

최적 설계법을 이용한 구조물 안전을 위한 질량 감소 연구

A Study on the Masses Reduction for the Structural Safety Using Optimal Design Method

신 귀 수* · 이 기 형* · 정 인 성*
G.S. Shin · K.H. Lee · I.S. Chung
(1997년 9월 26일 접수, 1998년 2월 27일 채택)

ABSTRACT

This paper is presented that theoretical optimization design method in order to consider mass reduction for the structural safety. In this paper, it described methods for reducing vibration in structural safety by the determination of the optimum sizes and locations of tuning masses through formal mathematical optimization techniques. The optimization procedure which employs the tuning masses and corresponding locations is developed. Design variables are systematically changed to achieve low values of shear without a large mass penalty. Three optimization methods are developed and tested. The first is based on minimizing the modal shaping parameter which indirectly reduce the modal shear amplitudes corresponding to each harmonic of airload. The second method reduces these amplitudes directly and the third method reduces the shear as a function of time during a revolution of the blade. The first method works well for reducing the shear for one mode responding to a single harmonic of the airload but has been found in some bases to be ineffective for more than one mode.

1. 서론

항공운송수단과 같은 큰 구조물의 설계과정에 있어서는 안전을 위한 공학적 설계의 요구가 크게 대두되고 있다. 최근 경향은 그 모델의 문

제점이 발견 되어진 후에 그 원형의 비용적인 수정을 피하기 위하여 초기 설계 과정상에 있어서 해석적으로 모든 타당한 분야로 부터 임계 필요조건을 통합하고 있다¹⁾. 구조물 회전축 설계에 있어 필요한 진동 결합은 이러한 것들의

* 전북대학교

한 예이다. 회전 날개와 동체 설계에 있어서 구조물 합성의 안락감, 안정성, 피로수명을 증가시키기 위한 필요성은 진동 기준상 엄격한 설계 구속을 요구하고 있다²⁻⁴⁾.

회전하는 구조물의 진동은 허브에서 시간에 따라 변하는 전단력을 통하여 주로 날개로 부터 동체까지 전달된다. 필연적으로 주파수 배치는 회전 날개의 진동 감소를 위한 이론적인 기법이 되어야 한다^{5,6)}. 다수의 수동 제어 기법은 회전 날개에 있어 구조 진동의 전체적인 감소를 위한 기대를 보여준다. 예를들면, 진자흡수장치⁷⁾, 능동적 고립 장치⁸⁾, 부가 감쇠^{4,8,9)}는 이미 연구되었다. 특히 효율적인 것은 테일러 모드 형상에서 날개 스판 앞에 질량의 방법적 배치이다^{2,3,5)}.

본 논문의 목적은 수학적 최적화 기법을 이용하여 진동을 감소하기 위해 회전질량 M_n 과 그 질량위치 X_n 에 대한 방법을 개발하고 도입하기 위한 것이다.

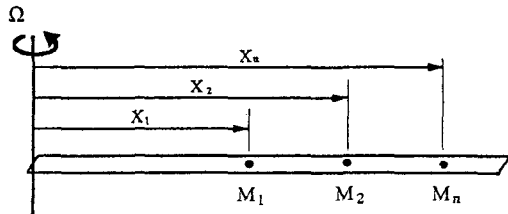


Fig. 1 Selection of optimum locations for tuning masses

본 연구에서는 최적 과정을 일반 목적 최적 코드¹⁰⁾를 사용하여 세가지 상호 최적 방법을 개발하였으며, 상용모드해석 프로그램인 NAST-RAN¹¹⁾을 사용하여 회전날개를 모델링하고, 그 결과를 입력하여 진동특성에 관한 해석을 비교하였다.

