

헬리콥터 조종계통 설계를 위한 트림에 관한 연구

◦김 현석\*, 황 명신\*\*

\*한국항공대학 대학원 항공공학과

\*\*한국항공대학 항공기계공학과

A Study on the Trim Condition for the Design of Helicopter Control System

◦Hyun-Suk Kim\*, Myung-Shin Hwang\*\*

\*Dept. of Graduate School Hankuk Aviation University

\*\*Dept. of Aeronautical & Mechanical Engineering Hankuk Aviation University

ABSTRACT

This paper describe the mathematical model of helicopter rotor, which is suitable for the calculation of trim condition to develop the stability and control. The mathematical model is a nonlinear, total force and moment model of a single main rotor helicopter. The effects of fuselage, tail rotor, horizontal tail, and vertical tail are included. The phase angle and stick displacement are obtained and compared at the trim condition.

표계로 변환한 뒤, 각 좌표축 방향의 힘과 모멘트를 영으로 놓아 구하였다. 이때 회전날개에 의하여 발생하는 후류의 영향은 실험자료를 활용하였다.

이들 프로그램의 정확성을 판별하기 위해서는 참고문헌 [1]을 통하여 비교할 수 있는 헬리콥터 중 OH-6A 헬리콥터의 제원을 입력 자료로 사용하였으며 전진속도가 변화함에 따른 트림상태에서의 자세각과 조종입력을 구하고 이를 비교하였다. 이렇게 구해진 트림조건은 조종계통을 설계하기 위한 조종성 및 안정성 해석에 필요한 미계수를 구하는 데 있어서의 기초자료가 된다.

1. 서론

본 연구는 헬리콥터의 조종계통을 설계하는데 중요한 조종성 및 안정성을 해석하는데 기준이 되는 트림에 관한 계산을 하는 것이 목적이다.

2. 가정 및 운동 방정식

2-1. 좌표축

헬리콥터의 트림계산이란 주어진 중량과 비행고도 및 초기속도에서 조종사가 원하는 비행상태를 유지하기 위한 자세각 및 조종간의 변위를 계산하는 것이다. 이는 주어진 비행상태에서 무게중심에 작용하는 세 축 방향의 힘과 모멘트가 영이라는 조건으로부터 구해진다. 이러한 상태가 결정되면 외부요인이 주어졌을 때의 안정성을 판별할 수 있으므로 트림상태를 결정하는 것은 중요하다.

헬리콥터의 운동 방정식을 유도하기 위해서는 고정날개 비행기와 마찬가지로 좌표축이 선정되어야 한다.

헬리콥터에서는 힘과 모멘트를 표시하기 위하여 허브와 바랍, 그리고 허브와 기체사이의 관계를 나타낼 수 있는 좌표축계를 따로 사용하는 것이 편리하므로, 이들 각각의 좌표축계를 기준으로한 힘과 모멘트를 구한 후 참고문헌 [2]의 좌표 변환 방법을 이용하여 기체의 무게 중심을 원점으로하는 좌표축계를 기준으로 참고문헌 [3,4,5]를 기초로 하여 운동 방정식을 유도하였다. 이때 사용되는 좌표계는 허브-바랍축계, 허브-기체축계, 기체의 무게중심축계가 있으며, 각 요소의 위치를 나타내기 위해 기준선(reference line)을 사용하였다. [그림 1., 그림 2. 참조]

트림조건을 계산은 헬리콥터의 주회전날개(main rotor), 동체(fuselage), 꼬리회전날개(tail rotor), 수평꼬리날개(horizontal tail), 수직꼬리날개(vertical tail), 그리고 조종계통 등에 대하여 회전축 좌표계에 대해 힘과 모멘트를 구한 다음 이들을 무게 중심에 대한 좌

