

틸트 로터 무인항공기의 피로하중 스펙트럼 생성 및 피로해석

임종빈* · 박영철* · 박정선[†] · 이정진**

The Development of Fatigue Load Spectrum and Fatigue Analysis for the Tilt Rotor UAV

Jong-Bin Im, Young-Chul Park and Jung-Sun Park

Key Words: Tilt Rotor UAV(틸트 로터 무인항공기), Fatigue Load Spectrum(피로하중 스펙트럼), Fatigue Analysis(피로해석)

Abstract

In this paper, the fatigue load spectrum for tilt rotor UAV is developed and fatigue analysis is achieved for flaperon joint. Tilt rotor UAV has two modes which are helicopter mode when UAV is taking off and landing and fixed wing mode when UAV is cruising. To make fatigue load spectrum, FELIX for helicopter mode and TWIST for fixed wing mode are used. And Fatigue analysis of flaperon joint is achieved using fatigue load spectrum we obtained. When S-N test data are analyzed, we use the Kriging meta model to get probability S-N curve for whole range of material life. The result which is life of flaperon joint obtained by suggested fatigue analysis procedure in this paper is compared with that obtained by MSC/Fatigue.

1. 서 론

피로해석을 위한 피로 하중 스펙트럼 작성은 정확한 피로 수명 예측을 위한 중요한 단계이며 정확한 하중 스펙트럼이 작성되어야 피로해석을 통한 신뢰할 수 있는 수명을 예측할 수 있다.

틸트 로터 무인항공기의 기동은 회전익 상태로 이륙 후 천이 과정을 거쳐 고정익 상태로 임무 수행, 그리고 다시 천이과정을 통해 회전익 상태로 복귀하게 된다. 따라서 본 연구에서는 틸트 로터 무인항공기의 피로 하중 스펙트럼 작성을 위해 회전익과 고정익에 대한 각각의 스펙트럼 산출 후 이를 하나의 완성된 비행 스펙트럼으로 생성하였다.

스마트 무인기의 회전익 상태에 대해서는 헬리콥터의 피로하중 스펙트럼 생성 프로그램인 FELIX/28을 적용하였으며, 고정익 상태에 대해서는 돌풍을 고려한 운송비행기의 피로하중 스펙트럼 생성 프로그램인 TWIST를 이용하여 하중 스펙트럼을 산출하였다 [1-2]. 또한 실험의 용이함과 해석 시간의 단축 및 피로해석 시에 Miner rule를 적용하기 위하여 Rainflow counting 을 이용해 축약 피로하중 스펙트럼을 생성하였다[3].

생성된 피로하중 스펙트럼을 이용하여 무인항공기 날개의 플래퍼론 열결부에 대한 피로해석을 수행하였다. 피로해석 시에 재료의 실험 S-N 데이터를 재료의 전체 영역에 대한 S-N curve 생성을 위하여 기존의 방법대신 크리깅 메타모델(Kriging metamodel)을 이용하였으며[4-5], 이를 적용한 피로해석 프로그램을 작성하였다. 본 연구에서 구성한 피로해석 프로그램의 신뢰성 및 효용성을 확인하기 위하여 MSC/Fatigue 상용 프로그램의 피로해석 결과와 비교하였다.

[†] 책임저자, 한국항공대학교 항공우주및기계공학부
E-mail : jungsun@kau.ac.kr
TEL : (02)300-0283 FAX : (02)3158-3189

