

복합재료 로우터 블레이드에 대한

공력탄성학적 최적설계

권혁준, 조맹효**, 최지훈*, 이 인***

Aeroelastic Optimum Design for Composite Rotor Blades

Hyuk-Jun Kwon, Maeng-Hyo Cho, Ji-Hoon Choi, In Lee

ABSTRACT

The optimization study are carried out for helicopter rotor blades with composite box-beam spar. The objective function is to minimize the weight of rotor blades subject to frequency, aeroelastic stability and failure constraints. Design variables include the number of ply and ply angles of the laminated walls. The beam model of a hingeless rotor blade is based on a large deflection beam theory to describe the arbitrary large deflections and rotations. The p - k method and unsteady two dimensional strip theory are used to calculate aeroelastic stability boundary.

1. 서론

헬리콥터 로우터 블레이드를 설계하는데 있어서 설계에 주안점으로 두고 있는 대표적인 것으로는 전진 비행에서 허브를 통해 동체로 전달되는 진동 문제와 블레이드의 무게를 감소시키는 문제가 있다. 진동 저감 문제에 대한 연구에서 Lim[1]은 전진비행에 대해 적정변형 보이론 및 준정상 공기력 이론을 사용하여 등방성 블레이드의 공탄성 해석을 수행하였으며, 블레이드의 구조적 강성 등을 설계변수로 하여 허브에 작용하는 주기적인 하중을 최소화하는 최적화를 수행하였다. 또한 논문에서 수치적인 방법과 해석적인 방법을 이용한 민감도해석 결과를 비교하였다.

Ganguli와 Chopra[2]는 다중 상자형 보 모델에 대해 연성의 영향과 적층각만을 이용한 최적화 결과와 익단의 처짐각을 고려한 최적화 결과를 비교하였다. 블레이드의 무게를 감소시키는 문제에 대한 연구에서 Chattopadhyay[3]는 등방성 블레이드에 대해 고유진동수를 제한하고 허용 응력과 자동 회전 관성을 구속조건으로 하는 연구를 수행하였다.

헬리콥터의 로우터 시스템에 대한 최적화 연구는 초기에는 등방성 블레이드에 대해 추가적인 질량을 부가하거나 재분포 시킴으로써 무게 감소와 진동 저감문제에 대한 연구를 수행하였다. 그러나 복합재료를 응용한 연구가 시작되면서 복합재료의 이방성을 이용하여 적층각과 적층두께 등을 설계변수로 하는 최적화 연구가 수행되고있다.

본 연구에서는 복합재료 로우터 블레이드의 자체 중량을 목적함수로 하는 최적 설계를 수행하고자 하며, 적층각과 이 적층각을 갖는 적층판의 적층수를 설계변수로 사용하였고, 고유진동수의 변화로

* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공 대학원

** 제주관광대학교 메카트로닉스공학과

*** 정희원, 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공

인한 공진현상을 방지하기 위해 진동수의 변화폭을 제한하였다. 또한 공력탄성학적 안정성과 복합재료의 파괴에 대한 제한조건을 포함하였다

2. 비선형 유한요소 지배방정식

유한요소의 수식화를 위해 변형에너지와 운동에너지, 외력에 의한 일을 Hamilton원리에 적용시킬 수 있다. Hamilton 원리는 다음과 같다.

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (1)$$

여기에 축방향 변위와 회전변위에 대해 라그랑지안 형상함수를 이용해 다음과 같은 운동방정식을 얻는다[4].

$$\begin{aligned} [M(q)]\{\ddot{q}\} + [G(q)]\{\dot{q}\} + P(q) - P_c(q) \\ = [A(k, q)]\{q\} + P_A(q) \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, $M(q)$ 는 질량행렬, $G(q)$ 는 자이로스코픽 행렬(gyroscopic matrix), 그리고 $P(q)$ 는 내부힘벡터 $P_c(q)$ 는 원심력벡터를 나타낸다. 또한 $A(k, q)$ 와 $P_A(q)$ 는 비정상 공기력 행렬과 정상 공기력 벡터를 각각 나타낸다. 비선형 운동방정식을 풀기위해 시스템이 정상상태에 있을 경우, 시스템에 작용하는 힘벡터들의 평형 조건을 이용하여 정상상태 해를 구하게 된다. 그리고 여기서 얻어진 정상상태 해에 대해 미소교란(small perturbation) $\Delta q(t)$ 을 주어, 이에대한 선형교란 방정식을 얻는다.