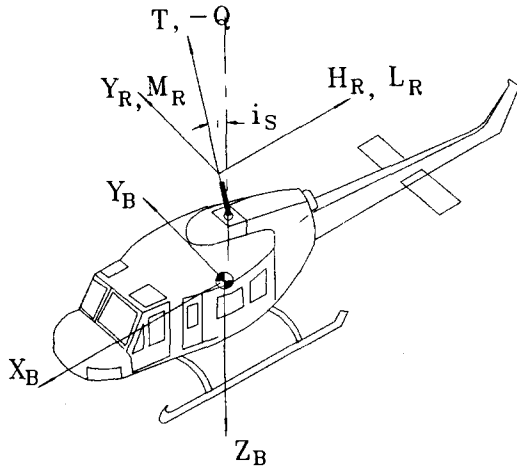


그림 1. 허브-바람축계와 기준선

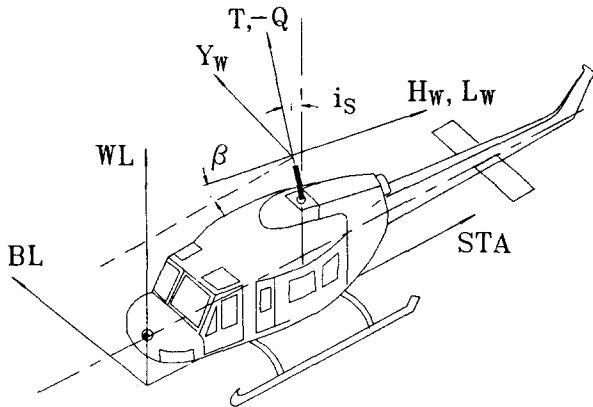


그림 2. 허브-기계축계와 기체의 무게중심축계

## 2-2. 사용된 가정 및 운동방정식

본 연구에서는 단일 회전날개 헬리콥터를 기본형으로 설정하였으며 각 요소에 대해 사용한 가정은 다음과 같다.

### (1) 주회전날개

(a) 회전날개의 깃은 굽힘과 비틀림이 없는 강체이고 깃의 비틀림각은 선형이다.

(b) 플레잉각과 공기유입각(inflow angle)은 작다고 가정하고, 공기역학적인 힘은 simple strip 이론을 적용하였다.

(c) 깃의 플레잉에 대한 헬리콥터 운동의 영향은 작속

도, 각가속도, 그리고 수직가속도로 한정한다.

(d) 역풍 지역(reverse flow region)은 무시하며, 압축성 효과와 실속 효과도 무시한다.

(e) 유입 흐름은 균일하며 시간에 따라 일정하다.

(f) 깃끝 손실 계수는 1.0으로 한다.

(g) 플레잉 운동방정식은 그림 3.에 나타난 주요 설계변수인 플레잉 힌지 억제(flapping hinge restraint)  $K_\beta$  와, 힌지 간격(hinge offset)  $\epsilon$ , 깃의 Lock number  $\gamma$ , 그리고 피치-플랩 커플링  $\delta_3$ 를 포함한다.

(h) 플레잉 운동방정식에서의 깃의 플레잉은 시간에 따라 변하는 계수의 첫번째 조화항만에 의해 다음과 같이 근사되었다.

$$\beta(t) = a_0(t) - a_1(t)\cos\psi - b_1(t)\sin\psi$$

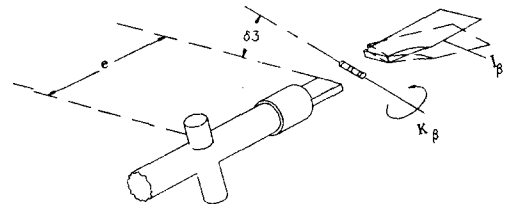


그림 3. 주회전날개 일차 설계 변수

주회전날개의 플레잉 운동방정식은 그림 3.에 나타난 변수들로 표현되며 플레잉 힌지에서의 모멘트들의 합을 구하여 유도된다. 이때 회전날개에 대해 작용하는 공기역학적 힘에 의한 모멘트는 깃요소이론을 사용하여 구한다. 이렇게 구해진 모멘트 중에서  $\epsilon^3$ 이상의 항을 포함하는 항을 소거하고 N개의 깃을 갖는 일반적 플레잉방정식을 구하고 참고문헌 [7]의 다중 깃 좌표변환(Multibladed Coordinate Transformation)을 이용하여 비 회전좌표계로 나타낸 후 주기적 항들을 제거하여 구한다. 이는 플레잉 운동방정식에서 시간에 따라 변화하는 1차 조화항만에 의한 근사식과 이들의 미분형을 이용하는 방법과 같은데 이렇게 구해진 시소운동(seesaw or teetering)을 하지 않는 N개의 깃을 갖는 회전날개에 대한 깃끝경로면 운동식은 다음의 행렬식으로 나타내진다.