* 한국항공대학교 대학원

** 한국항공우주연구원, 스마트무인기사업단

2. 회전익 및 고정익 피로하중 스펙트럼 생성 프로그램

2.1 FELIX / 28

FELIX는 무한지 로터 블레이드를 해석하는 기본 알고리즘으로 헬리콥터 설계 시 널리 사용되어지고 있는 프로그램이다. FELIX/28은 전체 FELIX 표준 하중의 축약된 형태이며, 응력 진폭이 28 FELIX UNIT 미만의 낮은 하중을 FELIX에서 제거한 것이다. FELIX는 고정형 또는 반강체형 로터의 피로수명을 측정하기 위해 사용하는 피로하중 생성 알고리즘이다. FELIX에서 측정된 응력은 로터의 최대 인장력이 작용하는 플레핑 방향 최대 굽힘 모멘트 위치에서의 측정값이다. FELIX 하중은 33단계로 구분되며 이는 측정된 값 중 최대값을 100으로 정하여 무차원화 한 값이다[1]. 스마트 무인항공기의 경우 FELIX/28에서 이륙과 착륙 부분에 대한 스펙트럼만이 필요하다. 모든 임무의 경우 이륙과 착륙의 기동 segment 는 같게 배열되어 있고 하중점 수 또한 같다. 비행길이 역시 단거리, 중거리 그리고 장거리에 관계없이 같은 형태이므로 본 연구에서는 기본 임무인 단거리 훈련 비행의 sequence of felix manoeuvres training 테이블을 바탕으로 하중 스펙트럼을 생성하였다.

2.2 TWIST

TWIST는 Transport Wing Standard 하중 스펙트럼으로 수송기에 대한 전반적인 실험 자료를 바탕으로 만들어진 고정익항공기 하중 스펙트럼을 위한 프로그램이다. 이 프로그램은 실험을 통해 날개 뿌리 부분의 굽힘 모멘트와 관계가 있는 하중 스펙트럼들을 여러 항공기 타입에 대해서 구한 후 표준화 한 것이다. 스펙트럼 생성을 위해 모든 스펙트럼들은 운송 항공기에 대한 “설계 수명”의 평균인 40,000 비행을 바탕으로 축약되었다. 더욱이 모든 하중들은 1-g 순항 시 대기가 교란되지 않은 비행 상태의 하중으로 나누어서 무차원화된 형태로 나타내었다. 따라서 하중 크기는 $\frac{S}{S_{mflight}}$ 와 같이 표현할 수 있다. 여기서 S 는 응력을 나타내고 $S_{mflight}$ 는 비행에서의 평균 응력이다. 각 스펙트럼들은 유사한 형태를 보이므로 이에 평균값으로 표준화된 하중 스펙트럼을 얻는

다[2].

곡선으로 나타난 연속적인 하중 스펙트럼을 실험에 적용하기 위해서는 먼저 하중 진폭에 대한 수를 제한하여야 한다. 그렇기 위해서 연속적인 곡선을 step화된 형태로 변환하게 된다. 결과적으로 그러한 제한은 피로 기계의 하중 컨트롤 시스템을 상당히 단순화 할 수 있다.

연속된 스펙트럼을 step화된 여러 단계로 표현하기 위해서는 먼저 가장 큰 진폭의 크기와 가장 작은 진폭의 크기를 결정해야만 한다. 그리고 이 두 진폭 사이에 10 가지 다른 돌풍하중 형태가 분산되어지도록 한다. Fig. 1 은 위의 조건에 따라 구성된 step화된 하중 스펙트럼이다.

한편 40,000 비행에 대한 표준화된 하중 스펙트럼을 일정한 “비행 블록”으로 나누는 방법이 요구된다. 이는 40,000 비행에서 가장 높은 하중인 레벨 I 이 10 번 발생하므로 4,000 비행씩 10 개의 “비행 블록”으로 나누어 정의한다. 또한, 항공기는 대기의 영향에 따라 다양한 비행 상태를 보이게 된다. 따라서 비행 대 비행 시험에서 비행 형태들은 다양한 그리고 다른 하중 강도를 갖는 “비행 타입”으로 정의 되어져야 한다. 이러한 요구에 의해 10가지 다른 비행 타입이 정의되어졌고 이는 비행 타입 A부터 J까지 알파벳으로 나타내었다. 타입 A는 하중레벨 I 이 한번 발생하는 가장 강한 비행이며 비행 타입 J는 가장 낮은 진폭을 가진 돌풍하중(레벨 X)만이 포함된다.