첫번째는 공기력의 단일 모드와 단일 조화를 위한 모달 전단력의 감쇠 폭인, 모달 형상 변수의 최소화에 기초하였다. 두번째 방법은 배가 모드에 대한 배가 조화에 대응하는 전단 폭을 직접적으로 감소시켰다. 그리고, 세번째 방법은 날개 일 회전 동안의 시간 함수로서 전체 전단력을 감소시킨다. 이상의 결과들이 배가모드/배가조화의 공기력 경우와 마찬가지로 단일모드/

단일조화 공기력을 고려한 회전 날개 설계에 응용하게 되어지는 것을 보여주었다.

2. 최적화 형식

2.1 방법 I에 의한 최적화 수법

목적 함수는 다음과 같다.

$$f = (1 + \sum_k \sum_i \beta_{ik}) \sum_{n=1}^{NMASS} M_n \dots \dots \dots (1)$$

여기서, i 는 포함된 모드(I)의 집합요소, k 는 포함된 조화 공기부하(K)의 집합요소이고, M_n 는 회전 질량, 그리고 β_{ik} 는 아래와 같이 정의된 부가 설계 변수이다.

$$MSP_{ik} < \beta_{ik} \quad \begin{matrix} i \in I \\ k \in K \end{matrix} \dots \dots \dots (2)$$

또는 다음과 같은 표준 무차원 형태이다.

$$g = MSP_{ik} / \beta_{ik} - 1 < 0 \dots \dots \dots (3)$$

이런 구속은 MSP_{ik} 가 β_{ik} 보다 작아야 하는 필요조건들을 표현하고 있다. 부가된 구속은 공진을 회피하기 위한 주파수에 관하여 다음과 같이 상하 경계를 포함하고 있다.

$$\omega_{li}^2 < \omega_i^2 < \omega_{ui}^2 \dots \dots \dots (4)$$

요구된 목적함수의 도함수와 구속은 식(1), (3)을 미분하여 다음과 같이 얻었다.

$$\frac{\partial f}{\partial v_j} = \begin{cases} 0 & v_j = X_n \\ 1 + \sum_k \sum_i \beta_{ik} & v_j = M_n \dots \dots \dots (5) \\ \sum_{n=1}^{NMASS} M_n & v_j = \beta_{ik} \end{cases}$$

구속 함수식(3)의 무차원 형태를 사용하면, 구속의 도함수는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{\partial g}{\partial v_j} = \begin{cases} -MSP_{ik} / \beta_{ik}^2 & v_j = \beta_{ik} \\ \frac{1}{\beta_{ik}} + \frac{\partial MSP_{ik}}{\partial v_j} & v_j = X_n \text{ or } M_n \end{cases} \dots \dots \dots (6)$$

2.2 방법 II에 의한 최적화 수법

본 방법에 있어서 구속을 조화 증폭 S_k 로 대신하였다. 이때 목적 함수는 식(7)과 같다.

$$f = (1 + \sum_k \beta_k) \sum_{n=1}^{NMASS} M_n \dots\dots\dots (7)$$

부가적인 설계 변수 β_k 는 첫번째 방법에 대한 β_{ik} 와 유사한 역할로 주었다. 여기서 그 구속은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$g = S_k / \beta_k - 1 < 0 \dots\dots\dots (8)$$

방법 I과 유사하게 목적함수의 도함수는 식(7)을 미분 함으로써 얻어졌다.

$$\frac{\partial f}{\partial v_j} = \begin{cases} 0 & v_j = X_n \\ 1 + \sum_k \beta_k & v_j = M_n \dots\dots\dots (9) \\ \sum_{n=1}^{NMASS} M_n & v_j = \beta_k \end{cases}$$

"구속의 도함수"는 식(8)을 미분하여 다음과 같이 얻는다.

$$\frac{\partial g}{\partial v_j} = \begin{cases} -S_k / \beta_k^2 & v_j = \beta_k \\ \frac{1}{\beta_k} + \frac{\partial S_k}{\partial v_j} & v_j = X_n \text{ or } M_n \dots\dots\dots (10) \end{cases}$$

여기서, $(\partial S_k / \partial v_j) = \sum_i (\partial S_{ik} / \partial v_j)$ 이고, 이전 식으로 부터 주파수 구속의 도함수를 얻었다.

