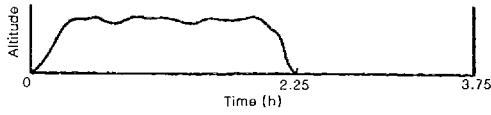
하중지표		16	24	28	32	36	44	48	52	60
No	기동구간 종류	평균하중	하중사이클수							
1	Take-off	32	7	13	11	1	-	-	-	-
2	Forward flight 0.2 VNE	48	11	2	-	-	-	-	-	-
3	Forward flight 0.4 VNE	-	-	-	-	-	-	-	-	-
4	Forward flight 0.6 VNE	48	2	-	-	-	-	-	-	-
5	Forward flight 0.8 VNE	-	-	-	-	-	-	-	-	-
6	Forward flight 0.9 - 1.1 VNE	48	24	1	-	-	-	-	-	-
7	Maximum power climb 70 kn	-	-	-	-	-	-	-	-	-
8	Transition to hover	40	10	1	-	-	-	-	-	-
9	Hover	36	10	1	-	-	-	-	-	-
10	Cruise turns 0.4 - 0.8 VNE	60	20	4	-	-	-	-	-	-
11	Cruise turns 0.8 - 1.0 VNE	64	14	13	1	-	-	-	-	-
12	Sideways flight port	36	11	3	-	-	-	-	-	-
13	Sideways flight starboard	36	10	19	13	1	-	-	-	-
14	Rearwards	36	10	9	1	-	-	-	-	-
15	Spot turns	36	16	2	-	-	-	-	-	-
16	Autorotation (AR)	40	32	21	9	3	1	1	-	-
17	AR including large amplitudes	40	32	21	9	3	1	1	3	1
18	Recoveries from AR	36	32	2	-	-	-	-	-	-
19	Control reversals 0.4 VNE	36	32	12	5	3	1	-	-	-
20	Control reversals 0.7 VNE	44	36	13	5	3	2	-	-	-
21	Descent	36	-	1	26	2	-	-	-	-
22	Landing	8	-	-	-	-	2	-	-	-

표 4. 하중스펙트럼의 산출된 결과 (Peak/Valley)

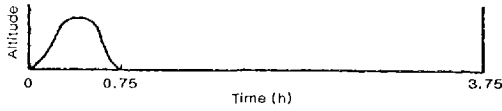
순서	load level	순서	load level	순서	load level	순서	load level	순서	load level	순서	load level
1	-28	6	60	11	4	16	60	21	0	26	60
2	60	7	4	12	60	17	4	22	60	27	4
3	4	8	60	13	4	18	60	23	4	28	60
4	60	9	4	14	60	19	4	24	60	29	4
5	4	10	60	15	4	20	64	25	4



