

## 技術論文

## 스마트무인기 로터 공탄성 및 윙플러터 안정성 해석

김도형\*, 이주영\*, 김유신\*, 이명규\*, 김승호\*

## Rotor Aeroelastic and Whirl Flutter Stability Analysis for Smart-UAV

Do-Hyung Kim\*, Ju-Young Lee\*, Yu-Shin Kim\*, Myeong-Kyu Lee\* and Seung-Ho Kim\*

## ABSTRACT

Tiltrotor aircraft can fly about twice faster and several times further than conventional helicopters. These aircraft provide advantages preventing compressibility of advancing side and stall of retreating side of blades because they take forward flight with tilting rotor systems. However, they have limit on forward flight speed because of the aeroelastic instability known as whirl flutter. First, the parametric study on the aeroelastic stability of the isolated rotor system has been performed in this paper. And the effects of pitch-link stiffness, gimbal spring constant, and precone angle on the whirl flutter stability of Smart-UAV have been investigated through CAMRAD II analysis.

## 초 록

틸트로터 항공기는 기존의 헬리콥터에 비해 두 배 정도 빠르고 비행 가능 영역은 수배에 이른다. 로터시스템을 틸팅(tilting)하여 전진비행하기 때문에 기존 헬기 블레이드에서 발생하는 전진면의 압축성 효과와 후퇴면의 실속을 방지하는 효과를 얻을 수 있다. 그러나 틸트로터 항공기에서는 윙플러터(whirl flutter)로 알려진 공탄성 불안정성으로 인해 최대 전진속도에 제한을 가지게 된다. 본 논문에서는 우선 로터시스템 자체의 공탄성 안정성에 대한 파라메트릭 연구를 수행하였고, 피칭링크 강성, 짐발 스프링 상수, 원추각이 스마트무인기의 윙플러터 안정성에 미치는 영향을 CAMRAD II를 이용한 해석을 통해 고찰하였다.

**Key Words** : Tiltrotor(틸트로터), Smart-UAV(스마트무인기), Aeroelastic Stability(공탄성 안정성), Whirl Flutter(윙플러터)

## 1. 서 론

윙플러터는 XV-3 개발과정에서 관찰되었고, 이후 틸트로터 항공기 개발에서 중요한 문제로 부각되었다. 틸트로터의 윙플러터를 고찰하기 전

에 우선, 플랩운동이 없는(non-flapping) 강체 블레이드와 유연하게 지지된(flexibly mounted) 프로펠러/나셀(propeller/nacelle) 조합을 고려해보자. 전진비행 시 자이로스코픽(gyroscopic) 힘에 의해 피치(pitch)와 요(yaw) 운동은 연계(couple) 되고, 섭동(perturbation)이 발생할 경우 공기력이 없으면 안정한 자이로스코픽 세차운동을 보이게 된다. 만약 동일한 프로펠러/나셀 시스템이 축류(axial flow)가 있는 상태에서 섭동되었을 때, 프로펠러의 세차 운동에 의해 추력 외에 추가적인

† 2006년 2월 20일 접수 ~ 2006년 5월 11일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원

연락처, E-mail : dhkim@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

공력하중이 발생한다. 이 하중이 로터 회전방향과 반대인(backward whirl-mode) 고전적인 헬플러터 불안정성을 유발한다[1].

틸트로터 헬플러터의 근본원인은 프로펠러/나셀 헬플러터의 원인, 즉 세차운동에 의해 발생하는 공력하중으로 고려된다. 그러나 짐발형 허브의 틸트로터의 경우 짐발허브의 플래핑(flapping) 자유도로 인해서 세차운동으로 발생하는 공력하중이 파일런/날개에 작용해서 헬플러터를 유발시키는 메커니즘을 가지므로 고전적인 프로펠러/나셀 헬플러터와는 다르다[2].

헬플러터 안정성은 파일런 마운트의 강성 및 감쇠(pylon mount stiffness & damping) 뿐만 아니라, 많은 로터시스템 설계 변수의 영향을 받는 것으로 알려져 있다. 틸트로터 공탄성 안정성에 관한 연구는 NASA LaRC TDT(Transonic Dynamic Tunnel)에서 Bell 266, Bell 300, Grumman Helicat, XV-series, V-22 등의 개발 과정을 통해 활발히 연구되어 왔다. 특히, 피치-플랩 연성(pitch-flap coupling), 플랩 힌지 오프셋(flapping hinge offset), 날개/파일런(wing/pylon) 고유진동수, 날개 공기력, 비행 자세(attitude) 등이 헬플러터 안정성에 미치는 영향에 대해 많은 연구가 이루어져 왔다.