2.3 방법 III에 의한 최적화 수법

본 방법에 있어서는 시간 함수일때의 전단을 날개 일 회전동안 얻어진 전체 피크 값들을 구속함으로서 최소화 시켰다. 이것들은 임계점 구속이라 불린다¹²⁾. 역시 목적 함수는

$$f = [1 + \beta] \sum_{n=1}^{NMASS} M_n \dots\dots\dots (11)$$

이고 구속식은 다음과 같다.

$$g = S(t_m) / \beta - 1 < 0 \dots\dots\dots (12)$$

여기서 매 시간 t_m 의 전단의 값들이 β 의 값보다 작아야 되고 다시 β 는 목적함수에 대한 역할때문에 최소로 되어야 한다. 한편 방법 III에 대한 목적함수는 이전의 두 경우와 유사하게 산출하였다.

$$\frac{\partial f}{\partial v_j} = \begin{cases} \sum_{n=1}^{NMASS} M_n & v_j = \beta_k \\ 0 & v_j = X_n \dots\dots\dots (13) \\ 1 + \beta & v_j = M_n \end{cases}$$

설계 변수들에 관련해서는 식(13)을 미분하여, 다음 식을 얻었다.

$$\frac{\partial g}{\partial v_j} = \begin{cases} -S(t_m) / \beta^2 & v_j = \beta \\ \frac{1}{\beta} + \frac{\partial S(t_m)}{\partial v_j} & v_j = X_n \text{ or } M_n \dots\dots\dots (14) \end{cases}$$

여기서, 임계 점 t_m 은 역시 설계 변수의 함수이다,

3. 수치 해석 모델

수치 예제 문제는 문헌 5에서 개발한 분절된 회전 날개의 빔으로 대체하였고, Fig. 2에서 보여주고 있다. 이 빔은 한 끝이 힌지된 490 cm 이고, 10개의 등길이 유한 요소로 모델하였다. 이 모델은 구조적 질량과 덩어리(비구조적) 질량을 포함하는데 빔의 길이에 따라 대체된다. 이 빔은 Fig. 3에서 보여주는 것과 같은 단면구조를 가지며, 재질 특성과 단면 치수는 Table 1에 요약하였다.

Table 1 Properties of finite-element model of rotor blade

(a) Initial values of design variables(Fig. 1)

X ₁ (cm)	X ₂ (cm)	X ₃ (cm)	M ₁ (kg)	M ₂ (kg)	M ₃ (kg)
343.15	392.18	441.20	2.37	2.97	2.99

(b) Material properties and cross-sectional dimensions (Fig. 2)

Element No	E (Kpa)	ρ (kg/cm ³)	b (cm)	h (cm)	i (cm)	d (cm)
1	3.379*10 ⁴	19.375	9.53	6.35	2.03	0.25
2-10	4.004*10 ⁴	19.375	9.53	6.35	2.03	0.25

(c) Blade characteristics

Length (cm)	Structural mass(kg)	Nonstructural mass(kg)	Ω (rpm)
490	39.87	55.81	425

수치해석은 다음 경우들을 즉, (1) 공기부하의 단일 모드 응답 대 단일 조화 (2) 공기부하의 배가 모드 응답 대 단일 조화 그리고 (3) 공기부하의 배가 모드 응답 대 세 조화에 대하여 행하였

