

파라메타 각 변화를 고려한 힌지없는 헬리콥터 로우터의 공력탄성학적 안정성

°한 창 현*, 김 승 조**

The Study on the Aeroelastic Stability of Hingeless Helicopter Rotor in Hover Considering Parametric Angle Changes

°ChangHeon Han, SeungJo Kim

ABSTRACT

The effect of the changes in parameter angles(precone, droop, sweep) on the lead-lag damping was focused on. Experiment was made with hingeless 4-blade rotors and NACA 0012 airfoil. For the measurement of the rotating natural frequencies and lead-lag damping, non-rotating swash plate was oscillated at the regressing lag mode frequency and the data were acquired after the excitation was cut off. Analysis was made using a finite element formulation based on Hamilton's principle. The main blade is assumed as elastic beams. Quasi-steady strip theory is used to obtain aerodynamic forces, and non-circulatory forces are also included.

1. 서 론

1.1 서론

회전의 항공기는 좁은 공간에서의 이착륙 가능성, 기동성, 정지 비행 성능 등으로 인해 군 및 민간용으로 그 수요 및 관심이 증가되고 있는 추세이다. 특히 우리나라는 국토의 협소함과 산과 구릉이 많음으로 인해 긴 활주로가 필요한 고정익 항공기에 비해 회전의 항공기가 더욱 유망하다고 생각한다. 그러나 회전의 항공기는 고정익 항공기와는 달리 회전의 추력을 발생시키는 양력면의 역할을 할 뿐만아니라 제어면의 역할도 수행하므로 지상착륙, 정지 및 전진비행시 각 회전의 대칭 및 비 대칭의 하중이 작용하게 되고

, 회전의 유동이 방위각에 따라 변화하게 되며 각 회전의 사이의 유동 간섭 효과 등에 의한 과도한 진동 문제를 일으킬 수 있다. 따라서 유연한 회전의과 구조적인 복잡성으로 인해서 구조동역학적 해석의 어려움이 있고, 회전의 큰 탄성 거동 및 후류의 영향등으로 인해서 공기역학적 해석에도 어려움이 있다. 이러한 해석 상의 어려움으로 인해 회전의 항공기는 해석 결과의 적합성을 입증키 위한 실험 데이터 확보가 필수적이라 할 수 있다.

힌지없는 로우터의 공력탄성학적 안정성 실험은 직경 2m의 축소 회전의으로 실시 하였으며, 회전의은 유리섬유 로빙으로 된 스파와 유리섬유 직포로 된 외피, 납, 폴리우레탄 발포제로 구성되어 있으며, 면내 진동수 조절을 위해서는 블레이

* 서울대학교 대학원 항공우주공학과

** 서울대학교 항공우주공학과

드와 허브 사이에 별도의 알루미늄 유연재 (flexure)를 사용하였다. 헬리콥터 회전익에 있어 중요한 파라메타 각인 precone각과 droop각 및 sweep각의 변화에 따른 힌지없는 로우터의 면내 감쇠계수와 회전시 고유 진동수 측정 실험을 행하였다. 실험은 600 rpm에 대해 행하였으며, 그때 1차 플랩 모우드의 회전고유진동수는 1.37/rev 이고, 1차 래그 모우드의 회전고유진동수는 0.71/rev이며, 1차 토오션 모우드의 회전고유진동수는 6.29/rev이다.

1.2 기존 연구 조사

Sharpe[1]는 직경 1.92m, 2-bladed 축소 힌지 없는 로우터 실험 장치를 구성하고 precone, droop, rpm, pitch link 강성을 파라메타로 하여 실험을 행하였으며 이를 해석 결과와 비교하였다. 또 기본 물성치 측정 실험에 대한 방법과 절차에 대해 자세히 다루었다. Hodges, Ormiston[2]은 로우터 블레이드의 비틀림이 피치-래그와 피치-플랩 연계로 나타낼 수 있음을 보였고 면내 감쇠계수에 대한 precone과 droop의 영향이 주로 피치-래그 연계에 의한 것임을 보였다. Ormiston, Bousman[3]은 비선형 익형 단면과 항력 계수를 추가함으로써 높은 피치각에서도 실험과 해석이 잘 일치할 수 있음을 보였으며, Bousman, Sharpe, Ormiston[4]은 직경 1.62m, 2-bladed축소 회전익 실험장치를 구성하고 허브 부분에 피치-래그, 플랩-래그 연계를 갖게 하는 flexure를 추가하여 이러한 연계가 면내 감쇠 계수에 미치는 영향을 보였다. Bousman[5]은 플랩-래그, 피치-래그 연계가 힌지없는 Soft-Inplane 로우터의 공력탄성학적 안정성에 미치는 영향을 실험하고 이를 해석 결과와 비교하였다.