로우터 블레이드의 공탄성 안정성 해석을 수행하는데 있어서는 modal 운동방정식을 유도하여 사용한다. 이때 보통 불안정성은 낮은 모드에서 발생하므로, 질량 및 강성행렬로부터 처음의 m 개만의 고유벡터들의 행렬을 이용하여 다음과 같은 모달 방정식을 얻는다.

$$[m]\{\ddot{y}\} + [g]\{\dot{y}\} + [k]\{y\} - [a_R + ia_I]\{y\} = 0 \quad (3)$$

여기서, 비정상 공기력 행렬 $a_R + ia_I$ 은 로우터 블레이드가 동적 불안정성(flutter)에 도달해도 단순

조화운동을 한다고 가정하면, $p-k$ 방법을 사용하여 안정성 해석을 할 수 있다.

3. 최적설계 문제의 정식화

3.1 목적함수와 제한 조건

본 연구에서는 로우터 블레이드의 자중을 최소화하기위해 상자형 보의 질량을 목적함수로 하였다. 설계변수는 로우터 블레이드의 높은 회전관성에 대한 구조적인 안전성을 확보하기위해 가장 많이 포함되는 0° 적층의 두께 t_1 과 각 적층판마다 포함되어 구조적인 연성을 유발하는 적층각 θ , 그리고 이 적층의 두께인 t_2 를 사용하였다. 여기서 상자형 보의 질량은 적층각 θ 에 대해서는 무관하며, 적층 두께에 대한 변수인 t_1 과 t_2 에 대해서는 선형적인 관계를 갖게된다. 그리고 사용된 복합재료는 HFG CU-125NS이며 $[0_m/90/\theta_{n2}/\pm 45]_s$ 의 적층형태를 갖고 있다.

제한조건으로는 공력탄성학적 안정성과 진동수의 변화폭을 제한하고, 적층수의 감소로 인한 구조적인 파괴를 방지하기 위한 용력제한 조건을 포함하였다. 공력탄성학적 안정성은 표준 고유치 문제에서 Laplace 연산자의 실수부가 음수의 영역을 유지하도록 하였다. 1차 고유 진동수에 대한 구속조건은 블레이드의 공진현상을 방지하기 위해, 기준이 되는 블레이드 형상의 진동수에서 변할 수 있는 상한값과 하한값을 두어 제한하였다. 허용용력에 대한 구속 조건은 복합 재료의 Tsai-Hill 이론을 적용하였으며, 용력을 결정하기 위해 워핑 효과를 제외한 정상상태에서의 기준선에서의 변형률 및 곡률과 각 라미나의 좌표를 이용하였다.

$$\begin{aligned} \epsilon_{11} &= \bar{\epsilon}_{11} + x_3 \kappa_2 - x_2 \kappa_3 \\ \gamma_{12} &= 2\bar{\epsilon}_{12} - x_3 \kappa_1 \\ \gamma_{13} &= 2\bar{\epsilon}_{13} + x_2 \kappa_1 \end{aligned} \quad (4)$$

여기서, $\bar{\epsilon}_{11}, \bar{\epsilon}_{12}, \bar{\epsilon}_{13}$ 는 기준선에서의 힘 변형률을 나타내며, $\kappa_1, \kappa_2, \kappa_3$ 는 블레이드의 초기 곡률과 변형 후의 곡률의 차를 나타내는 모멘트 변형률이다

[5]. 여기서 구한 변형률과 직교이방성을 갖는 복합재료에서 섬유방향에 대해 θ 만큼 회전하였을 때의 변화된 응력, 변형률 관계식을 이용하여 각 라미나의 응력성분을 구할 수 있다. 그리고 여기서 구해진 응력성분에 대한 섬유방향과 직교 방향에 대한 강도와 전단 강도를 각각 X, Y, S 라 했을 때, Tsai-Hill 이론을 이용한 구속조건은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$G_3(D) = \frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} - 1 \leq 0 \quad (5)$$

여기서, $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$ 는 복합재료의 각 라미나에 대한 주응력 성분을 나타낸다.

