

# 스마트무인기 로터 동특성 해석

## Dynamic Characteristic Analyses of Smart UAV Rotor System

김도형\*, 이주영, 김유신, 이명규, 황창진, 김재무(한국항공우주연구원)

### 1. 서론

틸트로터는 헬리콥터의 수직이착륙 기능과 프로펠러기의 속도 및 연료소모율의 장점을 목적으로 설계 운용되고 있다. 보통 기존의 헬리콥터에 비해 2배 정도 빠른 전진속도를 가지고 몇 배 정도 멀리 비행이 가능하다. 회전익과 고정익, 두 가지 비행 모드를 가지기 때문에 보편적인 회전익기 로터시스템인 관절형이나 무힌지 허브시스템 대신 짐발 형태를 사용하게 되고, 두 가지 비행 상태에서의 기능을 동시에 만족하기 위하여 블레이드에 적절한 튜닝을 하게 된다. 주요 운용조건인 고정익모드에서 프로펠러 효율을 최대화하기 위하여 회전익기 블레이드에 비하여 블레이드의 비틀림 각이 매우 크며, 가로세로비가 작고 블레이드 강성이 상대적으로 크게 설계한다. 작은 가로세로비 때문에 회전익 모드에서 필요로 하는 큰 추력을 보상하기 위하여 로터는 고속으로 회전을 하지만, 고정익모드에서는 효율을 높이기 위하여 20% 정도 회전속도를 줄여 운용하게 된다. 틸트로터는 미국의 경우 XV 계열의 프로그램과 V-22 개발 과정을 통해 많은 기술을 축적하였으며, WRATS(Wing and Rotor Aeroelastic Test System)와 TRAM(TiltRotor Aeroacoustic Model)이라는 축소형 모델에 대해 구조동역학, 공탄성 및 공력 소음 특성 등을 활발히 연구해왔다 [1,2,3]. 유럽에서는 미국의 BA609 프로젝트에 공동 참여하고 있으며, ERICA(Enhanced Rotorcraft Innovative Concept Achievement) 프로그램을 통해 안정성, 생산성, 조종성 향상을 집중적으로 연구하고 있다 [4]. 또한 틸트로터는 최근 무인항공기로서 많은 주목을 받고 있다.

본 연구에서는 스마트무인기 연구개발 사업의 일환으로 로터시스템에 대한 기본설계 작업과

병행하여 로터시스템의 구조동역학 특성을 분석하였다. 초기 원추각(precone angle)에 따른 하중 경향, 로터 회전 고유진동수, 고정익모드(순항전진비행조건, 210 knots)와 천이모드(Nacelle angle 45°, 134 knots)에 대하여 로터 하중과 피치링크 하중, 그리고 로터시스템의 공탄성 안정성 특성에 대해 고찰하였다.

### 2. 로터시스템 형상 및 데이터

현재 기본설계 된 로터시스템의 전체적인 형상은 Fig. 1과 같다. 짐발 형태의 허브를 채택하여, 로터 전체의 플랩운동을 허용하였고, 피치혼의 기하학적 위치에 따른 -15°의 피치-플랩 연계( $\delta_3$ )를 발생시켜 고정익모드에서 공력탄성학적 안정성을 높이도록 하였다. 그리고 플래핑 운동에 의한 코리올리 하중을 줄이기 위하여 짐발을 허브중심보다 아래에 위치시켰고, 블레이드 뿌리부위의 모멘트를 경감하기 위해 초기 원추각을 가지도록 설계하였다. 또한 1/4 시위선(quarter chord line)의 위치를 조절하는 방법으로 스위프각(sweep angle)을 갖게 하여 피치링크 하중을 줄이도록 설계하였다.

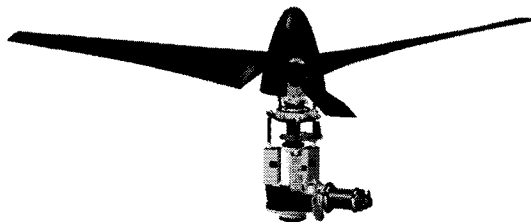


Fig. 158 Rotor system configuration.