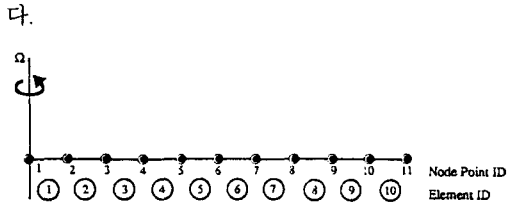


Fig. 2 Test modeling

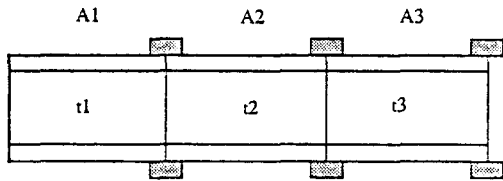


Fig. 3 Structure

4. 결과 및 고찰

4.1 방법 I에 대한 결과

Fig. 4(a)와 (b)는 세계 회전 질량의 적당함 배치에 의한 4/rev 공기부하와 첫번째 탄성 플랩핑(flapping) 모드에 대한 전단인 S_{14} 의 최소화화에 대해서 방법 I을 사용한 시험의 경우에 대한 초기와 최종 설계를 보여 주고 있다. 4/rev 공기부하의 날개 팁에서 구성되며 모드가 공기 부하에 영향을 받지 않도록 형상화 하기 위하여 전체 세가지 회전 질량은 날개 팁으로 움직이게 된다. Fig. 4(c)는 최적화 전후의 모드 형상의 변화를 나타낸다.

이것은 MSP_{14} 의 99% 값과 비슷한 량에 의하여 상응하는 전단 S_{14} 을 감소하는 모드 형상에 대한 변화였다. Table 2에는 초기와 최종 설계를 요약하였다.

여기서 MSP 와 전단에 있어서의 큰 변화가 주파수에 있어서는 거의 0에 가까운 변화를 보여주고 있음에 주의해야 한다.

이 방법은 단일 공기부하에 상응한 단일 모드 응답 작업일 때 매우 유용하게 된다. 그러나, 이 방법이 단일 모드 이상에 응용될때는 언제나 효과적이지 않음을 나타낸다. 이 방법이 요구될 때 MSP 's의 값은 감소하지만, MSP 's의 낮은 값들은 필수적으로 전단 S_k 의 낮은 값들을 나타

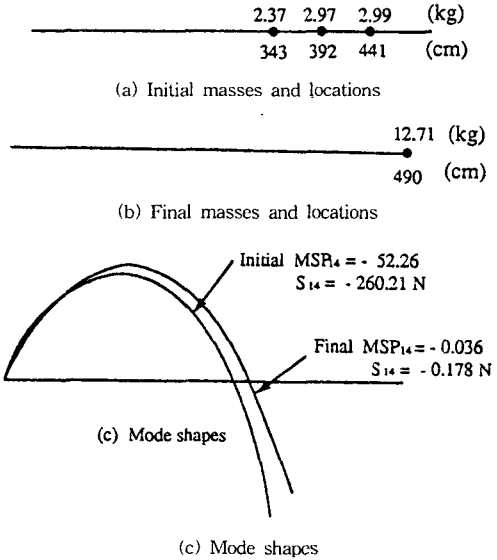


Fig. 4 Initial and final designs for 1 mode / 1 load case using method I

Table 2 Initial and final designs and NASTRAN using methods I and II for 1 node/1 load problem (first elastic flapping mode at 4/rev)

parameter	Initial	Final		NASTRAN
		전략 I	전략 II	
X_1 (cm)	343.15	490.00	490.00	490.00
X_2 (cm)	392.17	490.00	490.00	490.00
X_3 (cm)	441.20	490.00	490.00	490.00
M_1 (kg)	2.37	2.86	3.04	2.89
M_2 (kg)	2.98	4.78	4.69	4.54
M_3 (kg)	3.00	4.81	4.72	4.57
MTOT (kg)	8.35	12.45	12.45	12.00
MSP_{14}	-52.26	-0.036	-0.045	-0.043
S_{14} (N)	-260.21	-0.178	-0.227	-0.221
ω_1 (/rev)	2.47	2.70	2.70	2.70

내지는 않았다. 이것은 전단 S_{ik} 에 상응한 기여인 다양한 MSP 's는 서로 다른 부호를 갖게 되어 지는 것이다. 이런 전단 기여가 함께 더해질 때, 각기 기여하고 있는 전단 S_{ik} 에 대한 작은 값들은 같거나 반대인 항들의 필요한 소거가 일어나지 않는 전단 S_k 을 언제나 최소화 하지는 않았다.