$$\ddot{\mathbf{a}} + \mathbf{D}\dot{\mathbf{a}} + \mathbf{K}\mathbf{a} = \mathbf{f}$$

$$\tilde{D} = \Omega \begin{bmatrix} \frac{\gamma}{2} \left( \frac{1}{4} - \frac{2}{3} \frac{\epsilon^2}{2} \right) & 0 & -\frac{\gamma \mu}{4} \left( \frac{1}{3} - \epsilon + \epsilon^2 \right) \\ 0 & \frac{\gamma}{2} \left( \frac{1}{4} - \frac{2}{3} \frac{\epsilon^2}{2} \right) & 2 \\ -\frac{\gamma \mu}{2} \left( \frac{1}{3} - \epsilon + \epsilon^2 \right) & -2 & \frac{\gamma}{2} \left( \frac{1}{4} - \frac{2}{3} \frac{\epsilon^2}{2} \right) \end{bmatrix}$$

$$\tilde{K} = \Omega^2 \begin{bmatrix} p^2 + \frac{\gamma K_1 \mu^2}{4} \left( \frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) & -\frac{\gamma \mu}{4} \left( \frac{1}{2} - \epsilon^2 \right) & -\frac{\gamma K_1 \mu}{4} \left( \frac{2}{3} - \epsilon \right) \\ -\frac{\gamma \mu}{2} \left( \frac{1}{3} - \frac{\epsilon}{2} \right) & p^2 - 1 + \frac{\gamma K_1 \mu^2}{8} & \frac{\gamma}{2} \left( \frac{1}{4} - \frac{2}{3} \frac{\epsilon + \frac{\epsilon^2}{2}}{2} \right) \\ -\frac{\gamma K_1 \mu}{2} \left( \frac{2}{3} - \epsilon \right) & \frac{1}{x} \left( \frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) + \frac{\gamma \mu^2}{8} \left( \frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) & p^2 - 1 + \frac{3\gamma K_1 \mu^2}{8} \end{bmatrix}$$

$$\tilde{r} = \Omega^2 \begin{bmatrix} \frac{\gamma}{2} \left( \frac{1}{4} - \frac{\epsilon}{3} + \frac{\mu^2}{2} \right) & \frac{\gamma}{2} \left( \frac{1}{5} - \frac{\epsilon}{4} + \frac{\mu^2}{2} \right) & 0 & -\frac{\gamma \mu}{2} \left( \frac{1}{3} - \frac{\epsilon}{2} \right) \\ 0 & 0 & \frac{\gamma}{2} \left( \frac{1}{4} - \frac{\epsilon}{3} + \frac{\mu^2}{4} \right) & 0 \\ -\frac{\gamma \mu}{2} \left( \frac{2}{3} - \epsilon \right) & -\frac{\gamma \mu}{2} \left( \frac{1}{2} - \frac{2\epsilon}{3} \right) & 0 & \frac{\gamma}{2} \left( \frac{1}{4} - \frac{\epsilon}{3} + \frac{3\mu^2}{4} \right) \\ \frac{\gamma \mu^2}{2} \left( \frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) & \frac{\gamma \mu^2}{2} \left( \frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) & x \left( \frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) & x \left( \frac{1}{2} - \epsilon + \frac{\epsilon^2}{2} \right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_0 \\ \theta_1 \\ \theta_{1c} \\ \theta_{1c} \end{bmatrix}$$

$$\cdot \Omega^2 \begin{bmatrix} \frac{\gamma \mu}{8} \left( \frac{2}{3} - \epsilon \right) & 0 & 0 & 0 \\ \frac{2}{\Omega} \left( 1 + \frac{e\mu\beta}{\lambda} \right) & -\frac{\gamma}{2\Omega} \left( \frac{1}{4} - \frac{\epsilon}{3} \right) & 0 & \frac{1}{\Omega^2} \\ -\frac{\gamma}{2\Omega} \left( \frac{1}{4} - \frac{\epsilon}{3} \right) & \frac{2}{\Omega} \left( 1 + \frac{e\mu\beta}{\lambda} \right) & -\frac{1}{\Omega^2} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_w \\ q_w \\ p_w \\ q_w \end{bmatrix}$$

$$\cdot \Omega^2 \begin{bmatrix} \frac{\gamma}{2} \left( \frac{1}{4} - \frac{\epsilon}{3} + \frac{\mu^2}{2} \right) & \\ 0 & \end{bmatrix} \lambda \cdot \begin{bmatrix} \frac{\mu\beta}{\lambda} \left( (w - uq + pv) - g \right) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

