스마트무인기 로터 안정성 및 휠플러터 해석

이명규*, Jinwei Shen**

Rotor Stability and Whirl Flutter Analysis of Smart UAV

Myeonk-Kyu Lee*, Jinwei Shen**

Abstract

This paper describes the modeling data and final analysis results of rotor resonance, rotor aeroelastic stability and whirl flutter stability for Smart UAV (SUAV). The effects of wing beamwise, chordwise and torsional stiffness on the whirl flutter stability were investigated considering the possibility of design change of SUAV wing structure. The parametric study showed that wing torsional and beamwise stiffness changes have much stronger influence on the wing mode damping than chordwise stiffness.

It was analytically demonstrated that the final designed rotor system is aeroelastically stable and free from resonance, and that rotor/pylon/wing system of SUAV TR-S4 has enough rotor stability and whirl flutter stability margin.

초 록

본 논문에서는 스마트무인기 로터시스템의 공진, 로터 공탄성 안정성 및 휠플러터 안정성 해석을 위한 모델링 데이터와 최종 해석결과를 기술하였다. 향후 날개구조 설계변경 가능성을 고려하여 날개 빔, 코드 및 비틀림 강성이 휠플러터 안정성에 미치는 영향이 분석되었다. 파라메트릭 분석 결과 날개의 비틀림 강성 및 빔강성의 변화가 코드방향 강성에 비하여 빔모드 댐핑값에 훨씬 큰 영향을 미치는 것으로 분석되었다.

최종 설계된 로터시스템은 공진가능성이 없고, 스마트무인기 TR-S4 로터/파일론/날개에 대하여 로터 공탄성 안정성 및 휠플러터 안정성이 보장됨을 해석적으로 확인하였다.

키워드 : 로터시스템(rotor system), 스마트무인기(Smart UAV), 공탄성 안정성((aeroelastic stability), 휠플러터(whirl flutter), 날개(wing), 파일론(pylon)

1. 서 론

틸트로터 스마트무인기(그림1)는 회전익기의 수직이착륙 및 제자리비행 능력과 고속비행 및 장기 체공이 가능한 고정익기의 장점을 동시에 가진다. 이와 같은 두 가지 비행모드의 장점을 구현하기 위하여 회전익모드에서의 헬리콥터 로터 기능과 고정익모드에서의 프로펠러 기능을 동시에 최적화할 수 있는 로터시스템 개발이 요구된다. 고정익모드에서의 프로펠러 효율을 최대화하기 위하여 스마트무인기 블레이드의 비틀림각이 회전익기 블레이드에 비하여 매우 크며 가로

접수일(2007년12월14일), 수정일(1차 : 2008년 10월 23일, 2차 : 2008년 10월 27일, 게재 확정일 : 2008년 11월 1일)
* 체계개발팀/mklee@kari.re.kr **National Institute of Aerospace(미국)/shenjw@cox.net

세로비가 작고 블레이드 강성이 상대적으로 크다. 또한 허브시스템은 회전익기에서 보편적으로 사용되는 관절형이나 힌지없는 허브형태 대신 짐발형태의 허브시스템이 주로 적용되고 있다.

일반적으로 틸트로터 형태의 항공기는 휠플러터 불안정성 특성에 의하여 최대 속도가 제한된다. 따라서 스마트무인기 최대운용속도의 1.2배 범위까지 휠플러터 특성에 대한 상세한 검증이 요구된다.

스마트무인기 개발초기부터 로터 안정성 특성, 하중 특성, 휠플러터 안정성에 영향을 미치는 다양한 로터설계 변수에 대하여 문헌조사[1]~[3] 및 자체분석을 수행하였으며, 최종적으로 3개 블레이드를 가지는 면내 강성(stiff in-plane) 짐발허브 형태의 로터를 채택하였다. 이는 면내 강성 짐발허브가 무힌지형 면내 유연(soft in-plane) 허브에 비하여 휠플러터 안정성특성이 훨씬 우수하고 지상공진 가능성이 배제되는 장점, 그리고 그동안 기술적으로 검증된 개념이라는 분석결과에 기인하였다.

본 논문에서는 최종 설계된 스마트무인기 로터시스템과 날개의 설계데이터를 바탕으로 수행한 로터 안정성 및 휠플러터 안정성에 대한 분석결과를 제시하였다.

