

論文

강도저하모델을 이용한 다목적헬리콥터용 복합제로터깃 피로수명예측

권정호*, 서창원**

Prediction of Fatigue Life for Composite Rotor Blade of Multipurpose Helicopter Using Strength Degradation Model

J. H. Kwon*, C. W. Seo**

ABSTRACT

The predictions of residual strength evolution and fatigue life of full scale composite rotor blade for multipurpose helicopter were studied using a strength degradation model. Flight-by-flight load spectrum was developed on the basis of FELIX standard spectrum data. The laminated structural analysis was also performed to obtain corresponding local stress and/or strain spectra for each ply of laminate skin and glass roving spar structures around the blade root where fatigue damage was severely anticipated.

초 록

다목적헬리콥터용으로 설계된 복합재 무한지 로터깃에 대하여 강도저하모델을 활용하여 비행모사 하중스펙트럼에 따라 피로파손 확률분포와 잔여강도 변화거동을 해석하여 피로수명을 예측하였다. 이때 작용하는 피로하중은 실제 헬리콥터 운용상태를 모사하는 무한지 로터깃의 표준하중스펙트럼인 FELIX 데이터로부터 비행 대 비행 하중스펙트럼을 구성하였고 피로손상이 가장 극심하게 예상되는 깃뿌리 부근의 국부응력스펙트럼은 스킨과 스파의 적층구조해석을 수행함으로써 구하였다.

1. 서 론

고속으로 회전하는 헬리콥터 로터깃은 주기적인 공력하중으로 극심한 피로하중을 받게 되고 구조적 안전성을 위해 고려해야 할 주요한 설계해석 과제 중 하나는 비행 대 비행 하중스펙트럼하에서 피로강도 평가와 피로수명 예측을 수행해야 하는 것이다. 최근 복합재를 활용한 무한지 로터깃의 사용이 일반화되면서 비행성능 향상과 더불어 구조적 경량화와 안전성에 많은 향상을 가져오게 되었다. 그러나 복합재료의 피로손상은 모재균열, 층간분리, 탈적층

및 섬유파단 등의 상호작용에 의한 매우 복잡한 피로파괴 거동을 보이므로 신뢰성이 요구되는 구조에는 비교적 큰 안전율을 적용하게 된다. 따라서 높은 하중을 받는 부재의 경우 필요이상으로 무겁고 과도하게 설계되는 경우가 많은데 이러한 설계상의 문제를 해소하고자 복합재구조의 피로하중에 대한 피로강도 예측과 피로수명 평가를 위한 많은 방법들이 제시되어 왔다.

복합재 구조의 피로강도와 수명 평가방법은 크게 역학적 모델과 현상론적 모델로 나눌 수 있다. 전자의 경우 손상의 진전을 설명하는데 최소의 피로물성 시험자료로부터

* 울산대학교 수송시스템공학부(항공우주공학전공), 교신저자(E-mail:jhkwn@uou.ulsan.ac.kr)

** 울산대학교 대학원 항공우주공학과

결과를 얻어낼 수 있는 장점이 있으나 복잡한 거동식을 사용하고 단순한 피로하중 사이클에만 적용될 수 있는 단점이 있다. 반면 후자는 비교적 많은 물성시험 결과가 요구되지만 정확한 피로잔여강도를 예측할 수 있고 스펙트럼 형태의 피로하중이 작용되는 실제 항공기구조에 적용하기가 용이하다는 장점이 있다[1-3]. 복합재의 잔여강도저하모델에 대한 연구는 Halpin[4]등에 의하여 처음 제안되었다. 이들은 복합재료의 손상과정을 금속과 같이 균열의 진전에 의한 것으로 가정하고, 반복하중의 함수로써 잔여강도 식을 표현했다. 이후 Broutman과 Shau[5]는 피로하중 사이클의 함수로서 잔여강도에 대한 선형방정식을 제안하였고 Han과 Kim[6]은 잔여강도가 멱함수에 반비례한다고 가정하여 비선형 잔여강도 저하식을 제안하였다. 그들은 잔여강도저하식과 정하중강도 분포로부터 피로수명이 Weibull 분포[7]로 나타낼 수 있음을 보였다. 특히 Yang 등[8,9]은 일련의 연구에서 복합재료의 잔류강도가 가해진 반복하중 사이클에 대하여 거의 단조감소한다는 결론을 얻었고 일정진폭하중하의 인장-인장 및 인장-압축 피로하중을 받는 복합재료의 피로수명을 예측할 수 있는 이론을 정립하였다. 이 이론은 피로시험에 필요한 많은 실험량을 감소시켰으며 Radhkrishman 등 [10]에 의하여 이 모델의 적용성이 검토되었다. 이후 Chou 등 [11]은 Hahn과 Yang의 이론을 기초로 피로하중 사이클이 증가함에 따라 초기에는 잔여강도가 서서히 단조감소하는 저하모델과 피로수명에 근접되면 급격히 감소하여 파괴되는 급격파손모델(sudden death model)을 병행하여 제안하였다.