3.2 해석 프로그램의 구성

본 연구에서는 최적화를 수행하기 위해 자체에서 개발된 공탄성 해석코드와 최적설계 상용 프로그램인 IDESIGN (ver 3.5)를 사용하였다. 여기서 공탄성 해석 코드는 주어진 설계변수에 대해 공탄성 안정성과 회전 고유진동수를 결정하였으며, 정상상태에서의 변위를 계산하여 기준선에 대한 변형률을 계산하는데 사용되었다. 그리고 IDESIGN은 본 프로그램에서 결정된 목적함수와 제한조건에 대해 민감도 해석(sensitivity analysis)을 수행하고, 이를 이용하여 재귀적 이차 계획법(RQP, Recursive Quadratic Programing)을 통해 최적화를 수행하였다.

RQP 방법은 높은 수렴성을 갖고, 최적화를 시작할 때의 값이 제한조건을 만족시키고 있지 않아도 되며, 제한 조건의 민감도(sensitivity)를 계산하는데 있어서도 활성 제한조건(active constraints)의 민감도만을 계산하는 장점을 가지고 있다. 활성 제한조건은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$I_1 = \{i : g_i(D_k) \geq V(D_k) - \delta\}, \quad i = 1, \dots, m \quad (6)$$

$$I_2 = \{j : |h_j(D_k)| \geq V(D_k) - \delta\}, \quad j = 1, \dots, m \quad (7)$$

여기서 g_i 는 부등식 제한조건을 나타내며, h_j 는

등식제한 조건을 나타낸다. 그리고 δ 는 사용자에 의해 임의로 정해지는 값으로 마진의 의미를 가지며, $V(D_k)$ 는 제한조건에 대한 최대 위배치(maximum violation)로 다음과 같다.

$$V(D_k) = \max \left\{ |h_j(D_k)|, g_i(D_k) \right\} \quad (8)$$

최적화 되었을 때의 변수값을 결정하기 위한 방향 벡터는 목적함수를 감소시키는 방향 \mathbf{d}_1 과 제한조건에 대한 수정값 \mathbf{d}_2 로 결정된다.

$$\mathbf{d} = \mathbf{d}_1 + \mathbf{d}_2 \quad (9)$$

$$\mathbf{d}_1 = -[\mathbf{P}] \nabla f, \quad \mathbf{d}_2 = -\mathbf{A}^T [\mathbf{A} \mathbf{A}^T]^{-1} \hat{\mathbf{g}}$$

여기서, \mathbf{A} 는 활성 제한조건에 대한 구배 행렬이며, $[\mathbf{P}] = \mathbf{I} - \mathbf{A}^T [\mathbf{A} \mathbf{A}^T]^{-1} \mathbf{A}$ 는 projection 행렬을 나타낸다. \mathbf{d}_1 과 \mathbf{d}_2 의 방향 특성은 \mathbf{d}_1 은 목적함수를 감소시키는 방향으로 나타나며, 제한조건에 대한 최대 위배값에는 변화를 주지 않는다. 그리고 \mathbf{d}_2 는 최대 위배값을 감소시키는 방향을 가지며 목적함수의 값을 증가시키는 방향으로도 작용할 수 있다. 단 RQP 방법의 알고리즘을 사용하는데 있어서 목적함수로 사용되는 값의 변화율이 제한조건의 변화율에 대해 비슷한 차원의 값을 갖도록 주의해야 한다.

4. 해석 결과 및 검토

4.1 전체 계산 개요

본 연구에서 로우터 블레이드의 공력탄성학적 최적설계를 수행하는데 있어서 제한조건으로 공력탄성학적 안정성(stability)과 구조적 파괴에 대한 안전성(safety), 그리고 로우터 블레이드의 공진현상을 방지하기 위해 래그(lag), 플랩(flap), 비틀림에 대한 1차 고유진동수의 변화 폭에 제한을 두었다. 여기서 구조적 파괴에 대한 안전성을 판단하기 위해 정지 비행상태에서의 로우터 블레이드의 정상상태해를 이용하였고, 공탄성 해석과 고유진동수를 얻기 위해 표준 고유치 문제를 해석하였다. 그리고 운

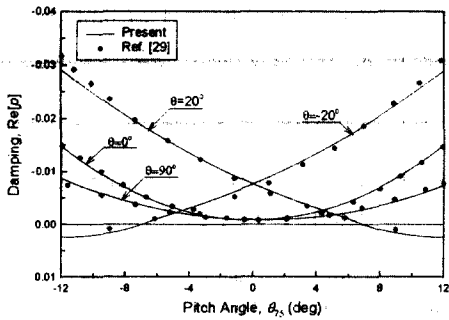


Fig. 1 Damping for $[0_2 / -\theta_4]$ at various pitch angles.