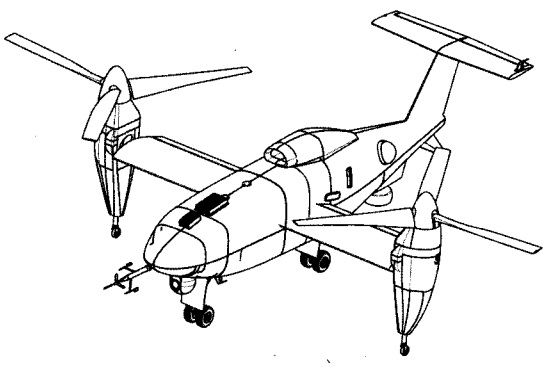


그림 1. 스마트무인기 설계 외형 형상

2. 설계검증조건 및 설계데이터

2.1 설계검증조건

로터 및 날개에 대한 다양한 설계 요구조건 중 로터 고유진동수 특성, 로터 자체의 공탄성 안정성 특성 및 휠플러터 특성에 대한 검증요구조건은 다음과 같이 요약된다.

2.1.1 로터 고유진동수

스마트무인기의 로터의 정상 운용 RPM은 회전익모드와 고정익모드에 따라 서로 다르며 회전익모드 및 천이모드에서는 1,605 RPM, 고정익모드에서는 1,284 RPM이다. 또한 각 비행모드에 따른 로터 피치각의 운용범위가 매우 상이하다. 따라서 두 가지 로터 운용 회전속도와 두 가지 로터 피치각 운용범위에 대해서 로터 구조물과 로터회전 주파수간의 공진 가능성이 배제되어야 한다.

2.1.2 로터 공탄성 및 휠플러터 안정성

회전익 모드와 천이모드 그리고 고정익모드에 따라 변하는 비행속도 및 로터회전속도에 대해 로터 자체의 공탄성 안정성이 확보되어야 한다. 또한 로터, 파일론 및 날개의 연성된 모드에 의한 휠플러터 불안정성이 최대 운용속도 범위내에서 발생할 가능성이 없음을 보여야 한다. 이를 위해 로터시스템의 모드별 감쇠비와 고정익모드 최대속도의 1.2배인 600km/h 범위까지 로터/파일론/날개의 연성된 모드 감쇠비가 모두 3% 이상임을 검증하여야 한다.

2.2 설계데이터

2.2.1 날개 단면 데이터

그림 2는 스마트 무인기 날개 형상과 주요 좌표값을 보여주고 있다. 휠플러터 해석 시 날개는 1-D 빔요소로 근사화되어 모델링되며 이를 위해

단면 강성데이터, 단면 질량 및 무게중심, 탄성축, 단면 관성모멘트 등의 데이터가 요구된다.