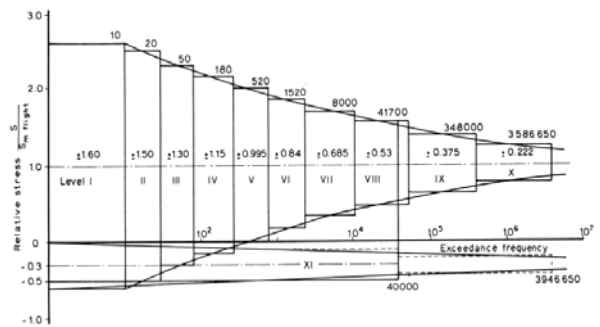


Fig. 1 Test load spectrum for 40,000 flights

2.3 Rainflow Counting

가변하중이력을 받는 부재의 수명을 예측하기 위하여 복합된 하중이력을 유용한 일정 진폭시험 데이터와 비교할 수 있는 몇 개의 단순화된 하중이력으로 줄이는 것이 필요하다. 이러한 과정 즉, 복합하중이력을 몇 개의 일정진폭하중으로 줄이

는 것을 사이클 집계(Cycle Counting)라 한다. 본 연구에서는 SAE에서 표준화된 레인 플로우 집계를 이용하였다 [3].

3. 틸트 로터 무인항공기의 피로하중 스펙트럼 산출

스마트 무인 항공기 표준임무의 기동 segment를 작성한 후 FELIX/28 과 TWIST를 이용하여 하중 스펙트럼을 생성한다. 스마트 무인항공기의 경우 총 예상수명이 800 회 비행으로 설계되어졌다. 본 연구에서는 200 회 비행을 한 수명블록으로 설정하여 피로 하중 스펙트럼을 생성 하였다. 블록하중을 구성하기 위하여 이, 착륙 하중 스펙트럼은 FELIX/28을 이용해 각각 200회를 생성하고 돌풍하중을 고려한 순항시의 하중 스펙트럼은 TWIST를 통해 200회 비행에 대한 하중 스펙트럼을 구현한다.

FELIX/28 하중 스펙트럼과 TWIST 하중 스펙트럼은 FELIX/28에 의한 하중이 천이과정을 끝내고 순항되는 부분에 대한 평균 또는 착륙을 위해 천이 과정이 시작되는 부분에 대한 평균 하중을 기준으로 TWIST 하중 스펙트럼과 융화되어지도록 한다. 즉 TWIST에 의해 구해진 스펙트럼을 g-level 1을 기준으로 나타낸 후, 앞에서 구한 평균 하중을 곱해 하중을 구한다. 이는 $\frac{S}{S_{flight}}$ 에 의해 무차원화 된 TWIST 하중 레벨에 S_m 값을 곱해 S 값이 구해짐을 나타낸다. 이와 같은 진행을 위해 먼저 FELIX/28 에서 forward flight 부분의 평균값을 구해보면 진폭의 양 끝 값은 각각 2.571g 와 0.857g 가 된다. 따라서 평균값은 1.714로 구해진다. 이 값 1.714를 1-g 기준으로 진동하는 TWIST 하중 레벨에 곱해 FELIX/28 하중 스펙트럼과 동기화시킨다.

3.1 이륙

FELIX/28 에 의해 구해진 1회 비행 시의 이륙 하중 스펙트럼을 g-level unit 으로 나타내었다. 하중점 수는 379개이며 200번 비행이므로 총 75,800개가 된다.

3.2 착륙

FELIX/28 에 의해 구해진 1회 비행 시의 착륙 하중 스펙트럼을 g-level unit 으로 나타내었다. 하중점 수는 332개이며 200번 비행이므로 총 66,400개가 될 것이다.