본 연구에서는 다목적 헬리콥터용으로 설계된 복합재료터짓의 피로강도와 피로수명을 평가하기 위하여 무한지로터짓의 표준하중스펙트럼인 FELIX[12,13]데이터를 활용하여 로터짓의 비행 대 비행 하중스펙트럼을 산출하고 적층판해석[14]을 통하여 가장 극심한 피로손상누적이 예상되는 깃뿌리 부근에 대한 국부응력 스펙트럼을 산출하였다. 그리고 잔여강도저하모델을 사용하여 피로손상이 가장 크게 나타나는 깃뿌리 부위에 대한 잔여강도의 변화거동과 피로수명의 확률적 분포를 계산하였다. 이때 잔여강도저하모델 파라미터의 산출은 최우추정법(maximum likelihood method)을 사용하였고 피로하중스펙트럼에서의 파라미터들은 Schaff[15]등에 의해 제시된 master diagram 기법과 수정 Goodman 관계식[16]을 사용하여 결정하였다.

2. 잔여강도저하모델에서의 피로강도 및 피로파손확률분포

잔여강도저하모델의 기본적인 가정은 “잔여강도가 하중사이클에 따라 단조감소하여 최대작용하중값에 도달했을 때 파괴가 일어난다”는 것이다. Shaff 등[15]은 환경적인 요인과 작용 하중사이클주파수의 영향(frequency-based effect)을 무시한다면 일정진폭하중에서 잔여강도 R 은 피로하중 사이클수 n 의 함수로 다음 관계식과 같이 표현하였다.

$$R(n) = R_0 - (R_0 - S_p) \left(\frac{n}{N} \right)^{\nu} \quad (1)$$

단, R_0 는 정하중강도, S_p 는 사이클하중의 peak응력, ν 는 강도저하파라미터(strength degradation parameter), N 은 피로수명 하중사이클수 이다. 피로수명과 잔여강도는 보통 Weibull 확률분포[7]로 나타내는데 여기서 2개 파라미터 Weibull 분포식을 사용하면 잔여강도확률분포는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$P[\bar{R}(n) \leq S_p] = 1 - \exp \left[- \left(\frac{S_p}{R_0 - (R_0 - S_p) \left(\frac{n}{N} \right)^{\nu}} \right)^{B_f(n)} \right] \quad (2)$$

여기서 잔여강도, 정하중강도, 피로수명에 대한 Weibull 확률분포를 각각 $\bar{R}(n)$, \bar{R}_0 , \bar{N} 로 표기한다. 그리고 확률분포 형상파라미터(shape parameter) $B_f(n)$ 의 초기값은 정하중강도의 값 B_s 로 취하고 최소한계값은 피로수명의 확률분포 형상 파라미터값인 B_l 로 취하여 그 사이를 선형적으로 감소한다고 가정하여 아래와 같이 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} B_f(n) &= B_s - (B_s - B_l) \frac{n}{N} \quad (n < N \text{ 인 경우}) \\ B_f(n) &= B_l \quad (n \geq N \text{ 인 경우}) \end{aligned} \quad (3)$$

또한 강도저하 파라미터의 결정은 이론적 파손확률식과 피로시험을 통하여 얻어진 파손확률분포를 비교하여 최적값으로 결정하게 된다.

하중스펙트럼 하에서 잔여강도저하모델 : 진폭이 다른 하중사이클 시그먼트가 불규칙하게 작용하는 비행 대 비행 하중스펙트럼의 경우 위의 일정진폭하중 관계식으로부터 유효하중사이클수(effective number of cycles) 개념을 도입하여 잔여강도를 다음과 같이 나타낼 수 있다. 즉, j 번째 하중시그먼트의 i 번째 하중사이클에서 잔여강도는,

$$R\left(\sum_{i=1}^j n_i\right) = R_0 - (R_0 - S_{p_j}) \left(\frac{n_{eff_j} + n_j}{N_j}\right)^{\nu_j} \quad (4)$$

$$\text{단, } n_{eff_j} = N_j \left[\frac{R_0 - R\left(\sum_{i=1}^{j-1} n_i\right)}{R_0 - S_{p_j}} \right]^{1/\nu_j} \quad (5)$$

그리고 임의의 변동하중에 대한 파손확률은 "tracking" 기법을 적용하여 앞의 식 (2)를 일반화시킴으로써 파손확률분포는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$P\left[\overline{R}\left(\sum_{i=1}^j n_i\right) \leq S_j\right] = 1 - \exp\left[-\left(\frac{S_j}{R\left(\sum_{i=1}^j n_i\right)}\right)^{B_f(n_j)}\right] \quad (6)$$

이때 확률분포 형상파라미터, $B_{f_i}(n)$ 는,

i) $B_{f_j} < B_{f_{j-1}}(n_{j-1})$ 이면

$$B_{f_j}(n) = B_s - \sum_{i=1}^{j-1} (B_s - B_{f_i}) \frac{n_i}{N_i} - (B_s - B_{f_j}) \left(\frac{n}{N_j}\right)$$

ii) $B_{f_j} < B_{f_{j-1}}(n_{j-1})$ 이고 $B_{f_i}(n) \leq B_{f_i}$ 이면

$$B_{f_j}(n) = B_{f_j}$$

iii) $B_{f_j} \geq B_{f_{j-1}}(n_{j-1})$ 이면

$$B_{f_j}(n) = B_{f_{j-1}}(n_{j-1})$$

여기서 j 는 현재 하중시그먼트, n 은 현재 하중시그먼트 내에서의 하중사이클수, $B_{f_j}(n)$ 은 현재 잔여강도분포 형상 파라미터, $B_{f_k}(n_k)$ 는 k 번째 하중시그먼트에 대한 형상파라미터, B_{f_k} 는 k 번째 하중시그먼트에 대한 피로수명분포 형상 파라미터를 각각 나타낸다.