동방정식과 공탄성 해석에서는 복합재료 무한지 로우터 블레이드를 균일한 질량과 강성분포를 갖는 외팔보로 가정하고, 단순화된 블레이드의 형상을 이용하였다. 그러나 실제로 적용되고 있는 로우터 시스템은 대부분 soft-inplane 로우터 시스템이므로, 이 경우에 대해 복합재료 상자형 보의 적층각에 따라 변화하는 감쇠값을 계산하였다. 해석이 수행되는 과정은 보 모델에 대한 유효단면상수를 구한 후, 운동방정식으로부터 정상상태 해를 얻었다. 이때 얻어진 정상상태 해로부터 질량 행렬, 감쇠 행렬, 공기력 행렬을 구하고, 여기서 구해진 질량 행렬과 강성행렬로부터 고유벡터 행렬을 얻어 낮은 차수의 7개의 모드를 고려하여 모달 운동 방정식을 구성하였다. 모달 운동 방정식이 구성되면 고유치문제를 풀고, 여기서 구한 고유치가 주어진 회전진동수와 허용된 오차 범위 안으로 근접할때까지 반복계산이 수행된다.

4.2 2차원 공탄성 안정성 해석

본 연구에서 2차원 준정상 공기력을 사용한 공탄성 해석결과를 검증하기 위해, $[0_2 / -\theta_4]$ 의 적층각을 플랜지 및 웹에 각각 반대칭 형태로 조합된 상자형 보에 대해 Fig. 1에서 해석 결과를 보여주고 있다. 여기서 사용된 복합재료와 로우터 블레이드의 재료와 작동조건은 참고문헌[4]에 주어져 있다. 이 결과에서 $\theta = -20^\circ$ 의 경우, 원심력 형태의 인장하중은 비틀림 연성을 유발하여 받음각을 증가시키는 결과를 초래한다. 이로 인해 피치각이 0° 일

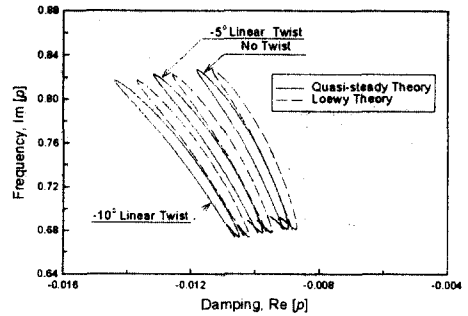


Fig. 2 Root locus plots for uncoupled case in linear twist.

경우라도 실제로 바깥쪽 부분은 0° 이상의 받음각을 갖게 되며, 래그 감쇠를 증가시키게 된다. 또한 양의 피치각과 음의 피치각에 대한 결과가 0° 의 피치각에 대해 대칭형상을 이루지 않게 되는데, 이는 비틀림 연성에 의해 새로운 평형 위치로 수렴하기 때문이다.

Fig. 2에서는 초기의 선형비틀림이 존재할 때, 첫 번째 모드에서 안정성에 미치는 영향을 살펴 보았다. 초기비틀림각은 -5° 와 -10° 경우에 대해 계산을 수행하였으며, 계산 결과로부터 초기 비틀림각이 증가할 수록 안정성이 증가함을 알 수 있다. 이는 뿌리 부분의 받음각을 끝 단부분에 대해 상대적으로 크게 함으로써, 블레이드 길이 방향에 대한 양력분포의 불균일성을 완화시켜 나타나는 현상이다.

4.3 로우터 블레이드의 최적설계

최적 설계에 사용된 복합재료의 적층형태는 Fig. 3에 보여지고 있으며, 플랜지와 웹에서 동일한 적층형태를 갖도록 하였다. 또한 적층각이 각각의 적층판에 대해 대칭의 형상을 갖도록 하여, 제작 과정에서 발생하게 되는 열에 의한 뒤틀림을 방지할 수 있도록 하였다. Fig. 3에서 보여진 적층형태에서 바깥쪽에 위치하는 0° 의 적층은 블레이드에 작용하는 축방향 응력과 굽힘 응력에 대한 강성 및 강도를 유지하기 위해 포함되었으며, θ 의 적층은 구조적인 연성을 조절하는 역할을 한다. 그리고 적층판의 중심에 위치하는 $\pm 45^\circ$ 의 적층은 전단응력에

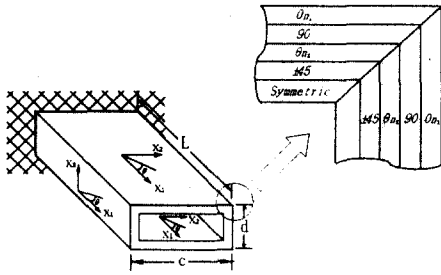


Fig. 3 Boxbeam configuration and definition of angle ply.