해석에 사용된 로터 블레이드의 대표적 파라미터들은 Table 1에 정리하여 나타내었다.

Table 1 Rotor system properties.

Property		Value
Number of blade		3
Rotor radius, ft		4.7
Chord, ft	Root @ $r/R=0.1$	0.7849
	tip @ $r/R=1.0$	0.5029
Undersling, ft		0.1081
Solidity ratio		0.118
Twist angle, deg.		38
Sweep angle, deg.		1.13
Swashplate below to hub, ft		0.7097
Rotor tip speed, ft/s	Helicopter mode	790
	Airplane mode	632

블레이드의 대표적 단면 형상은 Fig. 2와 같이 스킨은 glass fabric과 graphite fabric으로, 스파는 graphite fabric, glass/epoxy 및 graphite/epoxy prepreg로 구성하였다. 질량 분포를 조절하기 위한 weight balance는 블레이드의 앞전에 위치하고 있으며, 앞전과 뒷전의 일방향 glass/epoxy는 강성 조절을 위해 사용되었다. 블레이드의 비틀림각은 고정익모드에서 프로펠러 효율을 증가시키기 위하여 전체적으로 38°의 분포를 갖고, 스캔방향으로 75% 지점에서 비틀림각이 0°가 되도록 하였다. 또한 지상 공진에 대해 안정적인 특성을 가지도록 래그모드 1차 회전 고유진동수가 로터회전수 보다 크도록 단면 강성과 질량분포를 설정하였다 (stiff in-plane rotor).

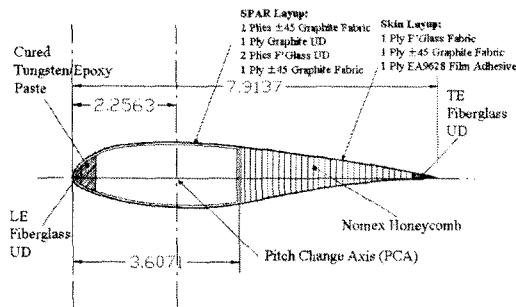


Fig. 159 Typical blade construction (50% R).

### 3. 해석 결과 및 검토

본 연구에서는 로터시스템의 구조동역학 특성을 고찰하기 위하여 회전익 분야에서 널리 사용되고 있는 범용해석프로그램인 CAMRAD II [5]를 이용하여 해석을 수행하였다. 해석 작업에서는 로터시스템 자체만을 고려하였고, 해석을 위한 조건은 동체효과를 고려하여 계산된 트림(trim) 상태를 적용하였다.

#### 3.1 초기 원추각에 따른 블레이드 모멘트

블레이드는 회전 시 발생하는 공기력으로 인해 뿌리 부분에는 과도한 하중이 작용하게 되고, 이때 초기 원추각을 가지도록 함으로써 원심력으로 인해 발생하는 모멘트가 뿌리 부위의 모멘트를 경감하는 효과를 얻을 수 있다.

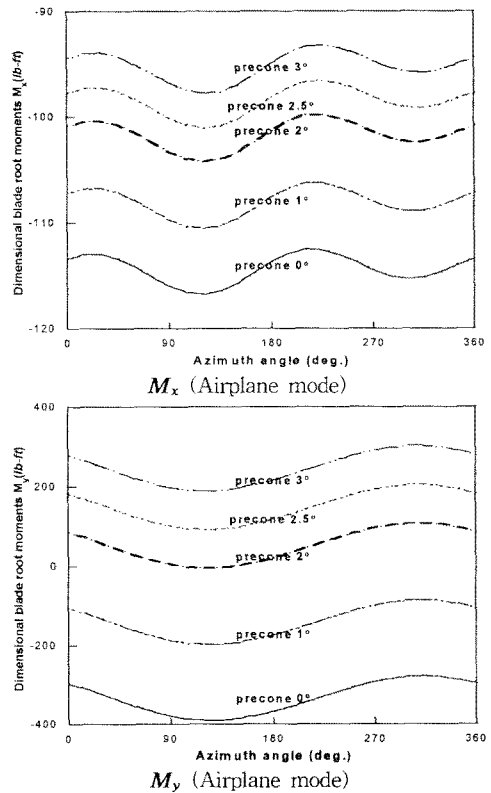


Fig. 160 Blade root moments at  $r/R=0.02$ .