하중스펙트럼에 대한 모델변수 결정 : 변동하중스펙트럼에서는 각 하중시그먼트별로 상응한 피로수명 사이클수 N_i , 피로수명 확률분포 형상파라미터 B_{f_i} , 강도저하 파라미터 ν_i 를 결정하여야 한다. 이러한 파라미터들의 결정은 일

련의 정하중 및 피로시험 데이터로부터 얻어지는 master diagram 데이터의 보간을 통하여 얻게 된다. 이때 Weibull 분포 특성자료를 얻기 위해 최소한 5회 이상의 시험데이터가 요구되며 피로수명 물성데이터는 적용하게 될 하중스펙트럼의 형태에 따라 최소 세가지 이상의 서로 다른 응력비 R 에 대해 일정진폭 피로수명시험(S-N시험)데이터가 요구된다. 하중스펙트럼상의 임의의 평균응력과 응력진폭에 대한 피로수명 N 을 결정하기 위해 Weibull분포에 의한 파손확률에 따라 얻어진 S-N곡선을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$S_a = A_k \log N + B_k \quad (7)$$

여기서, S_a 는 응력진폭, A_k 는 응력비에 대한 S-N곡선 기울기, N 은 피로수명 scale 파라미터, B_k 는 S-N 곡선의 응력진폭축 절편값을 각각 나타낸다. 주어진 응력비에 대해 각각 최소 3개의 서로 다른 진폭값으로 피로시험을 수행하여 3개씩의 상수 A_k 와 B_k 값을 얻게 된다. 최소자승 오차법에 의한 선형화로 이 상수들의 단일값을 얻음으로써 주어진 응력비에서 임의의 하중진폭에 대한 피로수명 N 을 결정한다. 이때 하중스펙트럼상의 변동하중진폭에 대한 N 의 결정은 수정 Goodman관계식[16]을 사용하여 구할 수 있다. 그리고 하중스펙트럼상의 임의의 하중사이클에 대한 강도저하파라미터 ν 와 피로수명 확률분포 형상파라미터 B_f 의 결정에 대해서도 앞에서의 피로수명 N 의 결정과 유사한 방법으로 수행한다. 즉, 피로수명 물성시험 결과로부터 각기 다른 응력비와 진폭에 대한 ν 와 B_f 를 얻어낼 수 있고 최소자승오차법을 통하여 식 (7)과 유사한 선형식 관계를 얻게 되고 하중스펙트럼상의 임의 하중사이클에 대한 ν 와 B_f 값은 결정된 선형식에서 보간법을 사용하여 구하게 된다. 이렇게 하중스펙트럼의 모든 하중시그먼트에 대한 모델변수를 얻을 수 있고 이것으로부터 각 하중사이클마다 잔여강도와 파손확률 계산을 수행할 수 있다.

하중사이클 구성(cycle mix)의 영향 : 여러가지 진폭의 하중시그먼트가 하중사이클수는 동일하더라도 구성 상태가 다를 때 복합재구조의 손상누적과 잔여강도의 변화가동이는 다른 것으로 알려지고 있다. 이러한 하중사이클구성의 영향을 고려하기 위하여 참고문헌[17]에서 제시한 다음의 사이클구성계수를 도입하여 평균하중이 증가하는 하중시그먼트가 올 때 추가적인 강도저하를 계산하게 된다. 즉,

$$CM = C_m R_0 \left[\frac{\Delta S_{mn}}{R(n)} \right]^{(\Delta S_p / \Delta S_{mn})^2} \quad (8)$$

단, ΔS_p : peak 응력의 변화량,
 ΔS_{mn} : 평균응력(mean stress)의 변화량,
 C_m : 사이클혼합상수(cycle mix constant).

여기서 C_m 은 서로 다른 하중시그먼트 구성에 대한 피로

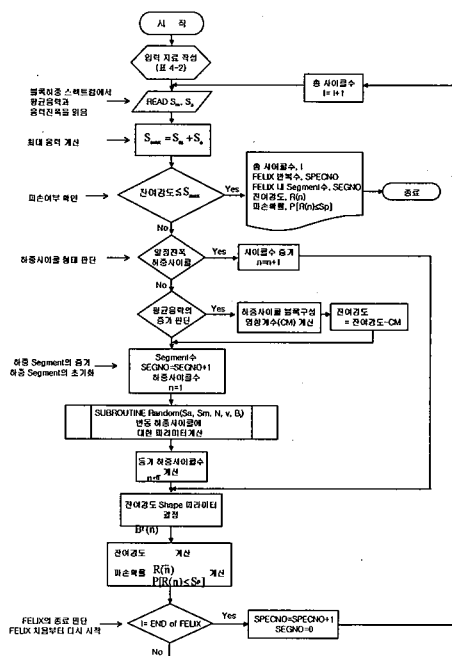


Fig. 1 Computation procedure for residual strength and fatigue failure probability.

수명 실험데이터의 비교로부터 얻어진다. 대개 하중시그먼트의 사이클수 n_i 와 피로수명 N_i 의 비가 0.001보다 작은 경우에 사이클구성계수의 영향이 크게 나타나는 것으로 알려져 있다[15].