1990년대 중반부터는 Army/NASA/Bell Helicopter Textron Incorporation(BHTI) 주도로 WRATS(Wing and Rotor Aeroelastic Test System)라 불리는 V-22 1/5 크기 semispan 모델을 이용하여 안정성 증대를 위한 복합재 테일러링(tailoring), HHC(Higher Harmonic Control)와 면내유연(soft in-plane) 로터의 지상 공진 능동제어 등의 다양한 실험이 수행되었다. WRATS 모델은 짐발, 면내 강성, 원추각을 가진 플렉서 허브 형태로 현재 국내에서 개발 중인 스마트무인기의 허브시스템은 동일한 메커니즘을 채용하고 있다. WRATS 모델에 대해 조종 장치 강성, 피치-플랩 연성, 실물크기 블레이드 마하수에 따른 헬플러터 특성 변화는 참고문헌[2]를 통해 자세히 살펴볼 수 있다.

헬플러터 안정성 향상을 위한 연구로는 파일런 강성 조절뿐만 아니라, 로터 블레이드의 탄성축, 무게중심, 끝단 후퇴각 등을 변화시키는 방법과[3], 플래퍼론, 스와시판의 구동에 의한 능동제어 기법[4] 등이 수행되었다. 최근에는 중량(heavy lift) 회전익기로서 틸트로터 항공기를 적용하려는 연구들이 수행되고 있으며[5], 이러한 대형 틸트로터 항공기 설계에서도 헬플러터 안정성은 주요 설계 조건중 하나이다.

본 연구에서는 스마트무인기 TRS3 모델에 대해 피치-플랩 연성, 원추각, 블레이드 끝단 집중 질량이 로터시스템 자체의 공탄성 안정성에 미치는 영향을 검토하고, 피치-링크 강성, 짐발 스프링 상수, 원추각 변화에 따른 전기체 헬플러터 안정성 특성 변화를 CAMRAD II[6]를 이용한 해석을 통해 검토 하였다. 본 연구의 결과를 비롯한 다양한 해석 결과를 토대로 설계 변경을 거쳐 현재 TRS5 모델로 업데이트 되었으며, 헬플러터 안정성 해석 기술은 향후 지상시험 및 비행시험 단계까지 지속적으로 활용될 분야이다.

## II. 로터시스템 공탄성 안정성 해석

### 2.1 로터시스템 모델

본 연구에 사용된 스마트무인기 로터시스템 모델은 기본설계과정을 통해 도출된 TRS3 로터시스템 모델이다. 스마트무인기 로터시스템은 학술발표[7,8] 등을 통해 여러 차례 발표된 바 있어 간단히 소개하면, Fig. 1과 같은 형상의 짐발을 채택한 면내강성 로터시스템이다.

로터시스템의 특성 해석을 위한 CAMRAD II 모델은 기본적으로 짐발, 스와시판을 비롯한 조종 장치 등을 포함하고 있으며, 구조모델은 허브 중심으로부터 블레이드 끝단까지 24개 위치에 대해 강성, 관성 및 탄성 축 정보를 입력하고 끝단에는 집중질량을 모델링 한다. 블레이드 공력 모델로 20개의 패널이 사용되고, 균일 유입류(uniform inflow) 모델을 사용하였다. CAMRAD II에서 사용되는 균일 유입류 모델은 기본적으로 비정상 공력(unsteady aerodynamics)과 동적 유입(dynamic inflow) 효과를 포함하고 있다.

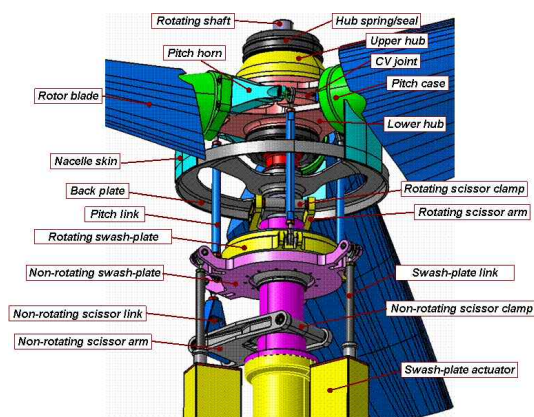


Fig. 1. Rotor system configuration

로터시스템에 대한 공탄성 안정성 특성을 검토하기 위해 아래와 같이 피치-플랩 연성, 초기 원추각, 블레이드 끝단 집중질량이 로터시스템의 공탄성 안정성에 미치는 영향을 고찰하였다.