4.2 방법 II에 대한 결과

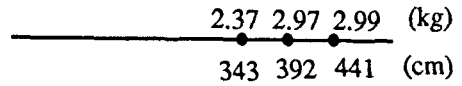
방법 II에 있어서는 모드를 통해 합한 전단 기여 S_{ik} 의 값들을 감소시켰다. 이것은 모달 전단들의 합으로 대신한 구속이 원하는 소거 효과를 권장하기 때문에 방법 I에 있어 이 문제를 배제하게 되었다. 설명하고 있는 첫번째 단계로 이 방법은 단일 모드/단일 부하 경우에 대해 유효하였다. 방법 II에 대한 설계는 Fig. 4의 설계와 동일하였고, Table 2는 날개의 초기와 최종 설계들을 주고 있다. 다음 단계는 배가 모드/단일 부하 경우에 대해서 이 방법을 응용하는 것이다. 4/rev에 상응하는 첫번째와 두번째 탄성 플랩핑 모드의 응답을 최소화 되었다. Table 3에 초기와 최종 설계를 요약하였다.

Table 3 Initial, final and NASTRAN designs using methods II for 2 mode/1 load problem (first and second elastic flapping mode at 4/rev)

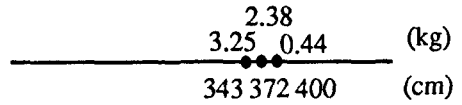
parameter	Initial	Final	NASTRAN
X_1 (cm)	343.15	342.92	342.16
X_2 (cm)	392.17	371.81	389.45
X_3 (cm)	441.20	400.61	440.10
M_1 (kg)	2.37	3.25	2.99
M_2 (kg)	2.98	2.38	2.22
M_3 (kg)	3.00	0.44	1.28
MTOT (kg)	8.35	6.07	6.49
S_4 (N)	-154.26	-0.044	-0.048
S_{14} (N)	-260.21	-297.58	-316.41
S_{24} (N)	105.95	297.57	315.95
MSP_{14}	-5.33	-2.63	-2.79
MSP_{14}	0.47	1.02	1.47
ω_1 (/rev)	2.69	2.63	2.65
ω_1 (/rev)	4.65	4.47	4.55

양 모드를 포함한 초기 전단은 -154.26 N인데 이것은 부가된 질량에 대해 수반한 감소에 따라 최적화 과정에 의해 -0.044 N까지 소거되었다.

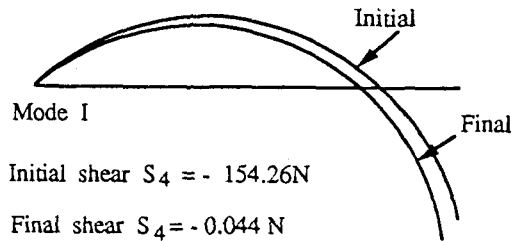
실제로 모달 전단 S_{14} 와 S_{24} 는 전체 전단에 거의 정확한 값을 산출하기 위해 함께 결합함에 따라서 같거나 반대이다. Fig. 5(a) 와 (b)는 초기와 최종 질량과 위치를 보여주고 Fig. 5(c)는 첫번째와 두번째 탄성 flapping modes의 형상에 대한 변화를 보여주고 있다.