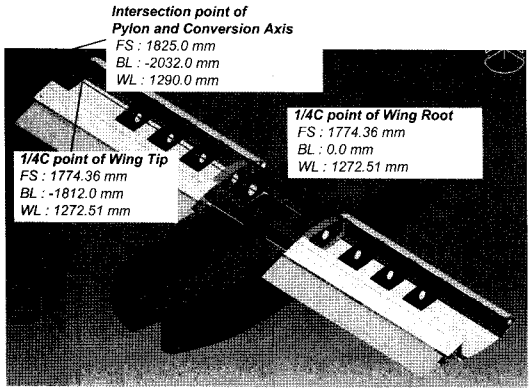


그림 2. 날개 형상 및 좌표

표 1. 날개(TR-S4) 단면 물성치 계산값

Section	BL [ft]		EIFLAP	EILAG	GJ	EA	Elastic axis	
	From	To	lb*ft^2	lb*ft^2	lb*ft^2	lb	X (ft)	Z(ft)
1	0.000	1.207	2.645E+06	6.414E+06	1.263E+07	1.236E+08	0.8612	0.0401
2	1.207	1.302	2.405E+06	2.228E+07	2.618E+06	7.611E+07	0.8612	0.0688
3	1.302	1.309	2.405E+06	2.228E+07	2.618E+06	7.611E+07	0.8612	0.0688
4	1.309	1.537	2.405E+06	2.228E+07	2.618E+06	7.611E+07	0.8612	0.0688
5	1.537	2.228	2.022E+06	1.088E+07	2.195E+06	4.573E+07	0.8470	0.0416
6	2.228	2.231	2.022E+06	1.088E+07	2.195E+06	4.573E+07	0.8470	0.0416
7	2.234	3.156	1.541E+06	8.333E+06	1.642E+06	3.494E+07	0.9616	0.0493
8	3.156	3.163	1.541E+06	8.333E+06	1.642E+06	3.494E+07	0.9616	0.0493
9	3.163	3.399	1.541E+06	8.333E+06	1.642E+06	3.494E+07	0.9616	0.0493
10	3.399	4.085	1.511E+06	7.411E+06	1.513E+06	3.258E+07	0.9071	0.0458
11	4.085	4.091	1.511E+06	7.411E+06	1.513E+06	3.258E+07	0.9071	0.0458
12	4.091	5.008	1.511E+06	7.411E+06	1.513E+06	3.258E+07	0.9071	0.0458
13	5.008	5.025	1.511E+06	7.411E+06	1.513E+06	3.258E+07	0.9071	0.0458
14	5.025	5.422	1.511E+06	7.411E+06	1.513E+06	3.258E+07	0.9071	0.0458
15	5.422	5.441	1.511E+06	7.411E+06	1.513E+06	3.258E+07	0.9071	0.0458
16	5.441	5.874	1.511E+06	7.411E+06	1.513E+06	3.258E+07	0.9071	0.0458
17	5.874	5.891	1.511E+06	7.411E+06	1.513E+06	3.258E+07	0.9071	0.0458
18	5.891	5.945	1.511E+06	7.411E+06	1.513E+06	3.258E+07	0.9071	0.0458

Section	BL [ft]		Section Mass	CG		Section Mass MOI		KP^2, KT^2
	From	To	slug/ft	X (ft)	Z(ft)	ITHEAT (slug-ft)	IPOLAR (slug-ft)	ft^2
1	0.000	1.207	0.493	0.76662	0.00446	0.2014	0.1466	0.0733
2	1.207	1.302	0.284	0.97260	0.00031	0.1457	0.1224	0.3244
3	1.302	1.309	7.553	1.35112	0.00001	1.0545	0.9731	0.3244
4	1.309	1.537	1.119	0.89134	0.00084	0.2751	0.2205	0.3244
5	1.537	2.228	1.055	0.82949	0.00260	0.2610	0.2086	0.2821
6	2.228	2.231	2.367	0.81173	0.00001	0.4002	0.3196	0.2821
7	2.234	3.156	1.009	0.86655	0.00360	0.2291	0.1821	0.2826
8	3.156	3.163	2.321	0.84851	0.00003	0.4120	0.3314	0.2826
9	3.163	3.399	1.009	0.86655	0.00092	0.2323	0.1853	0.2826
10	3.399	4.085	1.000	0.85787	0.00269	0.2271	0.1804	0.2738
11	4.085	4.091	7.434	1.34720	0.00001	1.2092	1.1277	0.2738
12	4.091	5.008	1.000	0.85787	0.00360	0.2296	0.1829	0.2738
13	5.008	5.025	2.512	0.89936	0.00007	0.4209	0.3403	0.2738
14	5.025	5.422	0.165	1.02296	0.00120	0.0793	0.0640	0.2738
15	5.422	5.441	2.512	0.89936	0.00008	0.4209	0.3403	0.2738
16	5.441	5.874	0.376	0.91012	0.00085	0.0823	0.0611	0.2738
17	5.874	5.891	4.335	1.18330	0.00004	1.2092	1.1277	0.2738
18	5.891	5.945	1.853	0.83981	0.00007	0.0823	0.0611	0.2738

설계된 날개 단면 형상 및 소재 물성치를 이용하여 계산된 날개의 대표적인 단면 물성치는 표 1과 같다. 각 단면 물성치 데이터는 사업단에서 자체 개발한 엑셀 프로그램을 이용하였으며, 계산 결과는 NASTRAN 및 로터블레이드 단면 물성치 계산용 유한요소 프로그램인 CORDAS를 이용한 계산값과의 비교를 통해 신뢰성을 확인하였다.

2.2.2 파일론 모델링 데이터

파일론 전환장치는 회전익모드에서 고정익모드로 그리고 고정익모드에서 회전익모드로 파일론의 방향을 변환시킴으로서 로터 추력 방향을 변환시키는 장치이다. 파일론 각도는 날개 끝단에 부착된 잭 스크류의 길이를 변환시킴으로서 조절된다. 그림 3은 고정익모드에서의 잭스크류 타입 작동기를 포함한 파일론 전환장치의 형상이며, 그림과 같이 고정익모드에서 링키지간의 거리가 가장 짧게 함으로서 잭스크류의 강성이 가장 크게 되도록 설계하였다.