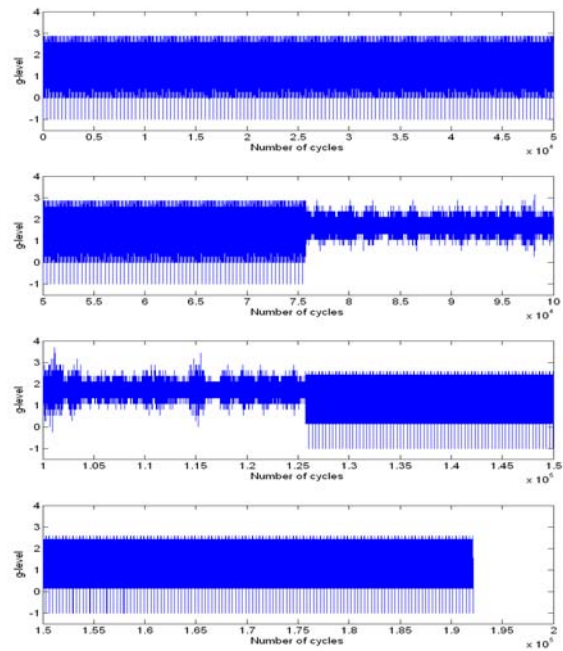


Fig. 3 Load spectrum for 200 flights

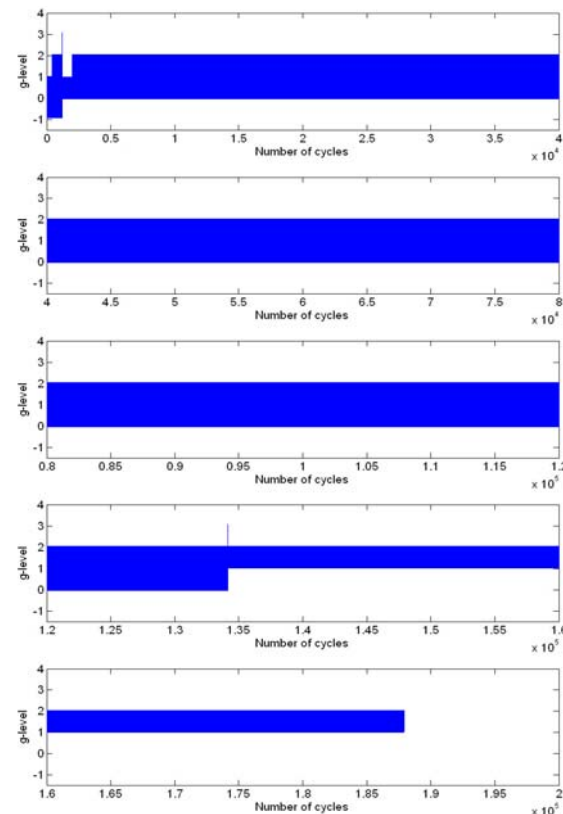


Fig. 4 Load spectrum by rainflow counting

3.3 순항

한 수명블록을 200번 비행으로 결정하였으므로 순항에 대한 하중 스펙트럼은 TWIST를 이용하여 1번부터 200번까지의 비행을 나타낸다. 총 하중 점 수는 44,460개이고 최대 D 타입부터 최소 J까지의 비행 타입을 갖는다.

3.4 Emergency

총 비행시간 300분에서 비상 상황에 대한 예비 시간은 30분이다. 이는 전체 비행시간의 약 10%를 차지하고 있다. 따라서 한 수명블록 200번 비행에 대해서 10% 인 20회 비행을 Emergency 상황에 대한 하중으로 간주하여 추가한다. 이에 따른 하중 스펙트럼은 TWIST를 이용해 1번부터 20번까지의 비행으로 5,470개의 하중점 수를 갖게 된다. 또한 이 하중스펙트럼은 최대 G부터 최소 J까지의 비행 타입을 포함한다.

3.5 총 하중 스펙트럼

한 수명블록 200번 비행에 대한 총 하중 스펙트럼은 Fig. 2에 나타나있으며 Fig. 3에서는 Rainflow counting을 통해서 재생성한 하중 스펙트럼을 보여준다. Fig. 2은 전체를 4등분하여 표현한 그래프이며 Fig. 3는 전체를 5등분한 그래프이다. 두 피로 하중스펙트럼은 회전익에 대한 이륙과 착륙, 고정익에 대한 순항과 Emergency 가 모두 포함되어있다. Fig. 2에서 사용된 총 하중점 수는 192,130개이고 Fig. 3에서 사용된 총 하중점 수는 187,930개로 4,200개의 하중점이 감소되었음을 알 수 있다.