Fig. 3은 초기 원추각의 영향을 고찰하기 위하여 고정익모드의 등속수평비행 시 초기 원추각을 0°부터 3°까지 변화 시켰을 때 블레이드

뿌리 부분에 작용하는 블레이드 하중을 방위각의 함수로 나타낸 것이다. 힘 성분과 추력방향 모멘트는 변화가 거의 없어 생각하였고, 블레이드 스팬 방향과 코드 방향의 축을 기준으로 한 모멘트를 나타내었다. 블레이드 비틀림 모멘트 ( $M_x$ )는 초기 원추각이 커질수록 작아지나, 플랩 굽힘 모멘트( $M_y$ )는 감소 후 증가하는 경향을 보이고 있다. 두 가지를 고려할 때 초기 원추각이 2°인 경우가 가장 적절한 것으로 판단된다.

### 3.2 로터 공탄성 안정성

틸트로터의 공탄성 안정성 해석은 회전익모드에서 로터 시스템의 블레이드의 공탄성 안정성 해석과 고정익모드에서 전기체를 고려한 윙플러터(whirl flutter) 해석의 수행이 필요하다. 본 연구에서는 현재 로터 시스템의 동특성에 대해서 고찰하고 있으므로 우선 로터 시스템의 공탄성 안정성에 대해 해석을 수행하였고, 동체를 고려한 윙플러터 부분은 해석을 진행 중에 있다. 3.1절에서와 같이 초기 원추각이 공탄성 안정성에 미치는 영향을 살펴보았다.

Fig. 4와 5는 초기 원추각 0°~3° 범위에 대해서 일괄 피치각 5°인 경우의 사이클릭 래그모드에 대한 안정성 해석을 통해 구한 고유치이다. 해석 시 구조 감쇠는 고려하지 않았다. 초기 원추각을 0°에서 1°로 증가시킬 경우 안정성이 저하되는 결과를 보이고 있으며, 2° 이상에서 다시 안정성을 회복함을 살펴볼 수 있다.

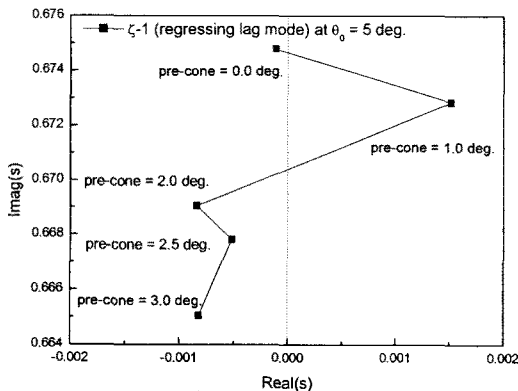


Fig. 161 Regressing lag mode eigenvalues at collective pitch = 5°.

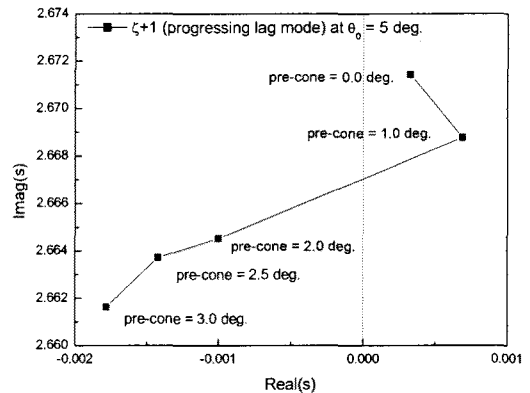


Fig. 162 Progressing lag mode eigenvalues at collective pitch = 5°.