휠플러터 특성에 크게 영향을 미치는 설계 변수인 파일론 전환장치의 등가 스프링 계수는 대부분 파일론 전환 작동기와 좌/우 링키지에 의하여 결정된다. 휠플러터 해석시 파일론 자체는 강체로 모델링되며 탄성효과는 등가 스프링계수로, 허브 및 스와시플레이트는 집중질량으로 모델링된다. 해석 시 사용된 모델링 데이터는 표2와 같다.

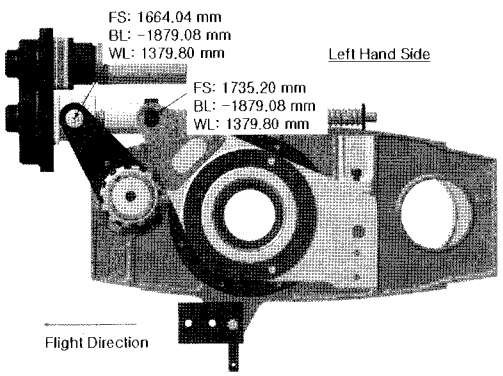


그림 3. 고정익모드 파일론 전환장치 형상 및 좌표

표 2. 파일론 모델링 데이터

파일론 질량	65.47 lb
스와시플레이트 질량	9.85 lb
로터 허브 질량	16.3 lb
파일론 전환장치 등가 스프링 계수	1.783×10^5 lbf-ft/rad

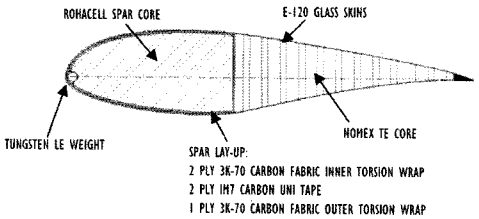
2.2.3 로터시스템 설계 데이터

스마트무인기 로터 블레이드 구조는 전형적인 D형상의 스파, 상/하 스킨, 코어 및 앞전 Balancing Weight로 구성된다. 스파는 UD Carbon, ±45도 Carbon Fabric의 조합으로 설계되었으며, 상/하 스킨은 ±45도 Glass Fabric으로 설계되었다. 블레이드 주요단면 형상은 로터 회전고유진동수 분포 요구조건, 강도요구조건을 만족시키기 위한 반복적인 설계변경 과정을 거쳐 결정되었으며 그림4에서 대표적인 단면 형상 및 블레이드 내부 구성품 형상을 보여주고 있다.

단면설계 과정에서의 물성치 계산은 S-61 헬리콥터 블레이드 설계 시 적용되어 검증된 엑셀프로그램을 이용하였다. 설계된 블레이드 주요 단면 물성치는 표 3과 같다. 그림 5는 최종 설계된 스마트무인기 로터 허브 형상 이며, 주요 설계변수값은 표 4에 나타내었다.