(a) Initial masses and locations

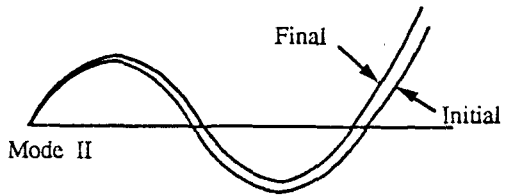


(b) Final masses and locations



Initial shear $S_4 = -154.26N$

Final shear $S_4 = -0.044N$



(c) Initial and final mode shapes

Fig. 5 Initial and final designs for 2 mode / 1 load case using method II

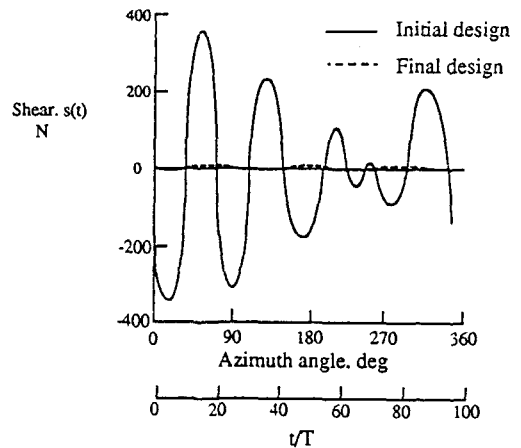


Fig. 6 Time history of blade vertical root shear during one revolution. Initial and final designs for 2 mode / 3 load case using method II

Table 4는 두개의 flapping mode에 기인한 전단의 폭이 회전 질량에 있어서 단지 4 Kg의 증가와 더불어 충분히 감소되어 지는 초기와 최종의 결과를 보여주고 있다.

Table 4 Initial, final NASTRAN designs using methods II and III for 2 mode/3 load problem (first and second elastic flapping mode at 3, 4 and 5/rev)

parameter	Initial	Final		NASTRAN
		전략 II	전략 III	
X ₁ (cm)	343.15	383.41	388.14	383.15
X ₂ (cm)	392.17	392.27	381.85	389.27
X ₃ (cm)	441.20	392.18	392.27	392.10
M ₁ (kg)	2.37	1.54	3.60	3.78
M ₂ (kg)	2.98	5.63	4.39	5.30
M ₃ (kg)	3.00	4.60	4.20	3.88
MTOT (kg)	8.35	12.17	12.19	12.96
S ₃ (N)	-35.49	-1.60		-1.82
S ₄ (N)	-154.26	1.33		1.60
S ₅ (N)	-175.61	-0.71		-1.03
S _{max} (N)	-346.94		-2.58	-2.78
ω ₁ (/rev)	2.69	2.81	2.81	2.81
ω ₂ (/rev)	4.72	4.72	4.72	4.72

예를 들어, 5/rev 조화에 관련된 전단력 S₅는 -175.61 N에서 -0.71 N까지 감소되었다. Fig. 6은 최적화 전후의 날개 1 회전동안 전단의 시간 과정을 보여주고 있다. 이것은 감소하고 있는 조화 전단의 폭이 날개 회전동안 전체 전단의 큰 감소의 결과가 되는것이 Fig. 6으로 부터 명확하였다.

4.3 방법 III에 대한 결과

세번째 방법은 세개 조화에 응답하는 두개 모드에 의한 시험의 경우에 적용하였다. Fig. 7은 초기와 최종 설계에 대한 날개 회전동안 각도와 시간의 함수로서 선도된 전단 S(t)의 그래프를 보여주고 있다. 초기 커브상의 피크는 확연히 감소되어 짐이 보여진다. 예를 들면 초기 설계에 대한 최대 피크는 -346.94 N이고 최종 설계에 대한 최대 피크는 -2.58 N이다. Table 4에 있는 가장 오른쪽 칼럼은 방법 III에 대한 상

세한 최종 설계를 보여주고 있고, 부가된 질량에 있어 상대적으로 작은 증가에 대한 커다란 잇점을 제시하였다.

지금까지 제안된 방법을 응용한 전체적인 최적 설계값들과 NASTRAN 해석 결과와의 값들을 비교하여 보면 약 7% 이내의 좋은 결과를 보여주고 있다.

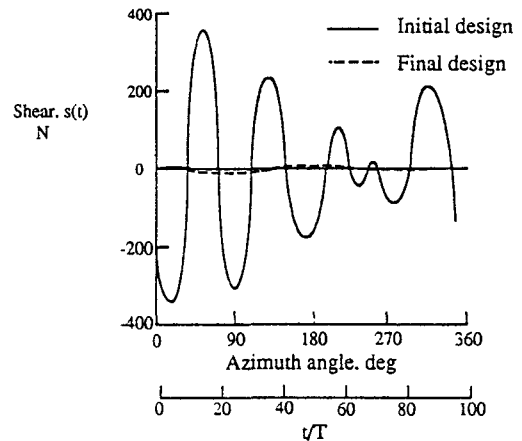


Fig. 7 Time history of blade vertical root shear during one revolution. Initial and final designs for 2 mode/3 load case using method III

5. 결론

본 논문에서 회전구조물의 안전을 위한 수직 방향 전단력에 대한 최적화 메카니즘은 날개 바깥을 향하는 방법적 위치에서 회전 질량을 대신한 모달 웨이핑을 통해서 임을 알았다.