- 1) 피치-플랩 연성 ( $\delta_3$  angle):  
-30, -15, 0, 15, 30 degree
- 2) 초기 원추각:  
0, 1, 2, 3, 4, 5 degree
- 3) 블레이드 끝단 질량:  
0, 0.00473, 0.00946, 0.01419, 0.01892 slug  
(설계값 기준 0, 1/2, 1, 3/2, 2배)

위의 설계 변수에서 밑줄로 표시한 값이 TRS3 로터시스템의 설계값이다. 각 설계 변수의 변화에 따른 공탄성 안정성 특성은 일괄피치각 -5도 ~ 15도 범위에서 해석하였다. 정지비행 상태에서 해석을 수행하였고, 로터회전수는 VTIP=790 ft/sec (1605 rpm)이다. 기준 설계값에 대한 해석 결과는 Fig. 2와 같다.

Beta는 플랩모드, zeta는 래그모드, theta는 피치모드를 각각 나타내며, 0은 콜렉티브 모드, +1과 -1은 각각 progressing 및 regressing 사이클릭 모드를 나타낸다. 전체적으로 플랩과 피치모드는 감쇠비가 상대적으로 높고 래그모드가 낮은 결과를 보여준다. 콜렉티브 래그모드의 경우 1~3% 수준으로 안정한 결과를 보여주고 있으며, 사이클릭 래그모드의 경우 regressing 모드와 progressing 모드가 유사한 경향을 보여주고 있으며, 일괄피치각 0도에서 안정성이 가장 낮은 결과를 보여준다. 일괄피치각 0도 일 때 zeta-1과 zeta+1 모드의 감쇠비는 각각 -0.01%, -0.04% 로 음의 값을 나타내지만, 이는 구조감쇠 및 짐발감쇠 등이 포함될 경우 안정성을 저하시킬 가능성은 크지 않다고 판단된다.

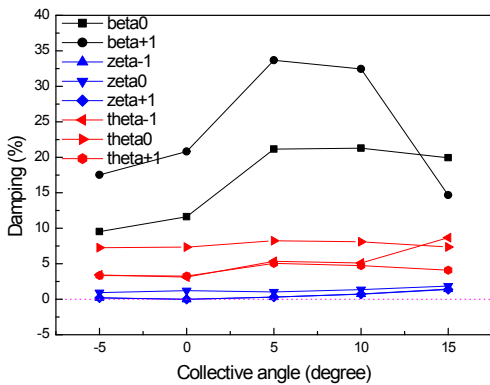


Fig. 2. Modal damping vs. collective pitch angle

## 2.2 피치-플랩 연성의 영향

피치-플랩 연성은 피치링크와 피치혼의 체결 위치가 바뀌는 경우를 가정하여 -30 ~ +30도 위

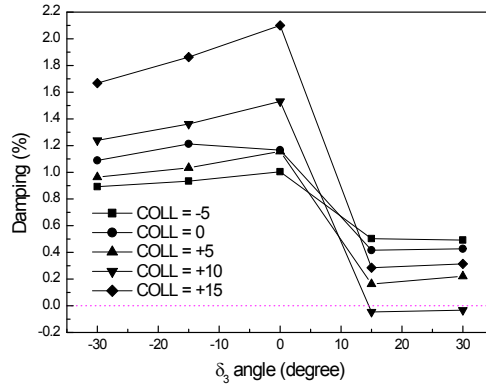


Fig. 3. Collective lag mode(zeta0) damping vs.  $\delta_3$  angle

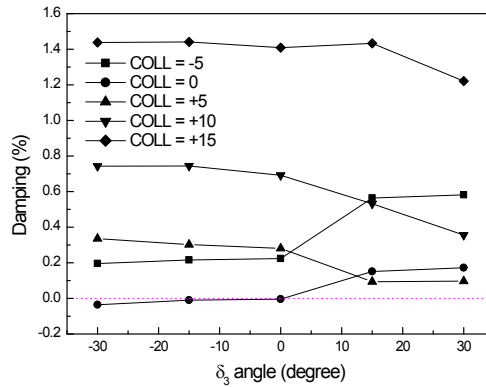


Fig. 4. Regressing lag mode(zeta-1) damping vs.  $\delta_3$  angle

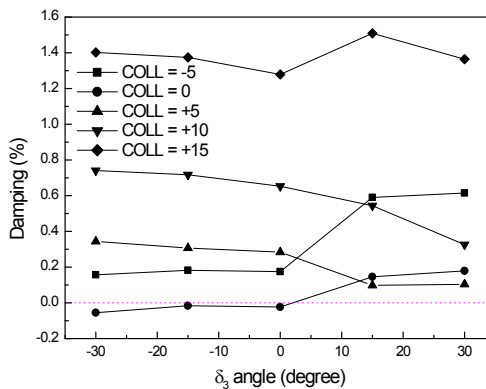


Fig. 5. Progressing lag mode(zeta+1) damping vs.  $\delta_3$  angle

치에 대한 해석을 수행하였다. Fig. 2에서 살펴본 바와 같이 감쇠비가 낮은 래그모드에 대한 결과를 통해 특성 변화를 살펴보도록 하겠다.