계산절차의 전산프로그래밍 : 비행 대 비행 하중스펙트럼에서의 피로강도 및 피로수명에 대한 파손확률분포 계산과정의 흐름도를 요약하면 다음 Fig. 1과 같다. 반복 계산과정은 크게 블록스펙트럼 단위와 한 블록 내의 하중시그먼트, 그리고 한 시그먼트 내의 하중사이클에 따라 반복 계산을 하도록 프로그래밍 하였으며 피로강도 및 파손확률

Table 1 Load matrix of mission segments for FELIX

[illegible]

분포 계산에 필요한 모델변수 N , B_b , ν 의 계산은 부프로그램으로 처리하였다.

3. 무한지 로터깃의 피로하중스펙트럼 산출

로터깃의 피로수명해석을 수행하기 위하여 헬리콥터의 운용상태를 모사하는 비행하중스펙트럼이 필요하며 본 연구에서는 반강제 무한지로터깃의 표준하중스펙트럼인 FELIX 데이터를 활용하여 비행 대 비행 피로하중스펙트럼을 산출하였다. FELIX는 Westland의 Sea King과 Lynx, Sikorsky의 CH-53 D/G, MBB의 BO-105 등의 기종에 대한 운용하중을 각각의 임무비행 종류에 따라 기동비행 순서를 구성하고 통계적 처리를 통하여 표준화한 무한지깃의 하중스펙트럼이다[18]. 임무비행 종류는 민수용헬기임을 감안하여 훈련비행(Training), 운송비행(Transport), 수색구조비행(Search And Rescue)의 3가지이며 임무비행별로 세분된 비행구간의 기동 및 조종에 의한 하중발생 크기 및 빈도수가 통계적 처리를 통하여 서로 다르게 정해지게 된다. 또한 각 임무비행은 비행거리에 따라 단거리(0.75시간), 중거리(2.25시간), 장거리(3.75시간) 비행으로 구분된다. 3가지의 임무비행과 3가지의 항속거리, 즉 9종류의 서로 다른 비행에 대하여 132회 비행을 1블럭으로 하는 하중스펙트럼을 비행순서를 랜덤처리하여 얻게 된다. 그리고 각 임무비행

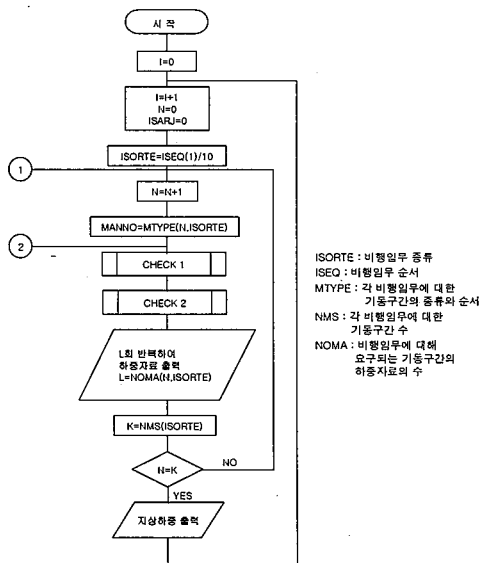


Fig. 2 Procedure for FELIX spectrum generation.

에 대한 조종 및 기동비행순서의 정의는 BO-105의 데이터로부터 Table 1에서 예시된 것과 같이 22개의 조종 및 기동비행구간으로 나누고 하중을 33단계의 무차원화된 수치로 평균하중과 하중진폭, 그리고 하중사이클수를 나타내었다.

비행 대 비행 하중스펙트럼의 산출 : 앞에서 구성된 1블럭 하중스펙트럼에 해당하는 132회의 임무비행 순서에 따라 참고문헌[12,13]에서 제시한 FELIX 데이터를 활용하여 기동 또는 조종비행 구간별로 하중스펙트럼을 구성하게 된다. Fig. 2는 1블럭 비행하중스펙트럼 산출과정을 요약하여 보여주고 있으며 Table 2는 산출된 하중스펙트럼의 연속된 하중값의 일부를 보여주고 있다.

여기서 얻은 수치는 최소 및 최대비행하중 사이를 33단

계로 구분한 무차원 하중값이며 실제 피로수명 해석과 시험에 사용할 깃뿌리 부근의 국부응력스펙트럼은 복합재 로터깃의 적층구조해석을 통하여 얻게된다. 로터깃의 설계요구 조건인 8,000비행시간의 피로수명을 평가하기 위하여 이렇게 산출된 1블럭스펙트럼을 총 48회 반복하여 해석을 수행하게 된다.

4. 피로수명 및 잔여강도 계산

4.1 복합재 깃구조 해석 및 응력스펙트럼산출

Table 2 Generated load spectrum

순서	load level	순서	load level	순서	load level	순서	load level	순서	load level
1	-28	19	4	37	4	55	24	73	8
2	60	20	64	38	60	56	48	74	64
3	4	21	0	39	4	57	36	75	8
4	60	22	60	40	60	58	64	76	64
5	4	23	4	41	4	59	8	77	8
6	60	24	60	42	60	60	64	78	64
7	4	25	4	43	4	61	8	79	8
8	60	26	60	44	64	62	75	80	72
9	4	27	4	45	0	63	0	81	0
10	60	28	60	46	60	64	68	82	68
11	4	29	4	47	4	65	4	83	4
12	60	30	60	48	60	66	64	84	64
13	4	31	4	49	4	67	8	85	8
14	60	32	60	50	72	68	68	86	68
15	4	33	4	51	24	69	4	87	4
16	60	34	60	52	72	70	68	88	68
17	4	35	4	53	24	70	4	89	4
18	60	36	60	54	72	72	64