4. 크리깅을 적용한 피로해석 절차

본 논문에서는 응력-수명 방법을 적용하여 피로해석을 수행하였다. 응력-수명방법은 작용 응력이 재료의 탄성 영역 내에 주로 있고, 그 결과로 인하여 수명이 긴 경우(high cycle)에 적용되는 기법으로써 응력의 진폭이 피로수명 계산에 사용된다. 이 방법은 작용변형률이 뚜렷한 소성성분을 갖고 이로 인하여 피로수명이 낮은 경우(low cycle)에서는 잘 적용되지 않는다.

일반적인 구조물의 피로해석 절차는 S-N Curve 생성, 피로하중 스펙트럼 생성, 그리고 누적손상 해석 등의 크게 세 영역으로 구분할 수 있다.

4.1 크리깅을 적용한 S-N Curve 생성

첫 번째 영역은 실험을 통해 재료의 S-N 데이터를 획득하고, 이 데이터를 바탕으로 재료의 전체 수명 곡선(S-N curve)을 구하는 것이다. 일반적으로 전체 수명 곡선은 다음의 식으로 구해진다.

$$\sigma_a = C_0(N_f)^{C_1} \quad (1)$$

여기서 C_0 와 C_1 은 실험데이터로부터 추정되는 재료상수(material constant)이다.

본 논문에서는 재료의 전체 수명 곡선을 만들기 위해 식(1)과 같은 일반적인 방법이 아닌 크리깅(Kriging)을 적용하였다. 크리깅은 근사모형을 만드는 한 방법으로 반응표면법과 같은 다른 방법보다 비선형성이 강한 문제에 보다 정확한 근사모형을 구현한다고 알려져 있다.

크리깅은 다음과 같은 선형모형(linear model)과 잔차(depature)의 합으로 표현된다.

$$y(x) = f(x) + Z(x) \quad (2)$$

여기서 $y(x)$ 는 우리가 알고자 하는 함수이며, $f(x)$ 는 주어진 실험 데이터를 이용해서 구할 수 있는 전역모형(global model)이다. 또한 $Z(x)$ 는 전역모형로부터 나온 지역적 편차를 생성하여 추출된 데이터 점을 보간하게 된다. 이때 $Z(x)$ 의 공분산(covariance)은 다음과 같이 정의된다.

$$Cov[Z(x^i), Z(x^j)] = \sigma^2 R[R(x^i, x^j)] \quad (3)$$

여기서 σ^2 은 $Z(x)$ 의 분산이며, R 은 상관행렬(correlation matrix), $R(x^i, x^j)$ 는 n개의 실험점 중에서 임의의 두 점 사이의 상관함수이다. 이때의 상관함수는 설계자에 의해서 경험적인 방법으로 결정되며, 어떠한 함수를 사용하느냐에 따라 얼마나 유연하게 실험점을 보간 해 주는가가 결정된다. 다음으로 실제모형 $y(x)$ 와 오차를 최소화 시키는 $\hat{y}(x)$ 가 크리깅 메타모형이 된다.

$$\hat{y} = \hat{\beta} + \gamma^T(x)R^{-1}(y - \hat{\beta}f) \quad (4)$$

여기서 $\hat{\beta} = (f'R^{-1}f)^{-1}f'R^{-1}y$ 은 β 의 일반화된

추정량이며, 식(4)의 우변에 있는 두 항은 상호 연관되지 않으며, 일반화된 최소제곱 예측값을 얻은 다음 회귀모형이 없는 것처럼 잔차를 보간하게 된다. 그리고 실제 함수의 분산에 해당하는 σ^2 에 대한 추정량은 식(5)와 같다.

$$\hat{\sigma}^2 = 1/n(y - f\hat{\beta})R^{-1}(y - f\hat{\beta}) \quad (5)$$

$\gamma(x)$ 는 관측된 지점과 추정하려는 지점에서의 반응값 사이에서의 상관벡터(correlation vector)이며 f 는 길이가 표본의 수이고 모든 요소가 1인 벡터를 의미하고, y 는 표본에서의 반응들로 이루어진 벡터이다. 마지막으로 상관매개변수 θ_k 는 다음의 수식을 최대화함으로서 결정된다.

$$-(\det R)^{\frac{1}{n}} \hat{\sigma}^2 \quad (6)$$

여기서 \det 는 행렬식을 의미하며, n 은 표본의 수, 즉 실험점의 수이다. 본 연구에서는 최적의 크리깅 모델을 구성하기 위해 이산변수에 대한 최적화에 사용되는 simulated annealing을 이용하여 식(6)를 최대화하는 θ_k 를 구하였다[4-5].