(a) 장거리비행



(b) 중거리비행



(c) 단거리비행

그림 1. 훈련비행과 운송비행의 비행시간별로의 비행형태

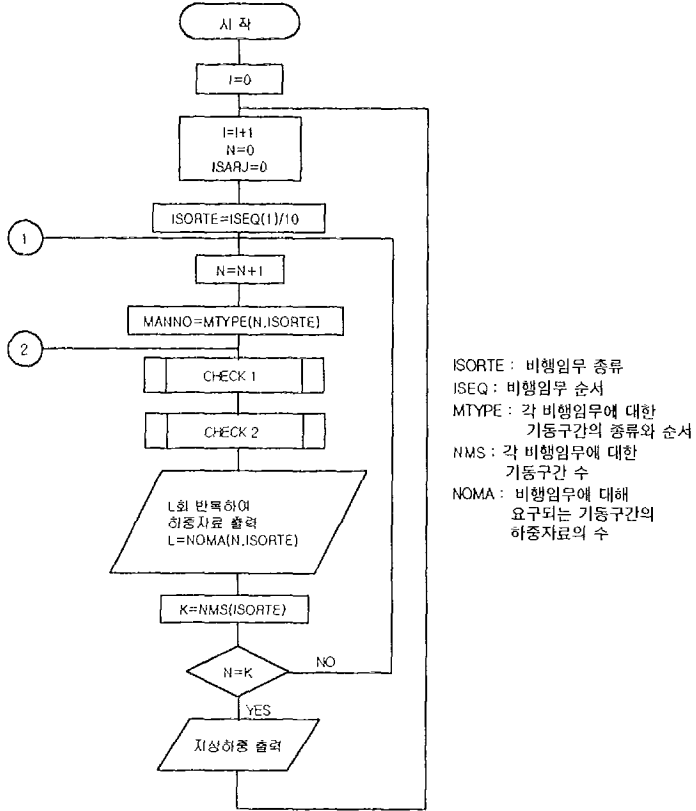


그림 2. FELIX 스펙트럼 산출 알고리즘

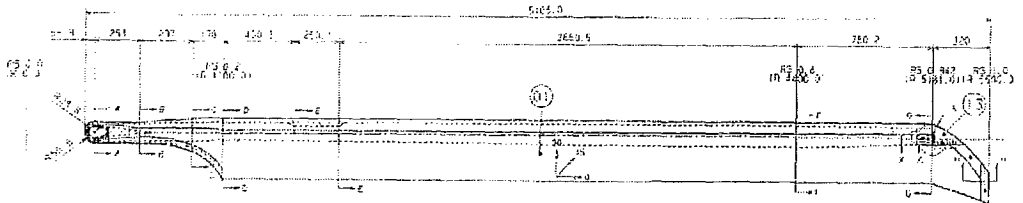
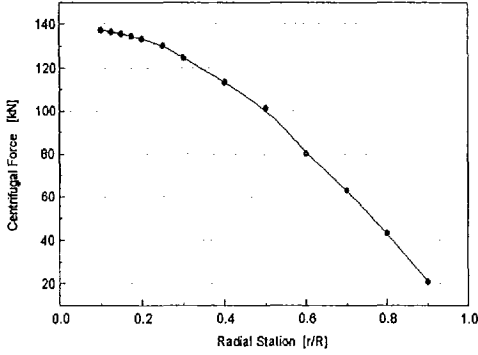
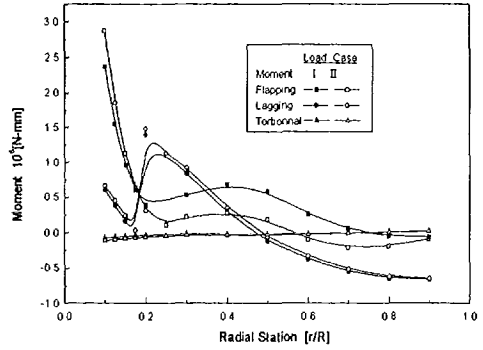


그림 3. 다목적 헬리콥터용 복합재로터깃[6]



(a) 원심력 분포 (N_x)



(b) 플래핑 (M_x), 래깅 (M_y)
비틀림 (M_{xy}) 모멘트 분포

그림 4. 깃스팬 방향으로의 하중 및 모멘트 분포

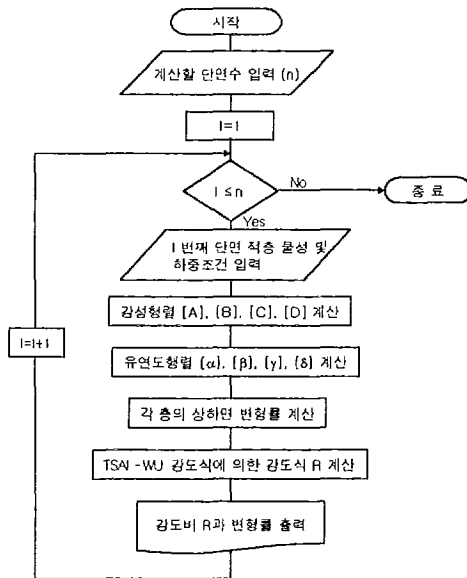
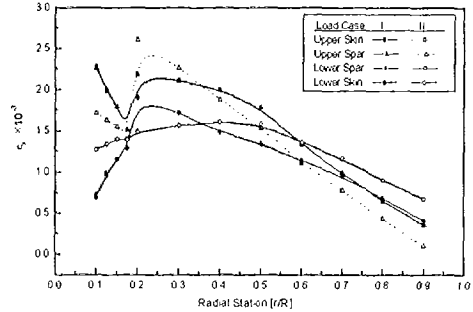
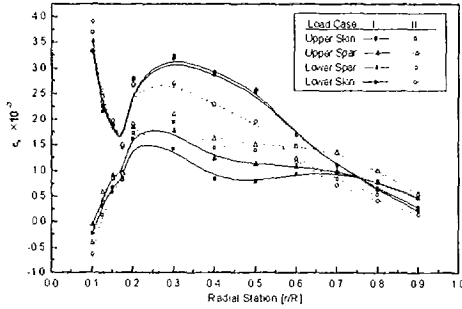