여기서,  $a = (a_0, a_1, b_1)^T$

$$\beta(t) = a_0(t) - a_1(t) \cos \psi - b_1(t) \sin \psi$$

$$p^2 = 1 + \frac{e\mu\beta}{\lambda\beta} + \frac{K\beta}{\lambda\beta\Omega^2} + \frac{\gamma K_1}{8} \left( 1 - \frac{\epsilon}{3} \right)$$

주회전날개에서의 힘과 모멘트는 공기역학적으로 균일한 흐름에서의 운동량 이론과 simple strip 이론이 사용되었다. 이때 추력과 추력을 구하는 데 사용되는 유폴비는 서로 연관된 식으로 나타나는데 이는 뉴턴-랩슨(Newton Raphson) 방법을 사용하여 수치적으로 구하였으며, 구해진 힘과 모멘트는 좌표변환을 통하여 기체의 무게중심 좌표계로 나타내진다.

## (2) 꼬리회전날개

(가) 꼬리회전날개는 주기적 피치(cyclic pitch)가 없는 시소형(seesaw or teetering)이다.

(나) 깃끝 경로면(tip path plane)의 운동은 무시한다.

(다) 꼬리회전날개의 날개꼴(airfoil)은 대칭형이다.

## (3) 안정판

(가) 안정판에서의 양력과 항력은 시위의 1/2선에 작용한다.

(나) 실속 이전의 양력 곡선의 기울기(lift of slope)는 균일한 내리 흐름을 갖는 타원형 양력 분포를 가정한 양력선 이론을 사용한다.

(다) 최대 양력 계수는 정해진 값을 사용하였으며, 주어진 받음각  $\alpha/4$ 에서 양력 곡선의 기울기가 이 값에 도달하지 않는 경우에는, 주어진 최대 양력 계수 값을 사용하였다.

(라) 실속후의 양력 계수는, 받음각이 20% 증가할 경우 20% 감소하고, 받음각  $\pi/2$ 에서 영양력으로 하였다.

(마) 정상 항력 계수는 받음각에 따라 변하며,  $\alpha = \pm \pi/2$  일 때 1로 하였다.

(바) 유도 항력 계수는 양력 계수의 제곱에 비례한다.

(사) 깃 단면은 대칭형이다.

(자) 수평꼬리날개에서의 속도는 주회전날개의 후류를 포함하며 상대적으로 작은 물량은 무시한다.

## (4) 동체

(가) 동체의 세로 방향의 힘과 모멘트는 받음각의 함수이다.

(나) 동체의 가로 방향의 힘과 모멘트는 옆미끄럼각의 함수이다.

(다) 항력은 받음각과 옆미끄럼각 모두의 함수이다.

## (5) 회전날개의 회전수

토크 요구와 엔진의 이용 마력에 따라 주회전날개와 꼬리회전날개의 회전수가 변한다. 그러나 정해진 회전속도와 엔진 토크 값의 변화는 회전수 조정기에 의해 일정한 각속도를 유지하며 이에 따른 과도응답은 무시한다.

## 3. 트림 계산 및 결과 고찰

각 요소의 힘과 모멘트를 각각의 좌표계로 구한다음 기체속 좌표계로 변환시킨다. 이때 주어진 초기조건에서 초기의 조종입력과 자세각의 추정치로써 힘과 모멘트들을 계산하고 그 합이 영이 아니면 다시 조종입력과 자세각을 미소량 변화시켜 힘과 모멘트의 합을 구한다. 이러한 과

정을 반복하여 힘과 모멘트의 합이 영이 되는 자세각과 조종입력을 구한다.

$$\begin{aligned} X_{MR} + X_f + X_{HS} + X_F + X_{TR} &= mg \sin \theta \\ Y_{MR} + Y_f + Y_{HS} + Y_F + Y_{TR} &= -mg \cos \theta \sin \phi \\ Z_{MR} + Z_f + Z_{HS} + Z_F + Z_{TR} &= -mg \cos \theta \cos \phi \\ \\ L_{MR} + L_f + L_{HS} + L_F + L_{TR} &= 0 \\ M_{MR} + M_f + M_{HS} + M_F + M_{TR} &= 0 \\ N_{MR} + N_f + N_{HS} + N_F + N_{TR} &= 0 \end{aligned}$$

이상의 내용을 프로그램으로 작성하고 OH-6A 헬리콥터의 트림조건과 비교하였다. 비행조건은 해면 고도에서 수평비행을 할 때이고 이 수평비행속도에 따라 트림조건을 계산하였다. 이에 대한 계산 결과를 참고문헌 [1]의 비행시험자료와 비교하여 그림 4. - 그림 9.에 나타내었다.