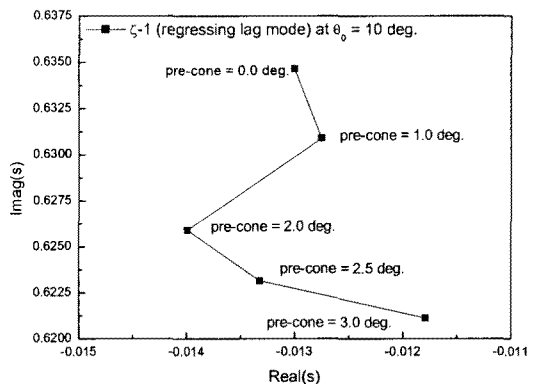


Fig. 163 Regressing lag mode eigenvalues at collective pitch = 10°.

일괄 피치각 10°에서의 regressing 래그모드의 안정성 해석 결과는 Fig. 6과 같이 전체적으로 안정한 영역에 분포를 하나 초기 원추각 2°인 경우가 가장 안정한 것으로 관찰된다. 3.1절에서 살펴본 바와 같이 초기 원추각이 블레이드에 작용하는 모멘트의 크기에 영향을 미칠 뿐만 아니라 로터 공탄성 안정성에도 영향을 미치고 있음을 살펴볼 수 있다. 따라서 초기 원추각이 2°인 경우가 블레이드 모멘트 경감과 로터 공탄성 안정성 확보를 위해 적절한 것으로 판단된다.

초기 원추각이 2°인 경우 일괄 피치각에 따른 기본 모드들의 감쇠비는 Fig. 7과 같다. 플랩모드는 상당히 큰 감쇠비를 가지고, 사이클릭 래

그모드가 작은 감쇠비를 나타내고 있으나 구조 감쇠를 고려할 경우 보다 큰 감쇠비를 나타내어 로터시스템의 제자리비행 시 공탄성 특성은 안정된 결과를 보여주고 있다고 판단된다.

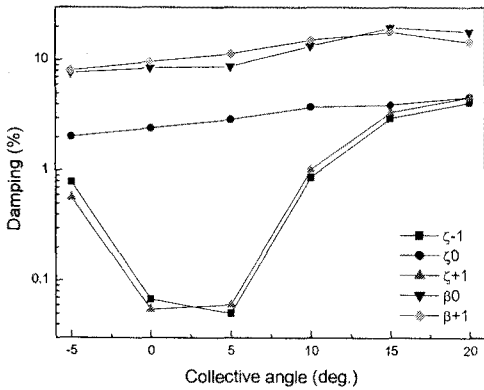


Fig. 164 Damping ratios vs. collective pitch angle (precone = 2°).

3.3 로터 회전 고유진동수

3.1절과 3.2절의 해석 결과를 토대로 초기 원추각은 2°로 설정하였고, 설계 과정에서 추가적인 변경사항 (undersling: 0.0799 ft, 블레이드 강성 분포 등)을 반영하여 회전 고유진동수와 하중 해석을 수행하였다.

틸트로터 블레이드는 큰 비틀림 분포와 기하학적으로 피치-플랩 연성을 가지므로 블레이드 진동 특성은 피치, 플랩 그리고 래그방향 모드 간의 연계가 매우 큰 해석 결과를 보이게 된다. 또한 짐발 형태의 로터시스템이기 때문에 우함수적 변형을 하는 컬렉티브 모드(collective mode)와 기함수적 변형을 하는 사이클릭 모드(cyclic mode)가 동시에 발생한다.