2. 실험 방법 및 구성

2.1 개요

실험의 대상은 4개의 회전익을 갖는 힌지없는 로우터 형태로 하며 로우터의 직경은 약 2m이며 NACA0012 익형을 갖는다. 여러 가지 파라메타 (precone, droop, sweep, 피치각)을 변화시켜 이러한 변화가 힌지없는 로우터의 공력탄성학적 안정성(주로 면내 안정성)에 미치는 영향을 알아본

다.

2.2 실험방법

로우터의 일괄피치 제어 및 주기 피치 제어를 위해 실제 헬리콥터와 같은 회전 및 비회전 스와시 판을 사용하였으며, 4개 회전익의 피치각을 동일량만큼 증가시키는 일괄 피치각 제어를 위해서는 0.5Hp AC servo 모우터와 jack screw를 이용하였고, 주기 피치각 제어를 위해서는 0.25Hp 스텝 모우터를 이용하였다.

회전익의 회전 고유진동수와 면내 감쇠계수 측정 방법은 다음과 같다. 일단 일괄피치각을 원하는 각도에 조정하고 회전수가 600rpm에 도달하면 가진용 스텝 모우터를 regressing 래그 주파수로 정해진 시간 만큼 구동하여 모우터 축단의 캠으로 비회전 스와시 판을 가진한다. 정해진 시간이 지난 후 비회전 스와시 판이 수평이 되도록 (틸트각이 0이 되도록) 정지한 후 그 신호를 저장한 후 Moving Block Analysis 방법을 이용하여 회전 고유진동수와 면내 감쇠를 측정한다. 또 precone, droop, sweep 각을 변화시켜 가며 실험하기 위해서 precone의 경우에는 hub를 droop, sweep의 경우에는 wedge를 바꿔 끼워가며 실험한다.

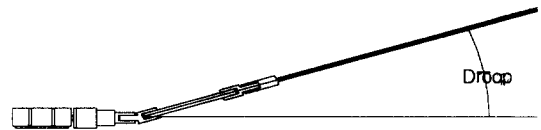


Fig 1. Droop Angle

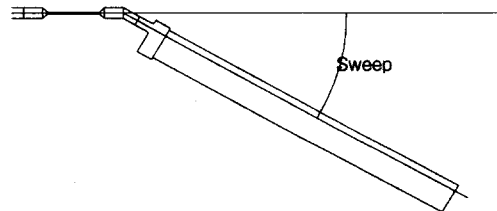


Fig 2. Sweep Angle

3. 해석

3.1 블레이드 지배방정식 구성

헬리콥터 회전익 블레이드는 단면의 크기에 비하여 스펜방향 길이가 매우 크기 때문에 ($R/c=14$ 정도) 직선형 1차원 보로 볼 수 있으며, 여기서는 일정한 각속도 Ω 로 회전하고 있는 탄성 보로 가정한다. 회전익 블레이드에 대한 해석상의 간단을 기하기 위하여 선택적으로 고차(3차이상)의 비선형 항들을 체계적으로 소거하기 위한 차수 계획법(ordering scheme)을 적용하였다.

블레이드 지배 방정식은 다음과 같은 해밀턴의 원리를 이용하여 구하였다.

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

여기서 $\delta U, \delta T, \delta W$ 는 각각 등방성 탄성 보의 변형에너지, 운동에너지, 외력에 가상일의 변분들이다. 한편, δW 는 외력, 즉 공기력에 의한 가상일이며 다음과 같이 표현된다.

$$\delta W = \int_0^R (L_u \delta u + L_v \delta v + L_w \delta w + M_\phi \delta \phi)$$

여기서 L_u, L_v, L_w, M_ϕ 블레이드를 따라 분포하는 블레이드 방향, 리드 래그방향, 플랩방향과 토오션 방향의 외력들이고 변형전 좌표계에서 구한다. 한편, 비정상 박판 익형 이론에 입각하여 얻은 비순환 공기력항도 고려하였다.