표 3. 블레이드 단면 물성치

Station (r/R)	MASS (slug/ft)	EIFLAP (lb-ft^2)	EILAG (lb-ft^2)	GJ (lb-ft^2)	EA (lb)	ITHETA (slug-ft)
0.06691	4.7550E-01	1.1084E+05	5.2470E+05	1.9467E+05	1.0425E+08	4.1330E-03
0.07401	3.5500E-01	3.7841E+04	3.6669E+05	1.9467E+05	7.2856E+07	3.2744E-03
0.07759	2.1197E-01	3.0581E+03	2.1306E+05	1.9467E+05	3.4356E+07	2.6180E-03
0.08853	1.4091E-01	2.5300E+03	1.1947E+05	5.1544E+04	2.8743E+07	9.4705E-04
0.11957	1.1113E-01	1.9919E+03	5.8304E+04	2.5834E+04	2.2630E+07	4.7133E-04
0.12206	1.2364E-01	2.9889E+04	2.9889E+04	2.3540E+04	2.6543E+07	4.4843E-04
0.12454	2.0758E-01	4.7459E+04	4.7459E+04	2.1385E+04	1.0000E+07	5.6656E-04
0.12543	1.2448E-01	3.8084E+04	3.8084E+04	2.0643E+04	1.0000E+07	4.8632E-04
0.14239	1.5188E-01	3.8084E+04	3.8084E+04	2.0570E+04	1.0000E+07	1.4110E-03
0.14532	1.2297E-01	2.4133E+04	2.4133E+04	2.1179E+04	1.0000E+07	1.3072E-03
0.14670	1.2317E-01	2.3753E+04	2.3753E+04	2.2449E+04	1.0000E+07	1.3158E-03
0.15752	1.4378E-01	4.7568E+04	4.9374E+04	3.7507E+04	1.0000E+07	1.4026E-03
0.16518	1.5576E-01	4.8222E+04	5.0998E+04	4.0863E+04	1.0000E+07	1.4331E-03
0.16865	1.4184E-01	3.9663E+04	4.1682E+04	4.0863E+04	1.0000E+07	1.3885E-03
0.19546	1.2267E-01	3.3041E+04	4.0754E+04	2.5540E+04	1.0000E+07	1.2491E-03
0.19693	1.0927E-01	2.6739E+04	3.1813E+04	2.5194E+04	1.0000E+07	1.2073E-03
0.20454	1.0773E-01	2.5913E+04	3.1991E+04	2.3128E+04	1.0000E+07	1.1885E-03
0.22206	1.0925E-01	2.4572E+04	7.1022E+04	2.1823E+04	1.0000E+07	1.1265E-03
0.23092	8.6758E-02	2.6245E+04	7.8159E+04	2.6224E+04	1.0000E+07	1.0636E-03
0.25000	1.0265E-01	3.3617E+04	5.6969E+04	3.2624E+04	1.1375E+07	1.3212E-03
0.26388	8.7466E-02	3.0283E+04	5.8667E+04	2.6395E+04	1.0094E+07	1.2369E-03
0.28137	5.6420E-02	2.6656E+04	6.2016E+04	1.8552E+04	8.4815E+06	1.0568E-03
0.28190	4.9812E-02	2.6563E+04	6.2147E+04	1.8313E+04	8.4324E+06	1.0004E-03
0.30000	3.0947E-02	2.1273E+04	5.9706E+04	1.0192E+04	6.7624E+06	8.4626E-04
0.40000	2.6196E-02	8.9477E+03	6.4296E+04	8.8453E+03	3.7114E+06	6.8168E-04
0.50000	2.3881E-02	5.3852E+03	6.2949E+04	5.6721E+03	3.2731E+06	6.2331E-04
0.60000	2.1724E-02	3.2574E+03	4.1914E+04	3.3736E+03	2.9145E+06	7.1233E-04
0.70000	2.0233E-02	1.7021E+03	4.0747E+04	1.9516E+03	2.6629E+06	5.7396E-04
0.85000	1.8016E-02	6.3123E+02	2.9124E+04	7.9589E+02	2.3841E+06	5.2796E-04
0.92908	1.7088E-02	3.5922E+02	2.5793E+04	4.5877E+02	2.3407E+06	2.9082E-04
0.92908	7.5828E-02	3.5932E+02	2.5793E+04	4.5877E+02	2.3407E+06	4.5437E-04
1.00000	7.4900E-02	8.7404E+01	2.2462E+04	1.2165E+02	2.2973E+06	3.8615E-04