Fig. 3의 콜렉티브 래그모드의 경우 양의 피치-플랩 연성(flap up / pitch down)이 있는 경우 음의 피치-플랩 연성인 경우에 비해 감쇠비가 저하되는 특성을 살펴볼 수 있다. Fig. 4와 Fig. 5의 사이클릭 래그모드에 대한 결과를 살펴보면 regressing 모드와 progressing 모드의 감쇠비 경향은 유사하다. 일괄피치각 0도일 때 감쇠비가 낮고 (+)  $\delta_3$ 에서 약간의 증가를 보이거나 증가 폭이 크지는 않다. 일괄피치각 0도일 때 (-)  $\delta_3$ 에서 (-)감쇠 결과를 보여주지만, 앞서 언급한 바와 같이 구조감쇠, 짐발 감쇠 등이 고려될 경우 안정성은 증가될 것으로 판단된다. 전체적으로 양의 피치-플랩 연성이 콜렉티브 래그모드의 안정성 저하에 미치는 영향이 크다고 할 수 있다. 이에

따라 피치-플랩 연성은 TRS5에서도  $\delta_3 = -15$ 도 값이 계속 적용되고 있다.

### 2.3 원추각의 영향

원추각은 블레이드 양력과 원심력간의 모멘트 균형을 통해 루트 모멘트를 경감하는 효과를 얻기 위해 적용되었으며, 해석조건은 앞 절에서 기술한 바와 같이 정지비행 조건에서 VTIP=790 ft/sec 회전수를 적용하였고, 원추각 0 ~ 5도에 대하여 해석을 수행하였다.

콜렉티브 래그모드의 경우 감쇠비 변화가 거의 없고, 사이클릭 래그모드의 경우 Fig. 6, Fig. 7과 같다. Regressing 모드는 일괄피치각 -5도, 0도 일 때 원추각 증가에 따라 감쇠비의 감소 현상이 있으나, 큰 영향은 없는 것으로 보인다. 원추각이 작을 때는 progressing 모드, 원추각이 클 때는 regressing 모드의 감쇠비가 낮은 특성을