3.2 블레이드 이산 방정식 구성

변분 운동 방정식에 유한요소법을 적용하였다. 먼저 블레이드를 유한개의 요소로 분할하고 각 요소마다 끝단 절점 2개와 함께 요소 내부에 3개의 절점을 두어서 총 5개의 절점과 15개의 운동자유도를 가지는 3차원 공간상에서 운동하는 보요소를 사용한다. 블레이드 길이 방향으로는 2차의 응력분포를 얻을 수 있도록 C^0 3차의 형상함수를 사용하고, 리드-래그와 플랩 방향의 굽힘 및 횡전단 변위는 절점 변위와 기울기를 동시에 기술할 수 있는 Hermite 다항식을 이용하여 보간하고, 비틀림 방향으로는 선형의 피치 변화를 기술할 수 있도록 C^0 2차 형상 함수를 이용해서 보간 한다.

3.3 유한 요소 해법

일반화 좌표 q 를 정상상태의 절점 벡터 q_0 와 섭동량 δq 로 나누어서 섭동방정식을 구할 수 있으며, 시간 관련항들을 제거하여 식을 전개하면 다음과 같은 정적 평형 방정식을 구성할 수 있게 된다.

$$[K(q_0)]\{q_0\} = \{F\}$$

이 식은 비선형 대수 연립 방정식이며, 이것을 풀기 위해서 일반적으로 2차의 수렴조건을 보장하는 Newton-Raphson 반복 계산법을 이용하여 절점 변위 해를 구하였다. 계산에 필요한 자유도를 대폭 줄이면서 반복 계산으로 인한 계산소요 시간을 효율적으로 절감하기 위해, 앞에서 구한 평형상태에서 회전하고 있는 블레이드의 자유진동 해석을 수행하고 이때의 특성값들을 이용하여 모달 공간에서의 블레이드 플러터 방정식을 구성하였다. 여기에 유한요소 이산화법을 적용하여 최종적인 블레이드 플러터 방정식을 구성한 후, 다음과 같은 1계 미방의 상태 방정식 형태로 바꾸어 준다.

$$\begin{pmatrix} \dot{\bar{x}} \\ \bar{x} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & I \\ -M^{-1}K & -M^{-1}C \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ \dot{x} \end{pmatrix}$$

최종적으로 위의 시스템 행렬을 복소 고유치 문제로 구성하여 고유값을 결정하고, 고유값을 이용하여 회전시의 고유진동수와 댐핑을 구하였다.

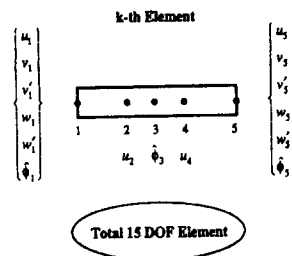


Fig 3. 유한요소 모델

4. 결과

실험에 사용된 회전익의 물성치는 다음과 같다.

Table 1. Physical properties of Rotor

Number of Blade, N_b	4
Rotor Radius, R	0.99 m
Chord / Radius	0.0722
Hub Vertical Offset, h	0.38 m
Blade Linear Twist, θ_w	0 deg.
Lock Number, γ	3.15
Solidity Ratio, σ	0.0615
Lift Curve Slope, a	5.73 /rad
Lift Coeff., C_l	0.0 + 5.73 α
Drag Coeff., C_d	0.01 + 0.00125 α
Moment Coeff., C_m	0.0
Structural Damping in Lag Mode	0.45% critical

회전익의 면내 감쇠계수를 결정하는 주요한 요인은 크게 4가지로 나눌 수 있다. 첫째, 회전익의 구조적인 감쇠를 들 수 있겠고, 둘째, 일정한 양력, 항력 계수와 받음각에 대한 기울기의 변화, 둘 모두에 의한 공기역학적인 감쇠가 있겠고, 셋째, 구조적이거나 운동기하학적(Kinematic)인 연계에 의한 플랩-래그 연계가 있으며, 마지막으로 넷째, 회전익의 비틀림 또는 피치링크 강성과 같은 제어 시스템 유연도에 의한 피치-플랩, 피치-래그 연계가 있을 수 있다. 본 연구의 주요한 파라메타 각 중 precone과 droop은 회전익의 정상상태 플랩처짐을 변화시켜 Coriolis 힘에 의한 플랩-래그 연계에 의해 면내감쇠 계수의 변화에 기여할 수 있으며, sweep은 기하학적인 피치와 플랩의 연계를 유발시켜 면내 감쇠의 변화를 가져올 수 있다.