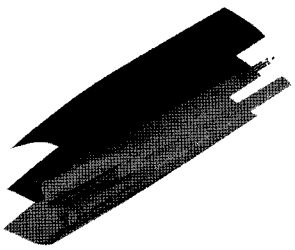


그림 4. 블레이드 단면 및 구성품 3차원 형상

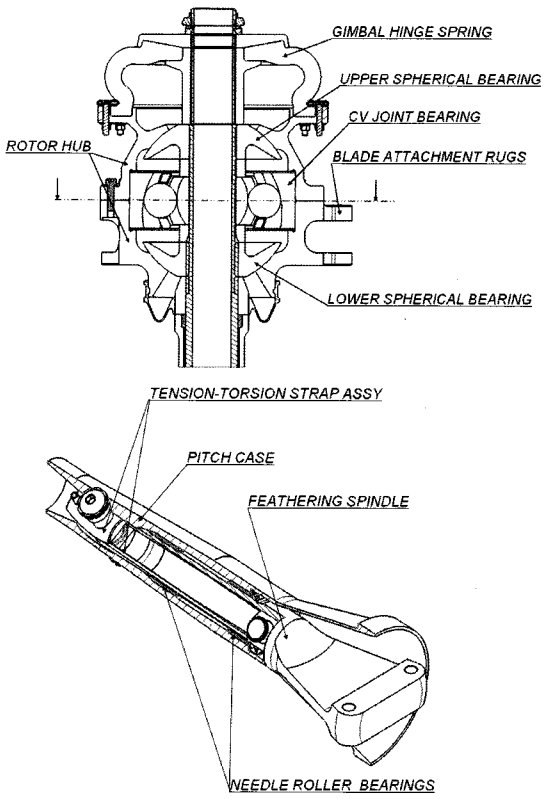


그림 5. 짐발허브 및 페더링힌지 설계 형상

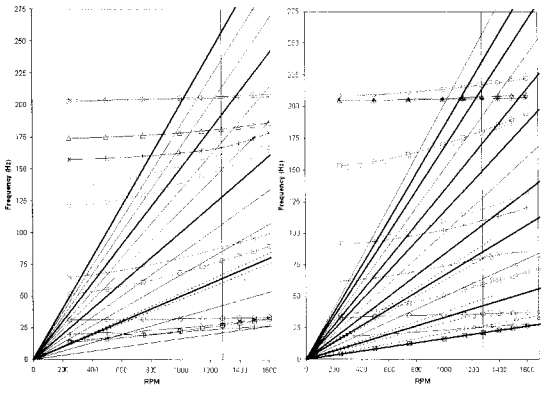
표 4. 주요 허브 설계 변수값

Precone각	2.0 deg.
δ_3 각	-15 deg.
짐발스프링상수	265 lbf-ft/rad
Sweep각	1.13 deg.

3. 해석 결과

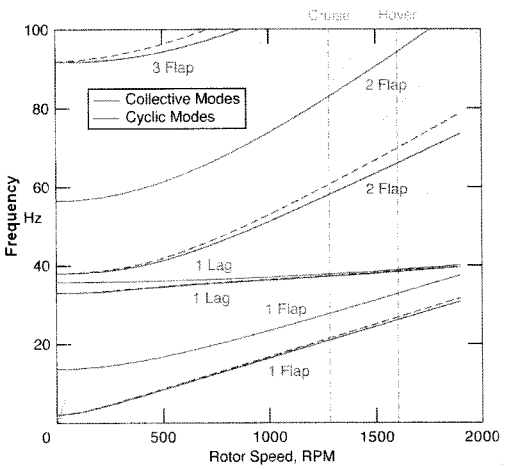
3.1 로터 고유진동수 해석

로터시스템의 회전속도와 로터블레이드 고유진동수간의 공진 가능성 확인은 블레이드 단면 설계과정에서 가장 우선적으로 확인되는 사항으로 블레이드 및 허브 플랙셔의 단면설계 최종 확정이전에 공진 가능성이 배제됨을 확인하였다. 블레이드 반복 설계과정에서의 공진가능성 확인은 Myklestad 프로그램을 이용하여 매번 확인하였으며, 이와 별도로 최종 설계된 블레이드 단면 물성치값을 바탕으로 CAMRADII [4]를 이용하여 공진가능성 여부에 대한 추가 검증이 이루어졌다. 그림6과 7은 짐발허브 및 로터피치 조종장치의 강성 효과를 포함하여 해석한 Myklestad 및 CAMRADII 해석결과이다. 최종설계된 스마트무인기 로터시스템에 대한 해석결과는 주요 모드와 회전익 및 고정익모드 로터 회전주파수 간의 공진이 발생하지 않음을 보여준다.

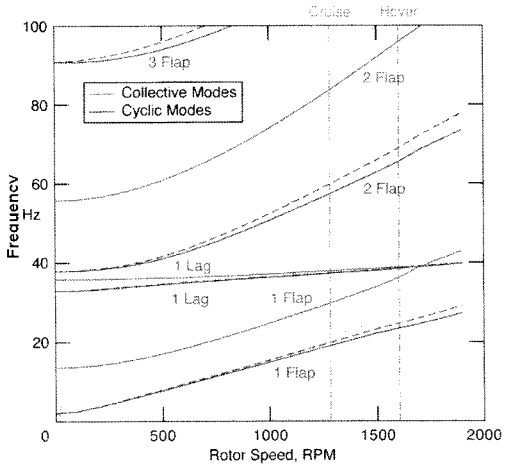


(a) 콜렉티브 모드 (b) 사이클릭 모드

그림 6. 로터시스템 회전고유진동수 분포 (Myklestad 결과)



(a) 진공상태



(a) 대기조건

그림 7. 로터시스템 회전고유진동수 분포 (CAMRADII 결과)

3.2 로터공탄성 안정성 해석

제자리비행조건, 전환모드 및 고정익모드 비행상태에서의 로터시스템에 대한 공탄성 안정성 해석이 수행되었다. 전환모드의 트림을 위한 비행조건은 정상 전환 시나리오의 비행속도 및 나셀각이 사용되었다. 그림8은 호버링 및 전환모드에서의 DYMORE를 이용한 로터시스템 공탄성 안정성 해석 결과이다. 로터 안정성 측면에서 가장 취약한 래그방향 1차 콜렉티브 및 사이클릭 모드 각각에 대한 감쇠비 결과를 보여준다.