깃스팬 방향 하중 및 모멘트분포 계산 : 계산에 사용된 로터깃은 한국항공우주산업(주)에서 다목적헬리콥터용으로 설계제작된 Fig. 3과 같이 길이 약 5,500mm의 깃끝이 swept back형의 복합재 로터깃이다[19]. 이 깃의 스킨구조

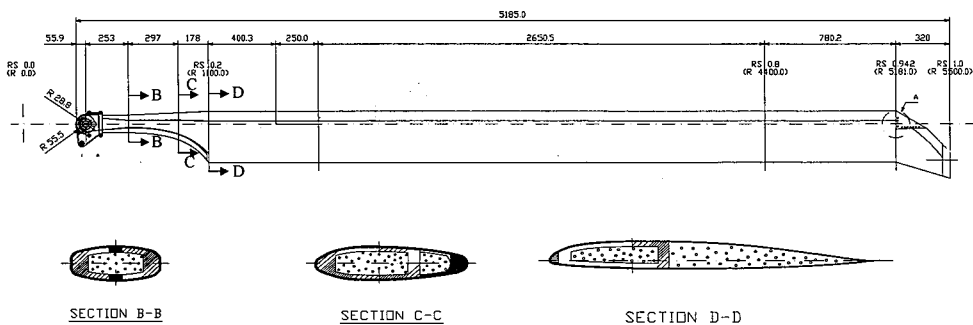


Fig. 3 Configuration of composite rotor blade[19,20].

Table 3 Input data of static material properties

구 분	복합재료 종류	물성치	비 고
정하중강도 (0°인장) (MPa)	glass Fabric/Epoxy	368.41	참고 문헌[20]
	glass Roving/Epoxy	1338.58	
B_s	glass Fabric/Epoxy	15.6	상동
	glass Roving/Epoxy	15.6	
사이클구성 영향상수, C_m	glass Fabric/Epoxy	5.38E-7	참고 문헌[15]
	glass Roving/Epoxy	5.38E-7	

Table 4 Fatigue test results under constant amplitude test[21]

	응력비	응력진폭	피로수명(Cycle)
스킨 (glass Fabric)	$R_s=-1$	$S_s=172.5$	142, 569, 4211, 19846
		$S_s=55.2$	10140000, 10500000, 12318000, 15010000
	$R_s=0$	$S_s=51.75$	1200000, 3633000, 10239000, 12000,000
		$S_s=103.5$	12544, 15064, 2024, 20274
		$S_s=155.25$	472, 527, 680, 1145
스파 (glass Roving)	$R_s=-1$	$S_s=172.5$	142, 569, 4211, 19846
		$S_s=55.2$	10140000, 10500000, 12318000, 15010000
	$R_s=0.1$	$S_s=421.65$	507, 545, 950, 992, 1057
		$S_s=301.18$	11677, 14112, 15041, 17497, 19587
		$S_s=210.826$	215532, 227800, 266060, 273459, 280479

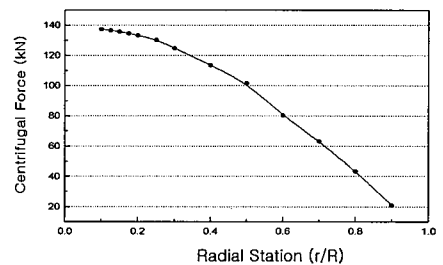
Table 5 Evaluated results of model parameters

하중비, R_s	응력진폭, S_s (MPa)	피로수명 scale 파라미터, N (cycle)	피로수명 shape 파라미터, B_1	강도저하 파라미터, v
glass Fabric/Epoxy				
$R_s=-1$	172.5	4129	0.595	0.27
	55.2	12935177	7.142	0.135
$R_s=0$	51.75	7425345	1.427	0.275
	103.5	18336	6.277	0.75
	155.25	795	2.843	1.7
glass Roving/Epoxy				
$R_s=-1$	172.5	4129	0.595	0.27
	55.2	12935177	5.5	0.135
$R_s=0.1$	421.65	897	4.2107	0.08
	301.18	16743	6.419	0.19
	210.826	269668	24.165	0.31

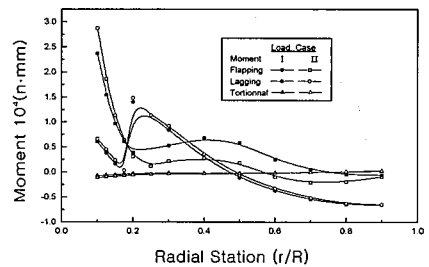
는 대부분 glass fabric을 사용하였으나 강성이 요구되는 일부부위는 carbon fabric과 hybrid 적층구조를 사용하였다. 그리고 스파구조는 높은 원심력과 굽힘하중을 감당할 수 있도록 glass roving을 사용하였고 강화섬유의 불연속을 방지

하기 위하여 filament winding공법으로 제작하였다. 로터의 운용회전속도 382rpm에서 설계최대하중 조건인 load case I (hovering condition)과 load case II(forward flight with NE speed condition)에서 깃단면에 작용하는 원심력과 플래핑, 래깅, 비틀림모멘트를 CAMRAD/JA[20]를 사용하여 계산을 수행하였고 결과는 Fig. 4에서 스펜방향 분포곡선으로 보여 주고 있다.