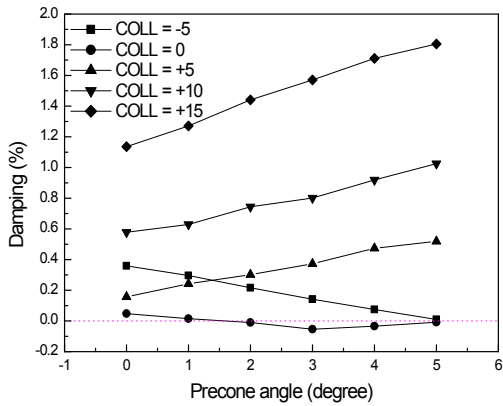


Fig. 6. Regressing lag mode(zeta-1) damping vs. precone angle

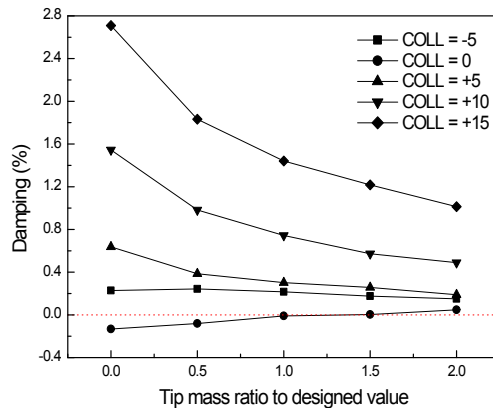


Fig. 8. Regressing lag mode(zeta-1) damping vs. tip mass

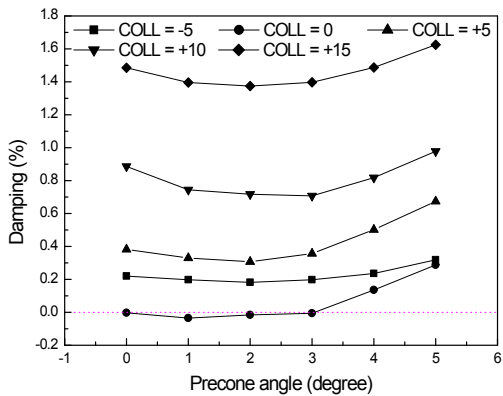


Fig. 7. Progressing lag mode(zeta+1) damping vs. precone angle

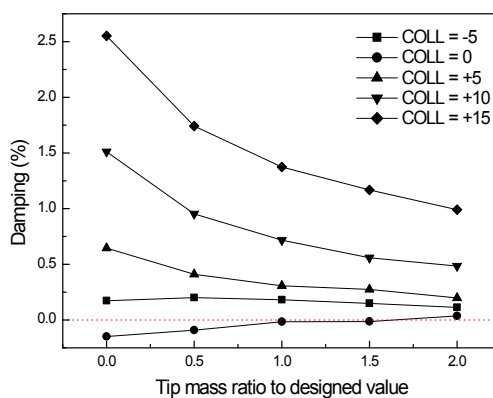


Fig. 9. Progressing lag mode(zeta+1) damping vs. tip mass

보이고 있으나, 미소한 값이므로 로터시스템 자체의 공탄성 안정성에는 큰 영향은 없는 것으로 볼 수 있다. 원추각은 스마트무인기 로터 하중 해석을 통해 루트 모멘트에 미치는 영향이 크고, 원추각 2도가 하중 측면에서는 유리한 것을 확인한 바 있다. 현재의 TRS5 모델에서도 원추각은 2도가 사용되고 있다.

**2.4 블레이드 끝단 집중질량의 영향**

블레이드 끝단 집중질량은 블레이드 회전 고유진동수 조절을 위해 사용되었으며, 끝단 집중질량을 현재 설계 값 기준으로 0, 1/2, 1, 3/2, 2 배로 변화시킬 때 감쇠비 변화를 살펴보았다.

Fig. 8과 Fig. 9에서 살펴볼 수 있듯이 양의 일괄피치각에서는 블레이드 끝단 집중질량의 증가에 따라 감쇠비는 감소하고, 일괄피치각 0도인 경우에는 사이클릭 래그모드의 감쇠비가 미소하게 증가되는 것을 살펴볼 수 있다. 블레이드 끝단 집중질량이 크게 안정성 저하 요인으로 고려되지 않을 수 있으나, 블레이드 회전고유진동수에 미치는 영향이 더 크게 나타나기 때문에 현재 설계 값 기준으로 블레이드 끝단 집중질량을 2배 이상 증가시키는 것은 좋지 않은 것으로 판단된다. TRS5 모델에서는 끝단 질량뿐만 아니라 강성 분포에 대한 조절 작업이 수행되어 본 해석 결과가 직접 반영되지는 않았다.

**III. 헬플러터 안정성 해석**

본 장에서는 TRS3 동체 모델과 앞 장의 TRS3 로터시스템 모델에 대한 CAMRAD II를 이용한 헬플러터 안정성 해석 결과를 기술하였다. 헬플러터 안정성 특성 변화를 고찰하기 위한 설계변수는 피치링크 강성, 짐발스프링 상수, 원추각으로 다음의 값을 이용하였다.

- 1) 피치링크 강성 (KPL):  
 $2.2186 \times 10^4$ ,  $2.8 \times 10^4$ ,  $1.1093 \times 10^5$ ,  $2.2186 \times 10^5$ ,  $2.8 \times 10^5$  (lb/ft)
- 2) 짐발 스프링 상수 (KGMBL):  
 10.922, 21.844, 43.688, 65.32 (lb-ft/rad)
- 3) 초기 원추각 (CONE):  
 0, 1, 2, 3, 4 (degree)

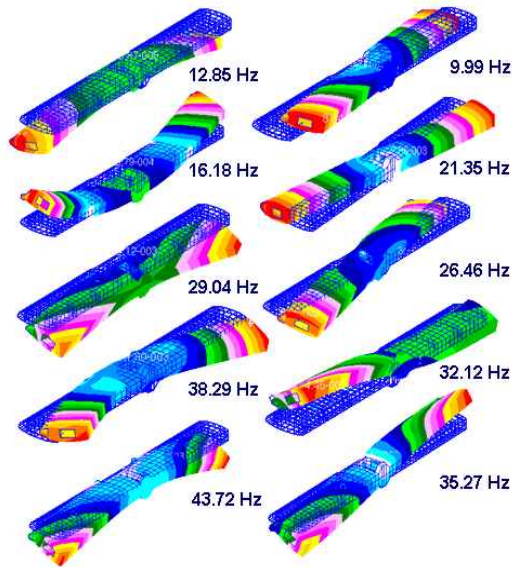
상기의 변수들에서 밑줄로 표시한 값들이 기준 설계값들이며, 설계 기준값의 증가 혹은 감소에 따른 헬플러터 특성 변화를 고찰하였다. 앞서 로터시스템 자체의 공탄성 안정성 해석에서는 블

레이드 끝단 질량과, 피치-플랩 연성 효과를 살펴해보았으나, 끝단 질량의 경우 헬플러터에 미치는 영향은 미미하고 양의 피치-플랩 연성의 경우에는 고속 전진 비행에서 트림 해를 구하는 단계에서 수치적으로 수렴이 되지 않는 결과를 보이고 있어 본 논문의 결과에서 제외하였다.