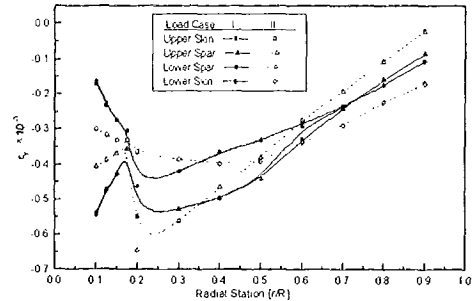
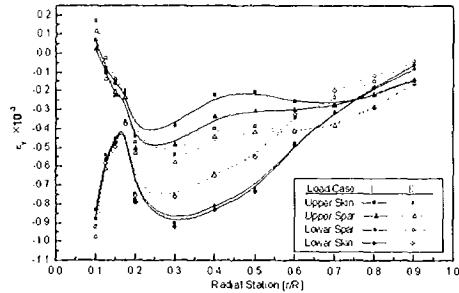
그림 5. 적층판해석 프로그램의 계산절차



(a) 플래핑 모멘트+원심력+비틀림 모멘트

(b) 래깅 모멘트+원심력+비틀림 모멘트

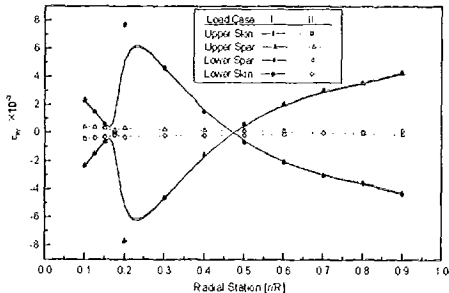
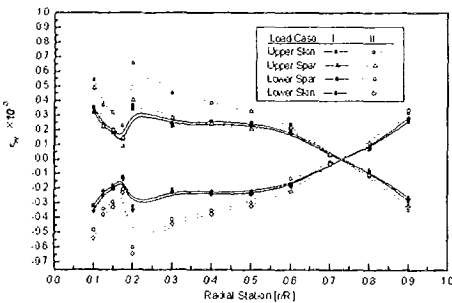
그림 6. 복합하중에 대한 깃단면 적층구조의 깃스팬방향 변형률 ϵ_x 해석결과



(a) 래깅 모멘트+원심력+비틀림 모멘트

(b) 래깅 모멘트+원심력+비틀림 모멘트

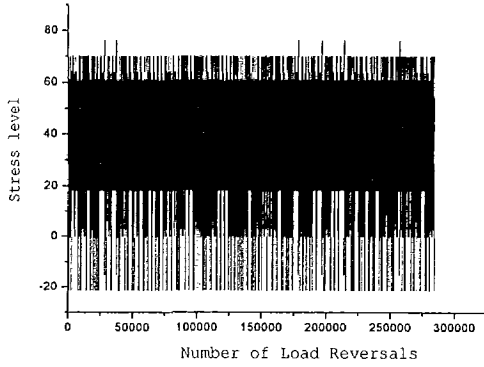
그림 7. 복합하중에 대한 깃단면 적층구조의 깃시위방향의 변형률, ϵ_y 해석결과



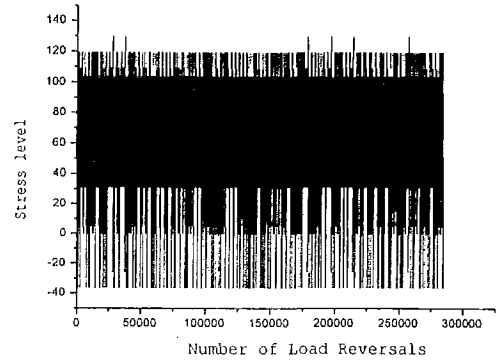
(a) 플래핑 모멘트+원심력+비틀림 모멘트

(b) 래깅 모멘트+원심력+비틀림 모멘트

그림 8. 복합하중에 대한 깃단면 적층구조의 전단변형률, ϵ_{xy} 해석결과



(a) skin의 응력스펙트럼



(b) spar의 응력스펙트럼

그림 9. Fatigue load spectrum for FELIX