로터깃 적층구조 해석 및 응력스펙트럼 산출 : 피로손상누적이 가장 크게 예상되는 부위의 국부응력스펙트럼을 얻기 위하여 위에서 계산된 깃단면에 발생하는 원심력과 플래핑, 래깅, 비틀림모멘트 N_i , M_i ($i=x, y, xy$)에 의해 복합적으로 발생하는 복합재 적층판 내의 응력과 변형을



(a) Centrifugal force distribution



(b) Flapping, lagging and torsional moment distribution

Fig. 4 Centrifugal force and moment distribution.

해석을 적층판이론[14]을 사용하여 아래 Fig. 5의 순서로 계산을 수행하였다. Fig. 6은 두 load case에서 스킨과 스파의 최상하중부에서 계산된 ϵ_x , ϵ_y , ϵ_{xy} 변형율의 계산결과 중 피로손상누적에 가장 크게 영향을 주는 깃스팬 방향의 변형율 ϵ_x 의 결과를 보여주고 있다. 이 결과로부터 Radial Station 0.1과 0.2부근의 하부스킨에서 최대변형율이 나타나

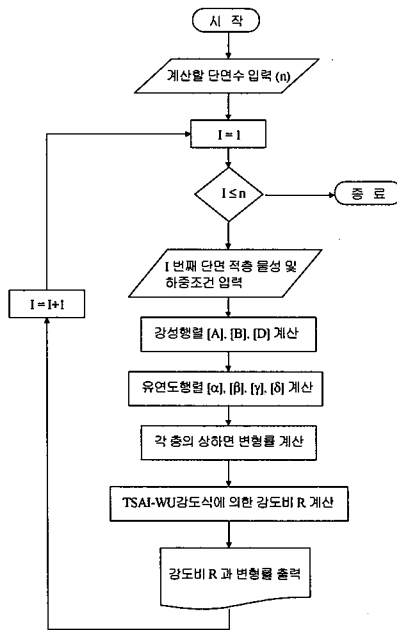
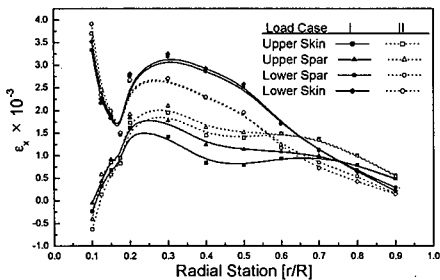
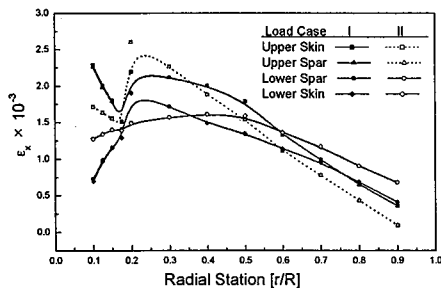


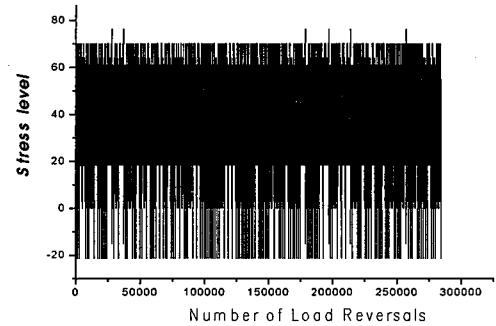
Fig. 5 Analysis procedure of laminate structure.



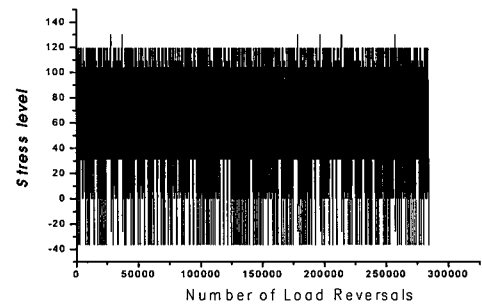
(a) Flapping moment+centrifugal force+torsional moment



(b) Lagging moment+centrifugal force+torsional moment

Fig. 6 Analysis results of strain ϵ_x under combined loads.

(a) Local stress spectrum in skin



(a) Local stress spectrum in spar force+torsional moment

Fig. 7 Illustrated local stress spectrum.

는 것을 알 수 있고 따라서 이 부위에서 손상누적이 최대 로 예상할 수 있다. 그리고 이 부위의 최대 응력스펙트럼 은 ϵ_x 가 가장 큰 전진기동비행의 하중이 되고 이때의 응 력은 응력-변형을 관계식[14]에서 구할 수 있다. 이렇게 구 한 응력값과 FELIX의 33단계 무차원 하중값의 최대치와 비교함으로써 scaling계수를 결정할 수 있는데 스킨의 경우 0.76, 스파의 경우 1.30 정도로 나타났다. 여기서 앞에서 구 한 비행하중 스펙트럼의 무차원 하중치를 곱함으로써 Fig. 7과 같이 스킨과 스파의 최상하부층의 국부응력스펙트럼을 얻을 수 있다.