**3.1 동체 모델**

CAMRAD II에서 헬플러터 안정성 해석을 위한 방법은 기체에 대한 모드 형상, 진동수, 모드 질량을 사용하는 방법과 CAMRAD II 자체적으로 날개부터 로터 사이의 구조모델링을 구성하는 두 가지 방법을 사용할 수 있다.

본 연구에서는 전기체 모드해석 결과를 이용하는 방법을 적용하였다. 동체 모드형상은 대칭(symmetric)과 반대칭(anti-symmetric) 형상으로 구분하여 구성되며 MSC.NASTRAN을 이용하여 진동수, 모드 질량, 모드 형상을 구하였다. 모드 해석을 통해 대칭 모드와 반대칭 모드 각 5개, 총 10개의 모드로 동체 구조 모델을 구성하였다. 전진 비행 상태에서 로터에서 발생하는 힘과 모멘트들이 동체의 모드형상과 결합되어 발생하는 현상을 전진속도별로 계산하여 각 모드들의 감쇠비를 계산하는 과정을 통해 헬플러터 안정성을 판별하게 된다. 모드 형상을 날개 부분만 도식화하면 Fig. 10과 같다.



(a) symmetric (b) anti-symmetric

Fig. 10. Wing mode shapes



### 3.2 트림 조건의 영향

헬플러터 해석은 전기체에 대한 트림 상태에서 해석이 수행되므로, 트림 조건이 해석 결과에 영향을 미칠 수 있다. 본 연구에서는 여러 가지 트림 조건 중 동력의 한계를 고려하지 않는 수평 비행 조건과 동력 제한을 고려한 트림 두 가지 경우에 대해 살펴보았다. 동력제한 트림은 일반적인 비행시험 기동이라 할 수 있으며, 동력 (또는 토크) 한계에 해당하는 속도까지는 수평비행으로 평형 상태를 유지하고, 그 이후에는 동력 한계 내에서 비행속도 조건을 만족하기 위해 하강 비행을 하게 된다.

우선 설계값을 기준으로 트림 조건의 변화에 따른 특성을 살펴보았다.

- 로터 끝단 속도 : 632 ft/sec (1284 rpm)
- 비행 속도 : 200~375 knot
- 트림(trim) 조건 : 수평비행/ 동력제한 수평비행 (P\_limit : 440 HP)

동력제한 트림 조건을 적용하기 위해서는 우선 수평비행 트림 조건에서 전진 속도별로 해석

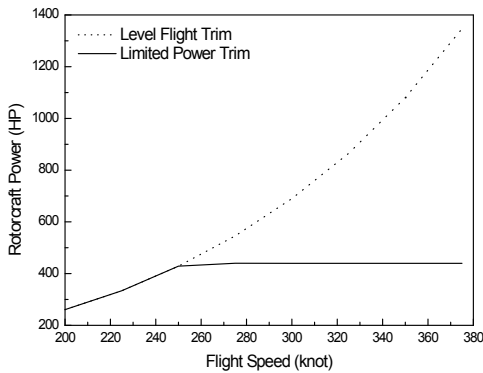


Fig. 11. Rotorcraft power vs. flight speed

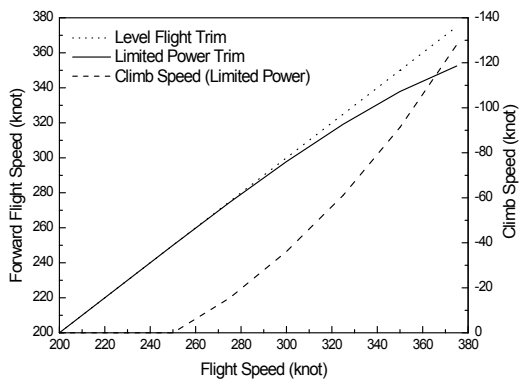


Fig. 12. Forward flight and climb speeds

을 수행한 후에 제한 동력을 초과하기 시작하는 속도 영역에 대해 동력제한 조건을 적용하여 재해석을 수행하는 과정을 거치게 된다. Fig. 11과 Fig. 12에 나타난 바와 같이 440 HP의 동력 제한을 적용할 경우 출력 제한에 의해 수평비행 속도의 감소와 하강 속도의 증가가 나타난다.

Fig. 13과 Fig. 14는 헬모드 감쇠비를 나타내고 있으며, 동력 제한을 적용하여 해석한 결과가 헬플러터 안정성 판별에 크게 영향을 미치지 않음을 알 수 있다. 이에 따라 설계변수 변화에 따른 헬플러터 안정성 해석에서는 수평비행 트림 조건에서만 해석을 수행하였고, 동력 제한 조건을 적용하지는 않았다.