4.2 구조물의 누적손상 해석

두 번째 영역으로는 구조물의 피로하중 스펙트럼 생성이다. 본 논문의 틸트 로터 무인항공기의 피로하중 스펙트럼은 2장과 3장에서 자세히 설명하였다. 마지막 세 번째 영역은 피로해석 대상 구조물의 정해석과 이를 바탕으로 피로하중 스펙트럼과 S-N Curve를 이용하여 누적손상을 계산하는 것이다.

실험을 통해 구해진 S-N Curve는 일반적으로 평균응력이 0인 조건하에 응력진폭에 따라 나타나는 수명이다. 이를 실제 구조물의 다양한 응력진폭을 갖는 하중 스펙트럼에 적용하기 위하여 평균응력을 고려한다. 본 연구에서는 다양한 평균응력 효과를 고려하는 방법 중에서 식(7)의 Goodman 식을 적용하였다.

$$\text{Goodman(England, 1899)} : \frac{\sigma_a}{S_e} + \frac{\sigma_m}{S_u} = 1 \quad (7)$$

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2}, \quad \sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2}$$

여기서 σ_a 는 응력진폭(stress amplitude), σ_m 은 평균응력(mean stress), S_u 는 재료의 인장강도(ultimate strength)를 나타낸다. S_e 는 교번응력(endurance stress)으로 구하고자 하는 값이다.

피로하중 스펙트럼의 각각의 하중 level에 해당하는 손상을 누적하기 위하여 다양한 누적손상 법칙이 사용되고 있다. 이 중에서 가장 기본적인며 널리 사용되고 있는 선형 마이너 법칙(linear Miner's rule)을 적용하였다.

$$\sum D_i = \frac{n_i}{N_i} \quad (8)$$

여기서 n_i 는 각각의 응력 수준(stress level) 반복 횟수이고, N_i 는 각각 응력 수준에서의 수명으로 S-N Curve에서 구해진다. D 는 피로 손상을 나타내며 $\sum D_i = 1$ 일 때 구조물이 파괴된다[6].

5. 무인항공기 플래퍼론 연결부의 피로해석

플래퍼론 연결부는 무인항공기의 날개와 플래퍼론을 연결해주는 구조로 날개 해석 시에 응력이 집중되는 위치 중 하나이다. 본 연구에서 틸트 로터 무인항공기의 왼쪽 날개를 모델링하였고 NASTRAN을 이용하여 구조해석을 수행하였다.

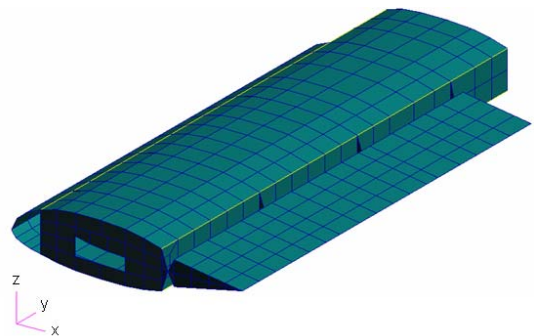


Fig. 4 UAV wing model

하중은 중력 가속도로 3g을 부여하였다. 날개의 대부분 구조는 graphite/epoxy로 되어있으며, 플래퍼론 연결부는 알루미늄 6061-T6 재료로 되어있다. 알루미늄 6061-T6의 탄성계수(E)는 69 GPa, poisson's ratio는 0.33, 인장강도(ultimate strength)는 310 MPa을 사용하였다. 무인 항공기

의 유한요소 모델이 Fig. 5에 나타나 있으며, 구조해석 결과 얻어진 플래퍼론 연결부의 응력은 224 MPa로 나타났다.