4.2 초기입력 강도저하모델 변수값의 결정

로터깃 스킨 및 스파 재료에 대한 정하중강도 변수의 입력자료는 다음 Table 3과 같다. 변동하중스펙트럼의 각 응력사이클 마다 모델변수 N , ν , B , β 를 계산하기 위하여 하 중스펙트럼의 전체 하중사이클 영역을 포함하는 응력비에

대하여 각각 서로 다른 3개 이상의 응력진폭에 대한 모델 변수의 초기 입력자료가 필요하다. 계산에 사용된 스킨과 스파 복합재료에 대한 특성치는 Table 4와 같이 참고문헌 [21]에서 제시된 피로물성 시험결과를 사용하였다.

여기서 Weibull분포의 피로수명값 N 과 형상파라미터 B_i 값은 다음과 같은 최우추정법(maximum likelihood method)에 의해 결정하였다.

$$\frac{1}{B_i} = \frac{\sum_{i=1}^n X_i^{B_i} \ln X_i}{\sum_{i=1}^n X_i^{B_i}} - \frac{\sum_{i=1}^n \ln X_i}{n} \quad (9)$$

$$N = \left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i^{B_i} \right)^{1/B_i} \quad (10)$$

그리고 강도저하파라미터 v 의 결정은 앞에서 구한 N 및 B_i 값과 일정진폭하중에서의 시험결과로부터 식 (6)을 이용하여 파손확률을 직접 계산하고 적절히 v 값을 가정한 파손 확률 곡선과 비교하는 시행착오 과정을 통하여 최적의 v 값을 선택한다. 이렇게 구한 모델변수의 입력자료는 다음

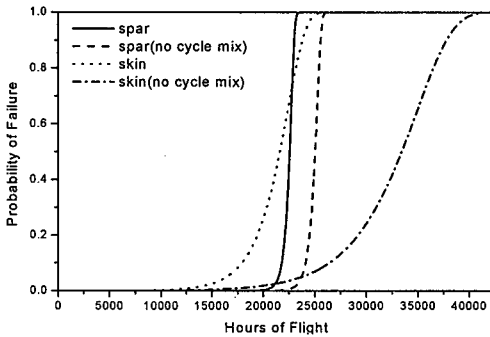


Fig. 8 Analysis results of fatigue failure probability.

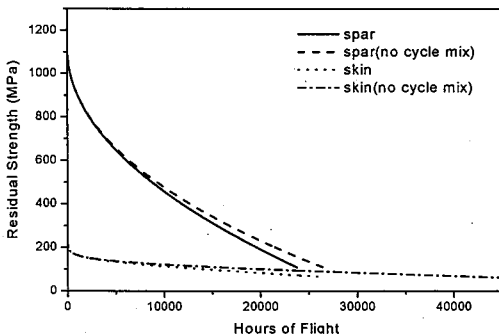


Fig. 9 Analysis results of residual strength variation.

Table 5와 같다.

4.3 계산결과

FELIX 데이터를 활용한 비행 대 비행 하중스펙트럼 하에서 잔여강도저하모델로부터 산출한 피로강도 및 피로수명 확률분포 변화거동은 각각 Fig. 8, 9와 같다. 항공기구조의 건전성 평가에는 대가 95%신뢰도에서 90% 확률값을 취하는 점을 감안하여 90% 파손확률에 대한 수명을 고려하면 스파는 사이클구성계수를 고려한 경우 23,000 비행시간 후 90%의 파손확률을 나타내었고 고려하지 않은 경우 25,600 비행시간 후 90%의 파손확률을 나타내었다. 그리고 스킨은 사이클구성계수를 고려한 경우 23,800 비행시간 후 90%의 파손확률을 나타내었고 고려하지 않은 경우 37,800 비행시간 후 90%의 파손확률을 나타내었다. 따라서 러릿의 설계 요구수명을 8,000 비행시간으로 간주할 때 각 구조부위의 수명안전율은 스파의 경우 사이클구성계수의 영향을 고려할 때와 고려하지 않을 때 각각 2.9와 3.2로 나타나 사이클구성계수 영향은 잔여강도와 피로수명을 10.1% 정도 감소시켰음을 알 수 있다. 또한 스킨의 경우는 각각 3.0과 4.7로 나타나 사이클구성계수 영향에 의한 수명안전율은 37%나 감소를 가져왔다. 그리고 잔여강도에서 사이클구성계수에 의한 영향은 스파의 경우 10,000 비행시간 후 정하중강도의 1.78%차이를 보였고 20,000 비행시간 후 3.58%차이를 보였고 스킨의 경우는 10,000 비행시간 후 정하중강도의 1.86% 차이를 보였고 20,000 비행시간 후 4.19% 차이를 보였다. 이로 미루어보아 사이클구성계수의 영향은 비행시간이 증가됨에 따라 잔여강도와 피로수명 확률분포에 누적되어 나타남을 알 수 있다. 따라서 스펙트럼 형태의 불규칙 변동하중 하에서 피로수명 평가는 피로물성시험으로부터 얻는 강도저하모델 파라미터값 뿐만 아니라 하중사이클 구성에 대한 영향을 정확히 고려하기 위한 재료의 실험적 상수값 결정이 매우 중요함을 알 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 다목적헬리콥터용으로 설계제작된 고성능 복합재료러릿에 대하여 무한지러릿의 표준하중스펙트럼인 FELIX 데이터를 사용하여 피로수명을 예측하였다. 여기서는 잔여강도 저하모델을 활용하여 비행시간에 따른 잔여피로강도와 피로수명에 대한 Weibull확률분포 변화거동을 해석하였다. 해석결과 설계수명 8,000비행시간에 대하여 스파와 스킨구조의 수명안전율이 각각 2.9와 3.0으로 나타