### 3.3 피치링크 강성의 영향

설계된 피치링크에 대한 유한요소해석 결과, 초기 설계값이 과도한 것으로 판단되어  $2.8 \times 10^4$  lb/ft의 강성을 가지도록 설계 변경을 검토하였고, 피치링크 강성 변화가 헬플러터에 미치는 영향을 고찰하였다. 헬모드 진동수 해석 결과는 파라미터 변화에 따라 큰 변화 양상을 보이지 않고

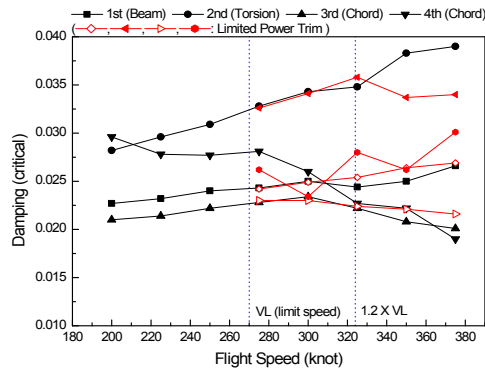


Fig. 13. Symmetric mode damping

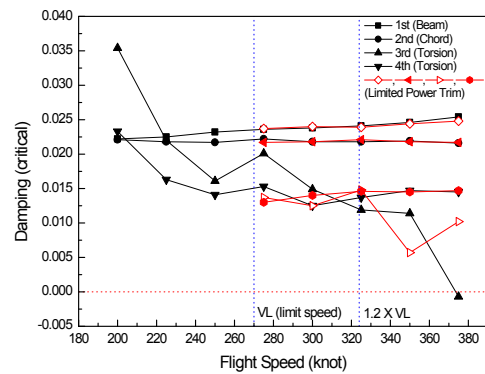


Fig. 14. Anti-symmetric mode damping

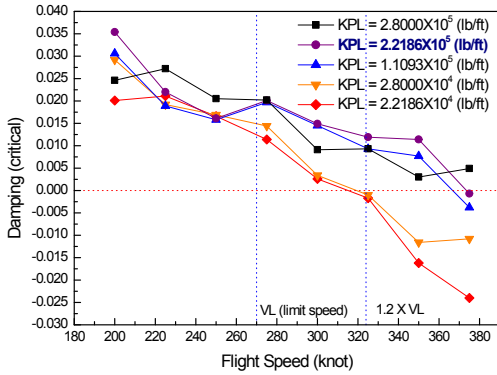


Fig. 15. Anti-symmetric 3rd mode damping according to KPL variations

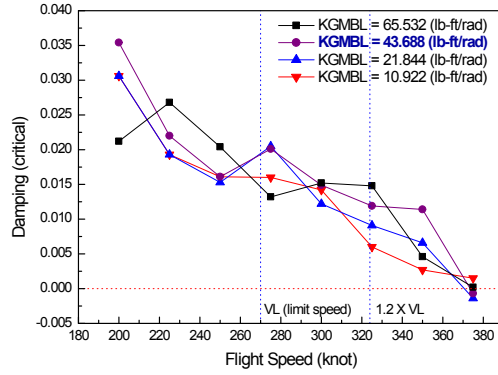


Fig. 16. Anti-symmetric 3rd mode damping according to KGMBL variations

있으며, 앞 절에서 살펴본 바와 같이 대칭 모드  
의 감쇠비는 전체적으로 2% 이상의 값으로 안정  
한 반면, 반대칭 모드의 경우 비행 속도 증가에  
따라 3번째 모드인 비틀림 모드에서 불안정성 발  
생 가능성이 크다고 할 수 있다. 피치링크 강성  
변화에 따른 반대칭 비틀림 모드의 감쇠비는  
Fig. 15와 같다. 피치링크 강성을  $2.8 \times 10^4$   
이하로 변경할 경우 최대속도에 대한 20% 이  
상의 안정성 마진을 제공할 수 없다. 따라서 피치  
링크 강성을 과도하게 감소시키는 것은 적절하지  
않은 것으로 판단된다. 이에 따라 피치링크 강성  
은  $1.1424 \times 10^5$  lb/ft로 변경되어 TRS5 로터시스  
템 모델에 사용되고 있다.

### 3.4 짐발스프링 상수의 영향

짐발스프링 상수는 정확한 모델링이 어렵고  
선형으로 가정된 값이 사용된다. 이에 대한 검증  
차원에서 설계값을 기준으로 1/4, 1/2, 1, 3/2  
배로 짐발 스프링 상수를 변화시킬 때 헬플러터  
안정성 특성 변화를 고찰하였다. 앞서 살펴본 바  
와 같이 반대칭 비틀림 모드에 대해서 특성 변화  
를 살펴보면 Fig. 16과 같다. 짐발스프링 상수 값  
의 설계 값 기준으로 1/4 수준까지는 크게 안정  
성 저하 현상은 보이지 않고 있고, 강성 증가 시  
에도 헬플러터 안정성 특성 변화는 크지 않은 것  
으로 판단된다.