대한 강성 및 강도를 유지하기 위해 포함되었다. 또한 파손에 대한 제한조건을 적용하기 위해 각 라미나의 응력 상태를 계산하고, 계산된 라미나의 응력 중에서 가장 큰 응력 성분을 갖는 라미나에서 파손이 발생한다고 보고, 해당 라미나에 대해서만 Tsai-Hill 이론을 적용하였다. 최적 설계를 수행하기 설계변수의 범위를 결정할 때, RQP 방법의 수렴성을 좋게 하기 위해 제한조건에 위배되는 변수 값을 초기값으로 지정하였다. 설계변수의 변화 범위는 Table 1에 있다. 첫번째 계산과정에서 Fig. 4는 각 계산 과정에서 설계변수가 제한조건에 위배되는 정도를 나타내고 있다. 그림에서 보여지듯이 초기값에서는 복합재료의 파괴에 대한 제한조건과 공탄성 안정성에 대한 제한조건에 위배되고 있음을 알 수 있다.

그리고 고유진동수의 변화 폭에 대한 제한조건에서 45°의 적층각과 초기의 적층두께를 갖는 모델의 회전 고유진동수를 기준으로 1차의 래그, 플랩, 비틀림 모드에서 3%의 여유를 두고 있다. 그림에서 파손에 대한 제한조건이 전체적으로 최대 위배치(maximum violation)로 작용하고 있음을 알 수 있다. 두께에 대한 설계변수는 목적함수에 대해 선행적인 관계를 가지므로 제한된 감소값까지 빠르게 수렴해 나가며, 적층각에 대한 설계변수는 약 59.9°로 수렴하였다. 그리고 해석 결과는 약 22.3%의 질량이 감소된다. Fig. 5은 초기 설계 값을 갖는 기준 블레이드에서의 변형률과 최적 설계 값을 갖는 블레이드에서 기준선에서의 변형률을 나타내고

Table 1 Optimum results and variable range for each case

		Starting value	Optimum value	Max. viol.
Case 1	θ	40°	59.89°	
	$t_1(m)$	0.00325	0.002375	0.000
	$t_2(m)$	0.001125	0.00075	
Case 2	θ	40°	64.68°	
	$t_1(m)$	0.00325	0.00225	3.129 E-04
	$t_2(m)$	0.001125	0.00075	
Case 3	θ	40°	70.33°	7.005 E-03

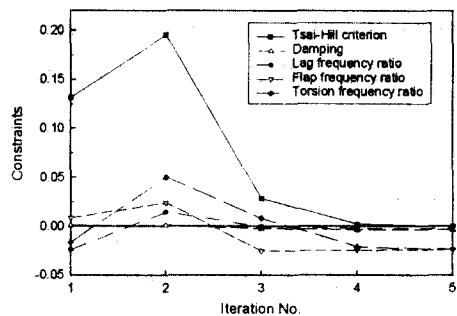


Fig. 4 Histories of constraint functions at case 1.

있다. Fig. 5의 결과를 보면 일반적으로 단면적의 감소로 인해 변형률이 증가함을 알 수 있으며, 특히 전단 변형률의 변화가 크게 나타나고 있다. 이는 단순히 단면적의 감소뿐만 아니라 적층각이 변하므로 전단 강성값의 변화가 상대적으로 크기 때문이다. Fig. 6는 곡률의 변화율을 나타내는 모멘트 변형률에 대한 그림이다. 이 Fig. 6에서 κ_1 은 축방향에 대한 비틀림 변형률을 나타내며, κ_2 는 플랩방향의 굽힘 변형률을, κ_3 는 래그 방향의 굽힘 변형률을 나타내게 된다. 이 경우에도 두 굽힘 변형률에 대한 변화는 크지 않지만 비틀림에 대한 변화가 두드러짐을 알 수 있다. Fig. 7은 기준 블레이드와 최적화된 블레이드의 적층각 θ 의 변화에 따른 근체적 선도를 나타내고 있다. Fig. 7에서 초기 설계 값 보다 최적화된 설계 값이 공탄성안정성을 증가시키며, 진동수의 변화 제한 폭 내에 위치함을 확인할 수 있다