나 모두 요구수명을 만족하는 것으로 나타났다. 이때 하중 스펙트럼 상의 하중사이클 구성의 영향이 피로수명에 큰 영향을 나타내었고 특히 스킨의 경우는 37%의 수명감소를 가져옴에 비추어 사이클구성계수에 대한 재료의 실험적 특성치가 해석결과에 매우 중요함을 알 수 있다. 또한 잔여 강도 저하모델은 역학적 모델과는 달리 최소한의 피로물성 시험 결과를 기초로 복합재 구조물의 피로강도와 수명을 평가하므로 매우 효율적으로 신뢰성이 높은 해석결과를 얻을 수 있다.

후 기

본 연구는 산자부에서 지원하는 2000-2001년도 산업기반 기술개발사업의 위탁연구로 수행된 내용의 일부임을 밝힘니다.

참고문헌

- 1) McLaughlin P. and Kulkarni S. V. and Huang S. N. and Walter R. B., "Fatigue of Notched Fiber Composite Laminates-Part I: Analytical Model," *NASA-CR-132747*, 1975, pp. 15-75.
- 2) Talreja R., "Fatigue of Composite Materials," Technical University of Denmark, Ph.D. Thesis, 1985.
- 3) Timmer J. S. and Hahn H. T., "The Effect of Preloading on Fatigue Damage in Composites," *18th Annual Mechanics of Composites Review*, 1993, pp. 144-153.
- 4) Halpin J. C., Johnson T. A. and Waddoups M.E., "Kinetic Fracture Models and Structural Reliability," *International Journal of Fracture Mechanics*, Vol. 8, 1970, pp. 465-472.
- 5) Broutman L. T and Shau S., "a New Theory to Predict Cumulative Fatigue Damage in Fiberglass Reinforced Plastics," *Composite Materials : Test and Design, ASTM STP 497*, 1972, pp. 170-188.
- 6) Hahn H. T. and Kim R. Y., "Proof Testing of Composite Materials," *Journal of Composite Materials*, Vol 9, 1975, pp. 297-311.
- 7) Weibull W. and Weibull G. W., "New Aspects and Methods of Statistical Analysis of Test Data with Special Reference to the Normal, the Nonnormal, and the Weibull Distributions," *FOA Report D 20045-DB, Stockholm: Defense Research Institute*, 1977, pp. 2-12.
- 8) Yang J. N. and Liu M. K., "Residual Strength Degradation Model and Theory of Periodic Proof Tests for Graphite/Epoxy Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 11, 1977, pp. 176-203.
- 9) Yang J. N., "Fatigue and Residual Strength Degradation for Graphite/Epoxy Composites Under Tension-Compression Cyclic Loadings," *Journal of Composite Materials*, Vol. 12, 1978, pp. 19-39.
- 10) Radhakrishnan K., "Fatigue and Reliability Evaluation of Unnotched Carbon Epoxy Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 18, 1984, pp. 21-31.
- 11) Chou P. C. and Croman R., "Residual Strength in Fatigue Based on the Strength-Life Equal Rank Assumption," *Journal of Composite Materials*, Vol. 12, 1978, pp. 177-194.
- 12) Edwards P. R. and Darts J., "Standardized Fatigue Loading Sequences for Helicopter Rotors - Part I: Background and Fatigue Evaluation," *NLR TR 84043 U, National Aerospace Lab. Amsterdam*, 1984.
- 13) Edwards P. R. and Darts J., "Standardized Fatigue Loading Sequences for Helicopter Rotors - Part II: Background and Fatigue Evaluation," *NLR TR 84043 U, National Aerospace Lab. Amsterdam*, 1984.
- 14) Jones R. M., "Mechanics of Composite Materials," *Hemisphere Publishing Corp. New York*, 1975.
- 15) Schaff J. R. and Davidson B. D., "Life Prediction Methodology for Composite Structures. Part I, II," *Journal of Composite Materials*, Vol 31, 1997, pp132-181
- 16) Goodman J., *Mechanics Applied to Engineering*, Vol. 1, 9th Ed., Lonmans Green, London, 1930.
- 17) Farrow I. R., "Damage Accumulation and Degradation of Composite Laminates Under Aircraft Service Loading: Assessment and Prediction, Volume I and II," *Cranfield Institute of Technology, Ph. D. Thesis*, 1989.
- 18) Tey A. A. 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.
- 19) 권정호외 4인, "복합재료를 이용한 고성능 헬리콥터 로터깃 개발," 산업기반기술개발사업 위탁연구 1/2/3차년도 연구최종보고서, 울산대학교, 2001, 1.
- 20) *A Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics* Vol. II: User Manual,

Wayne Johnson, Johnson Aeronautics, Palo Alto, California, USA, 1988, pp. 12-65.

- 21) Hofer K. E. and Bennett L. C., "Fatigue Testing of Low-Cost Fiberglass Composite Wind Turbine Blade Materials," *NASA CR-165566, NASA Lewis Research Center*, U. S., Nov., 1981, pp. 75-80.