5.1 피로해석 결과

틸트 로터 무인항공기의 설계 수명은 5시간 800회 비행으로 총 4,000 시간으로 설정되어있다. 본 연구의 플래퍼론 연결부의 피로 해석 결과 설계 수명 사이클에서 누적손상이 0.688로 나타났으며 MSC/Fatigue에 의한 피로해석 결과는 0.666으로 나타났다.

본 연구에 제안한 크리깅을 이용한 피로해석 방법에 의한 결과와 상용 피로해석 프로그램인 MSC/Fatigue에 의한 결과를 비교해 보면 큰 차이가 없음을 알 수 있다. 이것은 기존의 S-N Curve 생성 방법을 크리깅 모델로 대체한 방법도 신뢰할 수 있음을 알 수 있다. 또한, 기존의 방법은 실험값을 사용하지 않고 실험값을 통해 얻어진 근사식에 의해서 수명을 예측하는데 크리깅을 적용한 방법은 실제 실험값에 해당하는 응력과 수명은 실험값을 직접 사용하며 실험값 이외의 영역에서는 크리깅에 의해서 구현된 근사 함수를 통해 수명을 예측 할 수 있다는 장점을 지닌다. 최적화 결과는 Table 1에 나타나있다.

Table 1 Fatigue analysis result

		Damage	Life (h)
Goodman	Applied method	0.688	5,816
	MSC/Fatigue	0.692	5,781

6. 결 론

본 연구에서는 틸트 로터 무인항공기의 피로하중 스펙트럼을 헬리콥터의 피로하중 스펙트럼 생성 프로그램인 FELIX/28와 고정익 피로하중 스펙트럼 생성 프로그램인 TWIST를 이용하여 생성하였다. 또한, 생성된 피로하중 스펙트럼을 이용하여 무인항공기 날개의 플래퍼론 열결부에 대한 피로해석을 수행하였다. 피로해석 시에 재료의 실험 S-N 데이터를 재료의 전체 영역에 대한 S-N curve 생성을 위하여 기존의 방법대신 크리깅 메타모델 (Kriging metamodel)을 이용하였다.

본 연구에서 구성한 피로해석 프로그램의 신뢰성 및 효용성을 확인하기 위하여 MSC/Fatigue 상용 프로그램의 피로해석 결과와 비교하였으며, 그 결과 크리깅을 적용한 피로해석 방법의 효용성 및 신뢰성을 확인 할 수 있었다.

후 기

본 연구는 스마트 무인기 기술 개발 사업단 및 한국형 헬기 민군겸용 구성품개발사업의 지원으로 이루어졌으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Edwards, P. R. and Darts, J., 1984, *Standardized Fatigue Loading Sequence for Helicopter Rotors (Helix and Felix)*, NLR TR 84043 U, Part 1 and 2.
- (2) Jonge, J. B., SCHUTZ, D., LOWAK, H. and SCHIJVE, J., 1973, *Standardized Load Sequence for Flight Simulation Tests on Transport Aircraft Wing Structures*, Amsterdam, The Netherlands, LBF-BERICHT F106, NLR TR 73029 U.
- (3) Richard, C. R., 1997, *SAE Fatigue Design Handbook*, Third edition, SAE.
- (4) Sacks, J., Welch, W. J., Mitchell, T. J. and Wynn, H. P., 1989, "Design and Analysis of Computer Experiments," *Statistical Science*, Vol. 4, pp. 409~435.
- (5) Simpson, T. W., Mauery, T. M., Korte, J. J. and Mistree, F., 1998, "Comparison of Response Surface and Kriging Models for Multidisciplinary Design Optimization," *7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis & Optimization*, Vol.1, pp. 381~391.
- (6) Miner, M. A., 1945, "Cumulative Damage in Fatigue," *J. Appl. Mech.*, 12:A159-A164.
- (7) Bannantine, J. A., 1989, *A Variable Amplitude Multiaxial Fatigue Life Prediction Method*, Fracture Control Program Report No. 151, College of Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign.
- (8) Bannantine, J. A., Comer, J. J. and Handrock, J. L., 1990, *Fundamentals of Metal Fatigue Analysis*, Prentice Hall.