### 3.5 초기 원추각의 영향

초기 원추각은 하중 측면에서 로터 블레이드  
루트 모멘트 경감을 위해 2도가 적절한 것으로  
해석을 통해 이미 살펴보았다. 본 연구에서는 원  
추각 변화가 헬플러터에 미치는 영향을 살펴보았  
다.

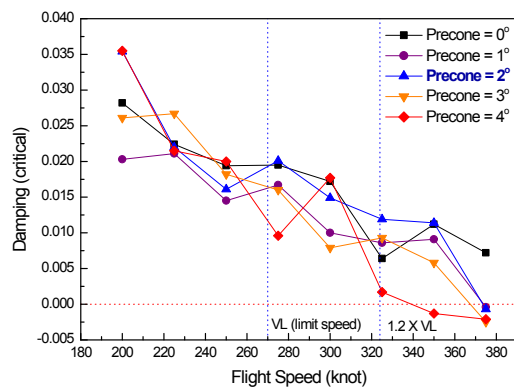


Fig. 17. Anti-symmetric 3rd mode damping according to CONE variations

Fig. 17에 나타낸 원추각의 변화에 따른 반대  
칭 3번째 모드의 감쇠비를 살펴보면, 원추각 3도  
정도까지는 크게 영향이 없으며 4도에서 안정성  
이 저하되는 경향을 보이고 있다. 원추각이 블레  
이드 루트 모멘트 변화뿐만 아니라, 헬플러터 안  
정성에도 영향을 미칠 수는 있으나, 현재 사용  
중인 2도를 기준으로 미소한 변화는 헬플러터 안  
정성에는 크게 영향이 없을 것으로 판단된다.

## IV. 결 론

본 연구에서는 CAMRAD II를 이용한 스마트  
무인기 TRS3 로터시스템 모델의 공탄성 안정성  
특성과 동체를 포함한 전기체에 대한 헬플러터  
안정성 해석을 수행하였다. 헬플러터 안정성 분  
석은 틸트로터 항공기 개발에 있어 반드시 확인  
해야할 사항으로, 본 연구에서 중점적으로 검토  
한 설계 변수들 중에서는 피치링크 강성의 저감

이 헬플러터 안정성을 저하시킬 수 있음을 주목할 수 있다. TRS3 모델의 피치링크 강성이 과도한 것으로 예측되어 저감 방안에 대해 검토되었으나 과도한 강성 저감이 헬플러터 안정성을 저하시킬 수 있음을 확인하였고, 이에 따라 설계 변경은 적정 수준에서 이루어졌다. 본 연구에서 사용된 헬플러터 안정성 해석기법은 설계 검토를 위한 해석뿐만 아니라, 향후 시험평가 결과와의 비교 분석을 통한 헬플러터 안정성 검증에 지속적으로 활용될 것이다.

### 참고문헌

- 1) Reed, W. H., "Propeller-rotor whirl flutter: A state-of-the-art review", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 4, No. 3, 1966, pp. 526-544.
- 2) Piatak, D. J., Kvaternik, R. G., Nixon, M. W., Langston, C. W., Singleton, J. D., Bennett, R. L., and Brown, R. K., "A Parametric Investigation of Whirl-Flutter Stability on the WRATS Tiltrotor Model", *AHS Journal*, Vol.47, No.2, 2002, pp. 134-144.
- 3) Acree, C. W., Peyran, R. J. and Johnson, W., "Rotor Design Options for Improving Tiltrotor Whirl-Flutter Stability Margins", *AHS Journal*, Vol. 46, No. 2, 2001, pp. 87-95.
- 4) Singh, R., Gandhi, F. and Hathaway, E., "Wing-Flaperon and Swashplate Control for Whirl-Flutter Stability Augmentation of a Soft-Inplane Tiltrotor", *Proceedings of the 31th European Rotorcraft Forum*, Florence, Italy, Sept. 13-15, 2005.
- 5) Acree, C. W., "Impact of Technology on Heavy Lift Tiltrotors", *Proceedings of the 62nd AHS Annual Forum*, Phoenix, AZ, May 9-12, 2006.
- 6) Johnson, W., CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics, Johnson Aeronautics, 2005.
- 7) 이주영, 김도형, 김유신, 이명규, 황창전, 김재무, "스마트무인기 로터 구조동역학 해석", 한국항공우주학회 2004년도 추계학술발표회 논문집, pp. 629-632.
- 8) 김도형, 이명규, 황창전, "틸트로터 헬플러터 안정성 기초 연구", 한국항공우주학회 2005년도 춘계학술발표회 논문집, pp. 393-396.