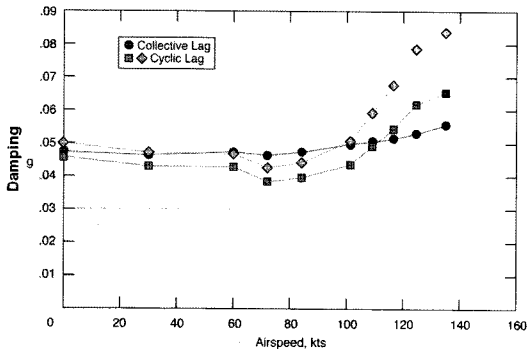


그림 8. 제자리비행 및 전환모드 비행조건에서의 로터 래그모드 감쇠비 (로터 회전속도 : 1,605 RPM)

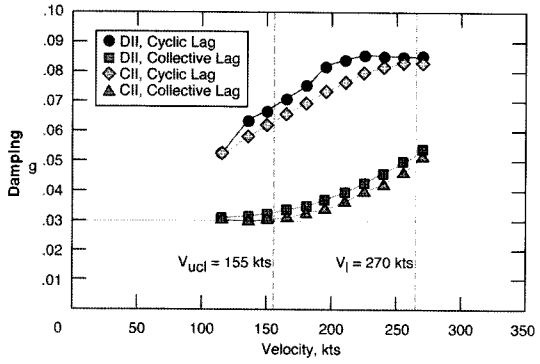


그림 9. 고정익모드 비행조건에서의 로터 래그모드 감쇠비 (로터 회전속도 : 1,284 RPM)

한편 그림9는 고정익모드 비행상태에서의 해석 결과이며 CAMRADII와 DYMORE 해석 결과를 동시에 나타내었다. 두 가지 경우에 대한 해석결과 모두 안정성 판단 기준이 되는 최소 감쇠비(g) 3% 요구조건을 만족시킨다.

3.3 휠플러터 안정성 해석

스마트무인기 날개, 파일론 시스템 및 로터시스템 전체를 고려하여 고정익모드 비행상태에서 휠플러터 안정성 해석이 수행되었다. 해석 코드는 DYMORE가 이용되었으며 이와 병행하여 CAMRADII를 적용한 비교해석도 동시에 수행되었다[5, 6]. 본 논문에서는 DYMORE를 이용한 해석 결과만을 기술하였다. 그림 10과 그림 11은 각각 회전익 및 전환모드의 1,605RPM 로터 회전속도와 고정익모드 1,284RPM 회전속도에서 비행속도별 날개의 빔방향, 코드방향 및 토션 모드의 감쇠비를 보여주고 있다. 1,605RPM의 임계 비행속도는 나셀전환 Corridor의 상한선 속도인 155노트의 1.2배인 185노트까지 각 모드의 감쇠비가 휠플러터 안정성 판단기준인 0.3이상인 것으로 분석되었다. 한편 고정익모드 운용RPM에서는 스마트무인기 최대속도인 270노트의 1.2배인 325노트까지 빔, 코드 및 토션 세가지 모드의 감쇠비가 휠플러터 안정성 요구조건을 만족시켰다. 해석결과 대부분의 전진속도 영역에서 날개 빔모드 감쇠비가 코드 및 토션 모드 감쇠비에 비하여 낮은 결과를 보여주었다. 이 결과를 바탕으로 빔모드 감쇠비를 다음 절의 휠플러터 안정성 파라메터 연구에서의 기준으로 설정하였다.