그림 4.는 주회전날개의 컬렉티브 피치각을 나타내었는데 그 경향성이나 계산치가 참고문헌과 근접하다는 것을 알 수 있다. 단지 전진속도 120knot 이상, 즉 전진속도비 0.31 이상에서 차이를 보이는데 이는 압축성과 역풍지역을 무시하여서 생긴 것으로 추정된다. 그러나 실제 OH-6A 헬리콥터의 최대속도가 140knot임을 고려할 때 큰 문제가 되지는 않는다. 그림 5.는 세로 방향 사이클릭 피치각을 보이고 있는데 근접한 계산을 보여주고 있으며 그림 6.은 가로 방향 사이클릭 피치각, 그림 7.은 꼬리회전날개의 사이클릭 피치각 그림 8.과 그림 9.는 피치와 롤 자세각을 각각 나타내고 있는데 참고문헌[1]의 결과와 유사하게 계산됨을 알 수 있다.

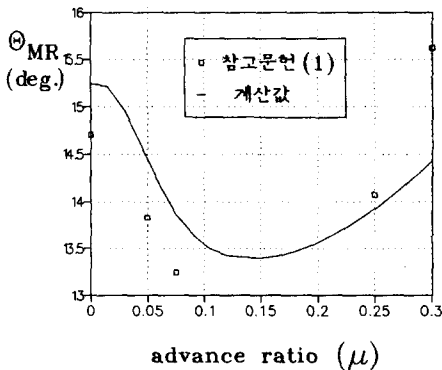


그림 4. 컬렉티브 피치 트림조건

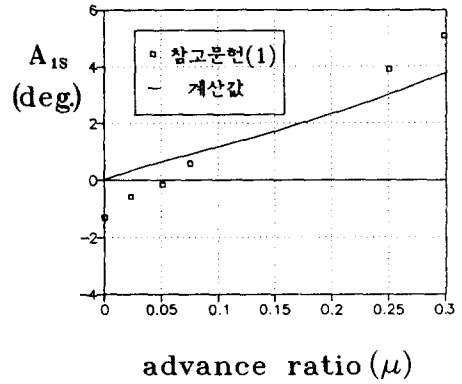


그림 6. 가로방향 사이클릭 피치 트림조건

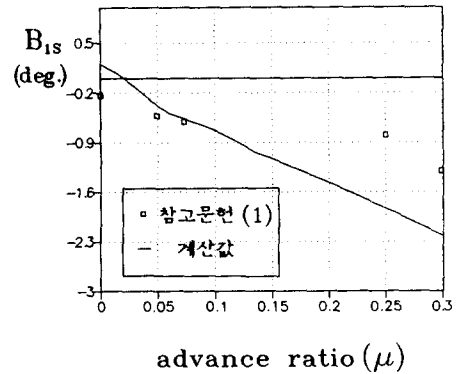


그림 5. 세로방향 사이클릭 피치 트림조건

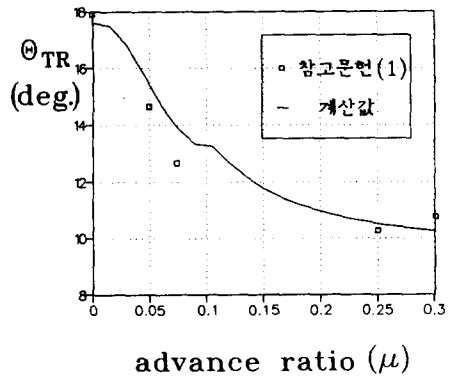


그림 7. 꼬리회전날개 컬렉티브 피치 트림조건

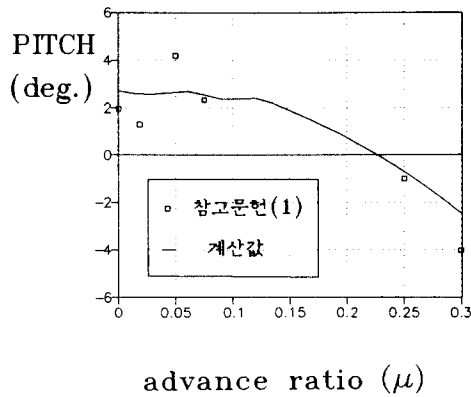


그림 8. 피치 자세 트림조건

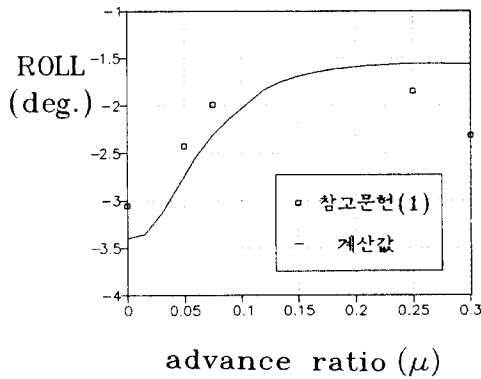


그림 9. 롤 자세 트림조건

#### 4. 결론

헬리콥터의 조종 안정성을 향상시키려는 목적하에 그 기초과제인 트림을 계산하기 위하여 적절한 수학적 모델을 선정하고 구성 요소 별로 부 프로그램을 구하고 이를 종합하여 본 프로그램을 완성하였다. 복잡한 수식의 단순화 가정으로 인하여 제한된 비행영역(전진속도 120 kn 이하, 전진속도비 0.31이하)에서만 참고문헌 [1]과 유사한 경향을 나타내는데 이는 압축성 효과와 역풍지역을 무시한 때문인것 같다. 그러나 이러한 제한성에도 불구하고 본 연구를 통하여 얻은 성과는 다음과 같다.

##### 가. 수학적 모델 설정

헬리콥터의 안정성과 조종성을 해석하기에 적합한 수학적 모델을 확립하였다.

##### 나. 공기력 계산 프로그램 개발

여러가지 비행조건에 따른 공기력의 계산을 위하여 헬리콥터의 각 구성요소별로 나누어 같은 좌표계로 표현하도록 전산 프로그램을 개발하였다. 새로이 개발되는 헬리콥터의 외형을 수용할 수 있도록 외형과 관계있는 자료는 모두 입력자료로 처리하였다.