세가지 최적화 방법을 개발하여 NASTRAN 코드와 비교하여 7%이내의 좋은 결과를 보여주었으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 첫번째는 모달 웨이핑 변수의 최소화에 근거를 두었다. 따라서 각 조화에 대한 모달 전단의 폭을 간접적으로 감소하였고, 두번째 방법은 전단 폭을 직접적으로 감소하였다. 그리고 세번째 방법은 날개 일 회전동안의 시간 함수일때 전체 전단을 감소하였다.
- 2) 방법 I은 하중의 단일 조화에 응답하는 단일 모드에 전단을 감소하는 것에 대해 잘 수행

되었다. 그러나 배가 모드에 대해서는 효과가 없었다. 이것은 서로 다른 모드와 조화에 대한 기여 사이의 상이한 부호의 잇점을 취하기 위한 방법의 어려움 때문이었다.

- 3) 방법 II는 배가 모드/배가 하중 뿐만 아니라 단일 모드/단일 하중에 대해서도 절대적으로 잘 수행되었음을 알았다.
- 4) 방법 III은 피크 전단이 한 커다란 질량 페널티 없이도 잘 수행되어진 훌륭한 결과를 주었다.

이 논문은 전북대학교 공업기술연구소 지원에 의해 이루어 졌습니다.

참 고 문 헌

- 1) Sobieszczanski-Sobieski, J., "Structural optimization; Challenges and Opportunities" Paper presented at International Conference on Modern Vehicle Design Analysis(London, England), 1983.
- 2) Taylor, R.B., "Helicopter Vibration Reduction by Rotor Blade Model Shaping", presented at the 38th Annual Forum of the American Helicopter Society, Anaheim, California, 1982.
- 3) Taylor, R.B., "Helicopter Rotor Blade Design for Minimum Vibration" NASA CR-3852, 1984.
- 4) Blackwell, R.N., "Blade Design for Reduced Helicopter Vibration", Journal of the American Helicopter Society, Vol.28, No. 3, 1983.
- 5) Peters, D.A., Ko, T., Korn, A., and Rossov, M. P., "Design of Helicopter Rotor Blade for Desired Placement of Natural Frequencies", 39th Annual Forum of the American Helicopter Society, Anaheim, 1983.
- 6) Friedmann, P.P., "Application of Modern Structural Optimization to Vibration Reduction in Rotorcraft" NASA CP-2327, part 2, pp.553~566, 1984.
- 7) Namouda, M.N., and Pierco, G.A., "Helicopter Vibration Suppression Using Simple Pendulum Absorbers on the Rotor Blade" presented at the American Helicopter Society Northeast, Resign National Specialists' Meeting on Helicopter Vibration, Martford, Connecticut, 1981.
- 8) Reichert, G., "Helicopter Vibration Control -A Survey" Vertics 5, pp.1~20, 1981.
- 9) Rogers, L., "Damping as a Design Parameter", Mechanical Engineering, Vol.108, No.1, 1986.
- 10) Vanderplaats, G.N., "COMMIN-A Fortran Problem for Constrained Function Minimization-User's Manual" NASA TM X-62282, 1973.
- 11) Ken, B. "MSC/NASTRAN-Basic Dynamic Analysis-User' Guide", MSC/V68, 1995.
- 12) Haftka, R.T., and Kamat, M.P., "Elements of Structural Optimization", Martinus Nijhoff Publishers, Dordrecht, Netherlands, 1985.