Fig. 8과 Fig. 9는 로터 시스템의 회전 고유진동수를 일괄 피치각 0°와 15°에 대하여 컬렉티브 모드와 사이클릭 모드로 나타낸 그림이다. 부채살 모양의 점선은 회전속도에 비례하는 진동수를 나타낸다. 컬렉티브 모드의 경우 일괄 피치각에 대해서 주파수 변화가 미미하고, 고정익모드( $V_{TIP} = 790 \text{ ft/s}$ ) 2차, 3차 그리고 고정익모드( $V_{TIP} = 632 \text{ ft/s}$ ) 1차, 4차 모드에서 공진 가능성이 있음을 살펴볼 수 있다. 사이클릭 모드의 경우 1/rev의 짐발 모드를 관찰할 수 있고, 2차, 3차 모드에서 일괄 피치각에 따라 주파

수의 차이를 확인할 수 있다. 또한 고정익모드 4차, 5차 및 회전익모드 2차, 3차에서 공진을 유발할 수 있는 경향을 보이고 있다. 따라서 안정성 향상을 위해 구조물설치 분포에 대한 조절이 필요할 것으로 판단된다.

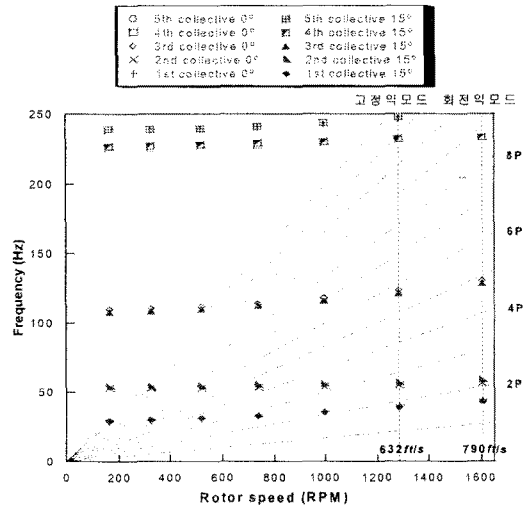


Fig. 165 Natural frequency (collective mode).

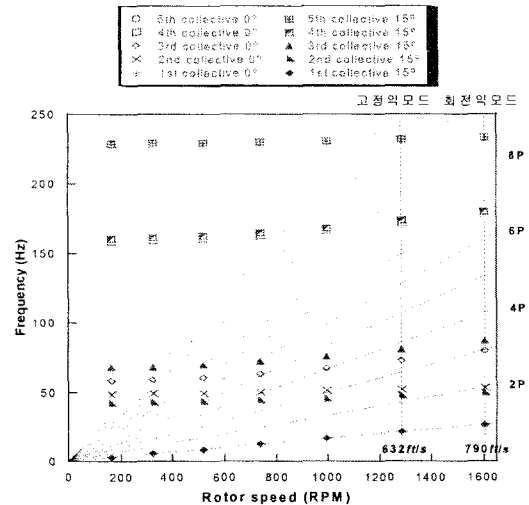


Fig. 166 Natural frequency (cyclic mode).

3.4 로터 하중

로터시스템에서는 Fig. 10에 도식한 바와 같이 허브에 고정된 좌표계와 블레이드를 따라 변하는 회전좌표계가 사용된다. 회전익모드에서

허브고정좌표계는  $X$ 는 방위각이  $0^\circ$ 인 동체후미 방향이고,  $Y$ 는 방위각이  $90^\circ$  방향,  $Z$ 는 로터 축 방향이다. 고정익모드로 천이할 때는 좌표축도 같이 움직이게 되고, 회전 좌표계는 블레이드 스패, 코드, 로터축이 각각  $x, y, z$ 로 정의된다.

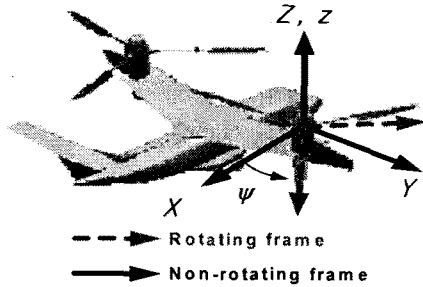


Fig. 167 Rotor coordinate systems.

Fig. 11과 12는 고정익모드 및 천이모드 (Nacelle angle  $45^\circ$ )에서 블레이드에 작용하는 하중을 블레이드 길이 및 방위각의 함수로 도시하여 나타낸 결과이다.