##### 다. 트림조건 계산 프로그램 개발

안정성의 해석에서 외란이 주어지기 전의 초기상태는 트림조건에서 시작하므로 주어진 비행상태를 유지하기 위한 조종간 입력을 찾아내는 프로그램을 개발하여 알려져 있는 헬리콥터에 적용시킴으로 실용 헬리콥터에 대한 적용 가능성을 부여하였다.

이상의 연구결과를 바탕으로 앞으로 연구할 사항은 다음과 같다.

(가) 안정미계수와 조종미계수의 계산 프로그램 작성

(나) 기존 헬리콥터의 제원을 입력, 비교하여 그 실용 여부 판정

#### 참 고 문 헌

1. Robert K. Heffley, Wayne F. Jewell, John M. Lehman, Richard A. Van Winkle, "A Compilation and Analysis of Helicopter Handling Quality Data" Volume One: Data compilation, NASA Contractor Report 2144, NASA Ames Reserch Center under Contract NAS2-9344, 1979.
2. Bramwell A.R.S., "Helicopter Dynamics", Edward Arnold Ltd, 1976.
3. Talbot P.D., Tinling, B.E., Decker, W.A., and Chen, R.T.N., "A Mathematical Model of a Single Main Rotor Helicopter for Piloted Simulation", NASA TM 84281, 1982.
4. Chen R.T.N, "Effect of Primary Rotor Parameters on Flapping Dynamics", NASA TP 1431, 1980.
5. Chen R.T.N, "A simplified Rotor System Mathematical Model for Piloted Flight Dynamics Simulation", NASA TM 78575, 1979.
6. Aaron J. Ostroff, David R. Downing, and William J. Rood, "A technique using a nonlinear helicopter model for determining trims and derivatives", NASA TN D-8159, June 1976
7. Hohenemser K.H., Yin S.K."Some Applications of the Method of Multibladed Coordinates", J. of A.H.S. Vol. 17, No.3, 1972, pp.3-12.