Fig 4.는 정지 비행 실험장치의 전체 모습이며, Fig 5.는 가진을 멈춘후의 래그 신호를 10초간 그린 것이다. Fig 6.은 신호를 주파수 영역에서 본 것이며, Fig 7.은 Moving Block Analysis 결과이다. Fig 8.은 블레이드의 회전 고유진동수를 회전수 변화에 대해서 표시한 그림인데, 해석 결과와 매우 잘 일치함을 알 수 있다. Fig 9.는 피치각 변화에 따른 고유진동수변화를 표시한 그림인데 피치각이 커짐에 따라 고유진동수가 커짐을 알 수 있다. 그리고 Fig 10은 피치각 변화에 따른 래그 모우드의 감쇠 계수 변화를 표시한 그림

인데, 피치각이 커지면 감쇠 계수가 증가함을 알 수 있다.

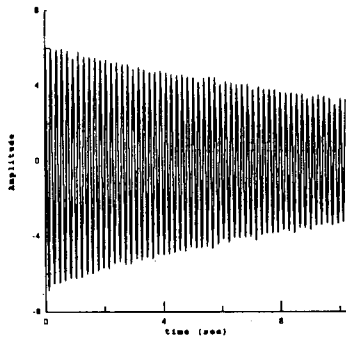
아직 실험이 진행 중이기 때문에 발표일에는 더욱 많은 결과를 발표할 예정이며 추가되는 내용은 발표 당일 배포기로 하겠습니다.

5. 참고 문헌

- [1] Sharpe, D.L., "An Experimental Investigation of the Flap-Lag-Torsion Aeroelastic Stability of the Small-Scaled Hingeless Helicopter Rotor in Hover", NASA Technical Paper 2546, AVSCOM Technical Report 85-A-9, Jan., 1986
- [2] Hodges, D. H., Ormiston, R. A., "Stability of Elastic Bending and Torsion of Uniform Cantilever Rotor Blades in Hover with Variable Structural Coupling", NASA TN D-8192, April, 1976
- [3] Ormiston, R. A., Bousman, W. G., "A Study of Stall-Induced Flap-Lag Instability of Hingeless Rotors", Journal of the American Helicopter Society, Jan., 1975, pp.20-30
- [4] Bousman, W. G., Sharpe, D. L., Ormiston, R. A., "An Experimental Study of techniques for Increasing the Lead-Lag Damping of Soft Inplane Hingeless Rotors", 32nd Annual National V/STOL Forum of the American Helicopter Society, May, 1976
- [5] Bousman, W. G., "The Effects of Structural Flap-Lag and Pitch-Lag Coupling on Soft Inplane Hingeless Rotor Stability in Hover", NASA Technical Paper 3002, AVSCOM Technical Report 89-A-002, 1990
- [6] 주진, 이해경, "회전익의 공력탄성학적 안정성 실험 방법에 대한 고찰", 한국항공우주학회 춘계 학술 발표회, 1993년 4월, 논문 초록집 pp.17-20



Fig 4. 정지비행 실험장치



600 rpm, $\delta : 0.1094$
Fig 5. Time History of Lag Mode

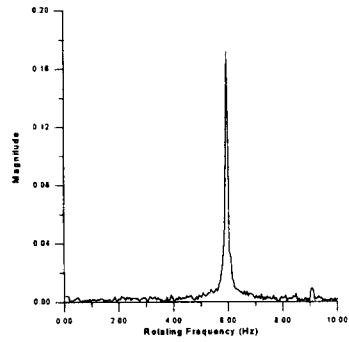
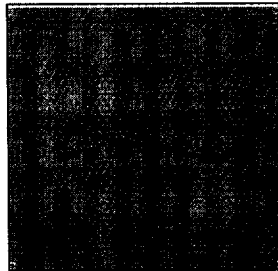