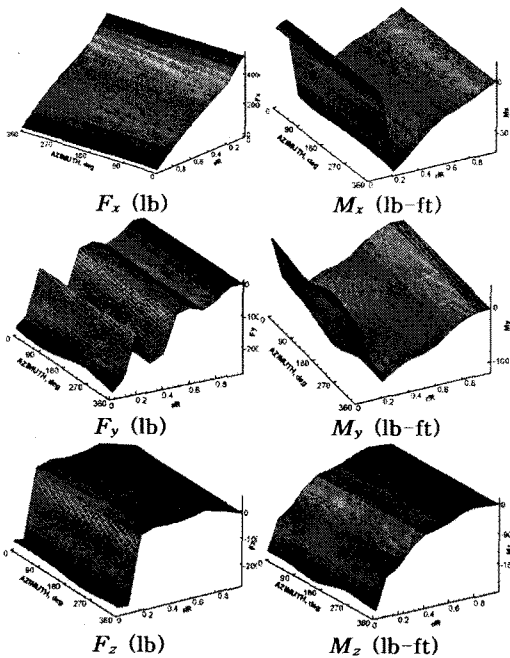


Fig. 168 Rotating blade loads (Airplane mode).

하중 분포를 살펴보면 블레이드와 피치케이스가 결합하고( $r/R=0.16$  부근) 피치링크가 연결되므로 이 부위에서 하중의 변화가 두드러지게 나타나고 있다. 고정익모드에서는 하중이 완만한 변화를 보이고 있는 반면 천이모드에서는 원심력 성분( $F_x$ )을 제외하고 방위각 및 블레이드 길이 방향으로 변화가 큰 것을 살펴볼 수 있다.

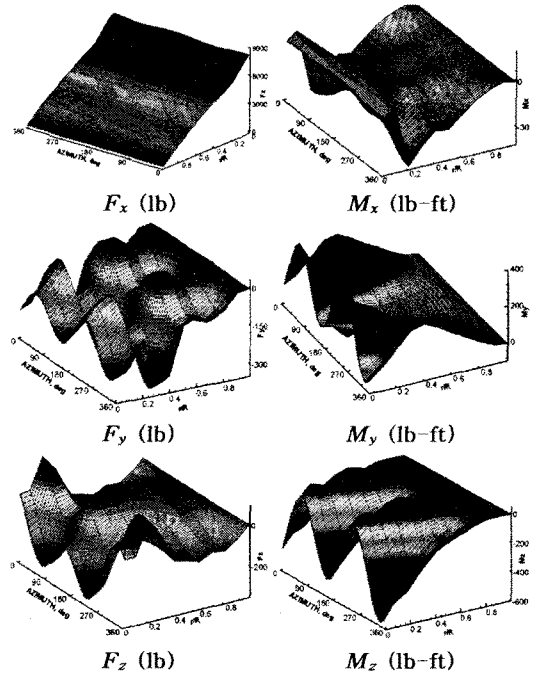


Fig. 169 Rotating blade loads (Transition mode).

Fig. 13과 14는 고정익모드 및 천이모드 상태에서 허브 축에 작용하는 모멘트 성분을 방위각의 함수로 도시하고 있다. 고정익모드에서는 양력( $F_z$ )과 요 모멘트( $M_z$ )가 최대 크기를 갖고 방위각에 따른 변화는 크지 않다. 반면 천이모드에서는 방위각에 따른 하중 변화가 크고 요 모멘트( $M_z$ )가 지배적임을 살펴볼 수 있다.

Fig. 15는 고정익모드 및 천이모드에서 피치링크에 작용하는 하중을 방위각의 함수로 도시한 결과이다. 고정익모드에서는 방위각이  $90^\circ$ 와  $270^\circ$ 에서 각각 최대값과 최소값을 가지는 반면 천이모드는 전진속도로 인한 양력 불균형 때문에 방위각  $90^\circ$ 와  $270^\circ$  사이에서 최소값을 갖고

큰 진폭의 변화를 보임을 확인하였다. 피치링크 하중은 조종면 작동기의 사양을 선택하는데 중요한 영향을 주기 때문에 다양한 비행 상태에 대한 파라미터 연구를 진행 중이다.