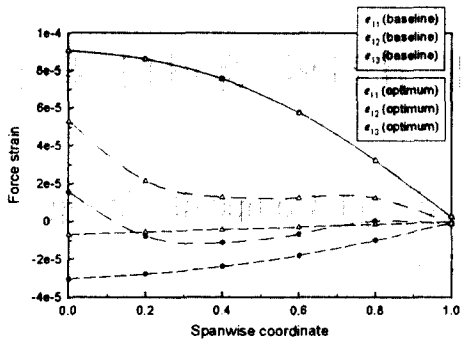


Fig. 5 Spanwise force strain distributions.

5. 결론

본 연구에서는 2차원 공기력을 이용하여 로우터 블레이드의 공력탄성학적 안정성을 만족하도록 공력탄성학적 최적설계를 수행하였다. 이를 위해 2차원 비정상 공기력 이론과 상자형 보에 대한 변형 보 이론을 적용한 유한요소법을 사용하였고, 로우터 블레이드의 자중에 대한 최적화에서는 앞의 공탄성 해석 기법을 이용하였으며, 정지 비행시 적절한 복합재료의 적층각을 이용하여 블레이드의 무게를 감소시킬 수 있음을 보였다. 그리고 로우터 블레이드의 동적 거동을 기술할 수 있는 유한요소 모델과 최적화 알고리즘을 결합하여 최적화를 수행하였다. 제한조건으로는 설계된 블레이드의 고유진동수가 기준치에 대해서 일정한 범위 안에 들도록 하였으며, 원심력등에 의한 높은 응력 상태에서 파손에 대한 안전성을 포함하였다. 그리고 공력탄성학적 안정성을 함께 고려하였다.

최적화 과정을 간단히 요약하면 초기에 충분히 두꺼운 적층을 갖은 모델이 항복응력에 대한 제한 조건과 공탄성 안정성을 만족하지 못하는 적층각에서 시작하여, 적층각을 변화시킴에 따라 적층판의 두께를 감소시키더라도 모든 제한조건을 만족시킬 수 있음을 보였다.

참고문헌

1. Lim, J.W., "Aeroelastic Optimization of a Helicopter Rotor," The University of Maryland, 1988.

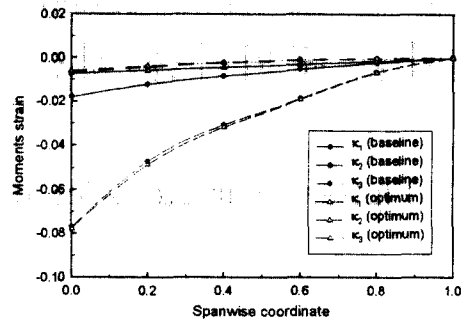


Fig. 6 Spanwise moments strain distributions.

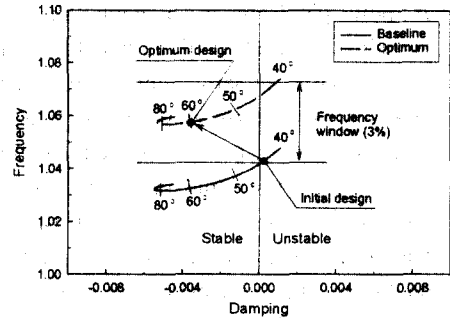


Fig. 7 Root locus plots for initial and optimum design variables.

2. Ganguli, R. and Chopra, I., "Aeroelastic Tailoring of Composite Couplings and Blade Geometry of a Helicopter Rotor Using Optimization Methods," *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 42, No. 3, July, 1997, pp. 218-228.
3. Chattopadhyay, A. and Walsh, J.L., "Minimum Weight Design of Rotorcraft Blades with Multiple Frequency and Stress Constraints," *ALAA paper No. 88-2337*.
4. 조맹효, "정교한 구조 및 공기력 모델을 사용한 무한지 로우터 블레이드에 대한 공탄성 해석", 박사학위논문, 한국과학기술원, 1994.
5. 최지훈, 전성민, 권혁준, 이 인, "오일러 방정식을 이용한 무한지 로우터 블레이드의 정지 비행시 정적 공탄성 해석", 한국항공우주학회지, 제28권 제1호, pp.56-64, 2000