Fig 6. FFT Results of Lag Mode Signal



600 rpm, $\delta : 0.1094$
Fig 7. Moving Block Analysis Result

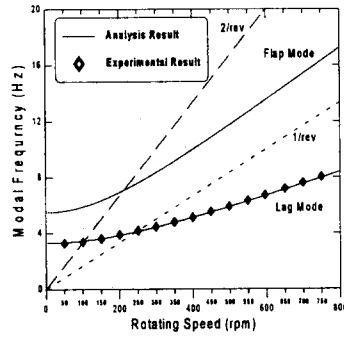
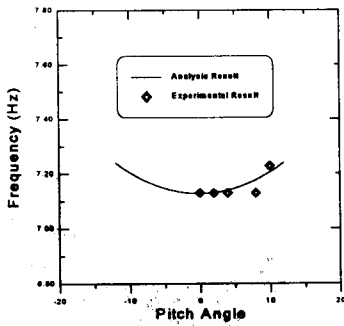
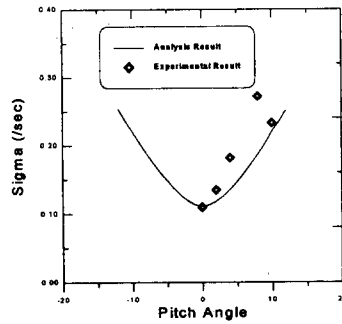


Fig 8. Fanplot (Pitch Angle : 0 deg.)



precone=0, droop=0, sweep=0
Fig 9. 피치 각 변화에 대한 고유진동수 변화



precone=0, droop=0, sweep=0
Fig 10. 피치 각 변화에 대한 감쇠계수 변화

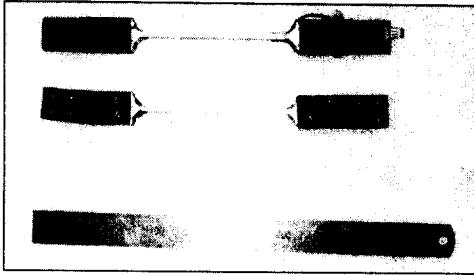


Fig. 11. 5° Sweep Wedge

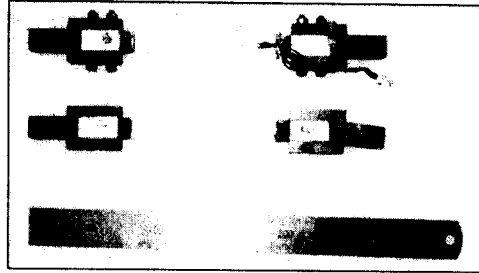


Fig. 12. 5° Droop Wedge



Fig. 13. Blade with 5° Sweep Wedge

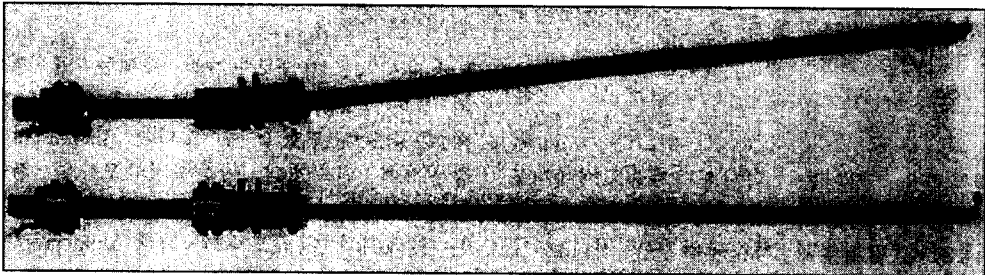


Fig. 14. Blade with 5° Droop Wedge

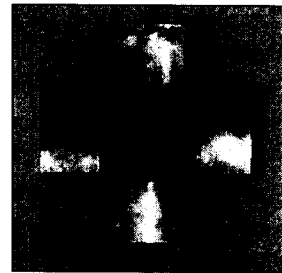
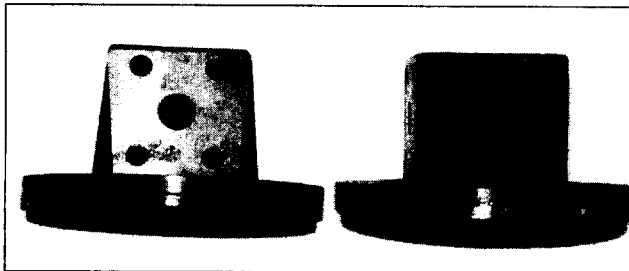


Fig. 15. Precone Hub