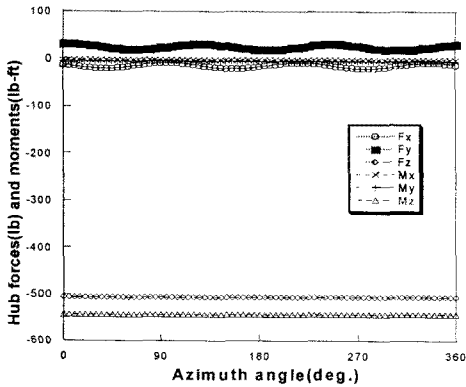


Fig. 170 Hub forces (Airplane mode).

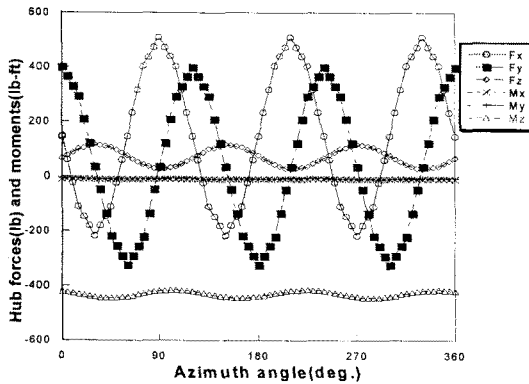


Fig. 171 Hub forces (Transition mode).

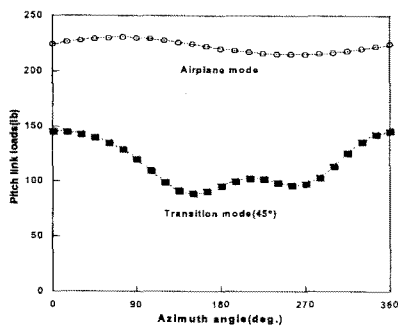


Fig. 172 Pitch link forces.

#### 4. 결론 및 향후 계획

본 연구에서는 스마트 무인기 로터 시스템의 기본 설계 데이터에 대한 타당성 검토를 위해 로터 시스템의 구조동역학적 특성에 대한 해석을 수행하였다. 초기 원추각에 따른 블레이드 모멘트와 공탄성 안정성 해석 결과를 통해 초기 원추각은 2°인 경우가 가장 적절함을 도출하였고, 하중 해석 결과는 응력 및 변형률 해석에 이용될 예정이다. 본 연구에서 공탄성 안정성 해석은 로터시스템에 대한 결과만을 제시하였으나, 틸트로터의 경우 전진 비행 상태에서 로터 시스템과 비행체가 연계된 공력 탄성학적 현상인 휠플러터에 대한 해석이 필수적이고 이러한 안정성 해석 및 스마트 무인기의 운용 조건에 대한 구조동역학적 특성에 대한 상세한 해석을 수행중이다.

#### 후 기

본 논문은 21세기 프론티어 연구개발사업(스마트무인기 기술개발)의 일환으로 수행된 결과이며, 지원에 감사드립니다.

#### 참고문헌

1. D. J. Piatak, *et al.*, "A Parametric Investigation of Whirl-Flutter Stability on the WRATS Tiltrotor Model," *AHS Journal*, Vol.47, No.2, 2002, pp.134-144.
2. C. W. Acree, *et al.*, "Rotor Design Options for Improving Tiltrotor Whirl-Flutter Stability Margins," *AHS Journal*, Vol.46, No.2, 2001, pp.87-95.
3. W. Johnson, "Calculation of Tilt Rotor Aeroacoustic Model (TRAM DNW) Performance, Airloads, and Structural Loads," *AHS Aeromechanics Specialists' Meeting*, Atlanta, Georgia, Nov. 2000.
4. F. Nannoni, *et al.*, "ERICA: THE EUROPEAN ADVANCED TILTROTOR" *27th European Rotorcraft Forum*, Moscow, Russia September 2001.
5. W. Johnson, "CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics", Johnson Aeronautics, 2004.