그림 12는 로터 회전속도와 비행속도에 따른 날개 빔모드의 감쇠비를 보여준다. 또한 날개 공력효과를 포함할 경우와 배제할 경우의 비교 결과도 보여주고 있다. 이 결과는 휠플러터 해석시 날개의 공기력을 고려할 경우 감쇠효과가 증가하는 일반적인 경향과 잘 일치되는 결과를 보여준다. 이상의 휠플러터 안정성 해석결과를 바탕으로 최대비행속도 1.2배 까지 휠플러터 불안정 현상이 발생하지 않음을 해석적으로 확인하였다.

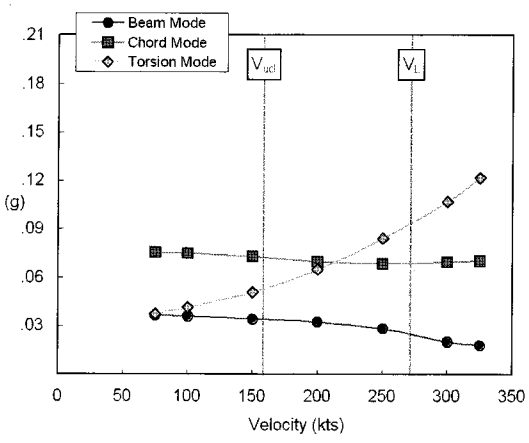


그림 10. 비행속도에 따른 모드별 감쇠비 (로터 회전속도 : 1,605 RPM)

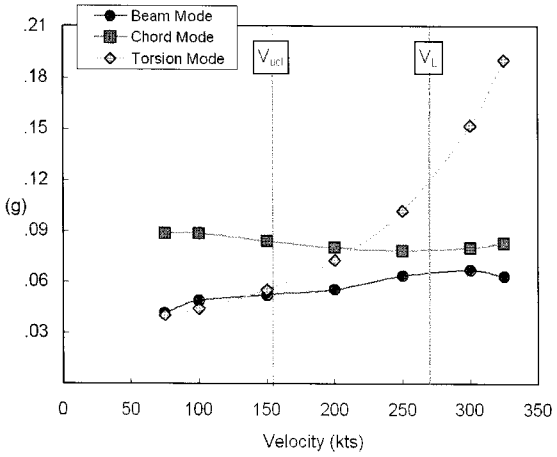


그림 11. 비행속도에 따른 모드별 감쇠비
(로터 회전속도 : 1,284 RPM)

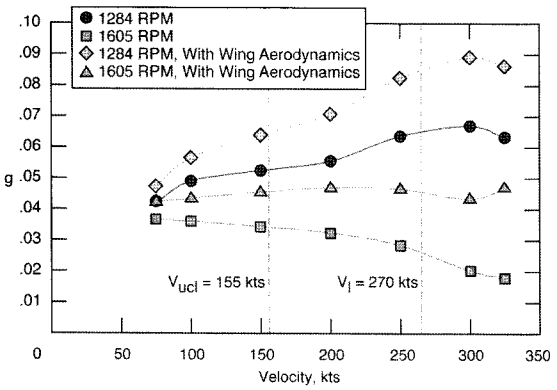


그림 12. 스마트 무인기 날개 빔모드 훨플러터 안정성 해석 결과 (날개 공력효과 배제 vs 포함)

3.4 훨플러터 안정성에 대한 날개 강성 영향 분석

스마트무인기 설계과정에서 자주 발생하는 날개 단면 구조에 대한 일부 설계변경과 향후 3단계에서 예정된 수정설계를 고려하여 TR-S4날개 데이터를 바탕으로 다양한 설계변수에 대한 훨플러터 안정성 영향성 분석이 수행되었다. 고려된 설계변수는 날개의 빔, 코드 및 비틀림 강성, 로터 Precone각, 파일론 전환 시스템 스프링강성, 블레이드 피치-플랩 연성각, 블레이드 강성, 로터 축 길이, 블레이드 끝단 무게 등이며, 본 논문에서는 날개 설계 변경과 직접 관련되는 날개의 강성 분포에 의한 훨플러터 안정성 영향성 분석 결과를 요약하여 기술하였다.

날개 빔방향 강성의 빔모드 감쇠비에 대한 영향은 그림 13과 같다. TR-S4 날개 형상의 설계데이터 기준으로 50%, 75%, 125%, 150% 값에 대한 결과이며, 비행속도 영역의 구간에 따라 증가 또는 감소되는 결과를 보여주었다.

한편 코드방향의 강성 변화에 따른 감쇠비 변화는 그림 14와 같으며, 설계값 기준으로 50% ~ 150%까지의 강성 변화에 대해 영향이 무시할 정도임을 알 수 있다.

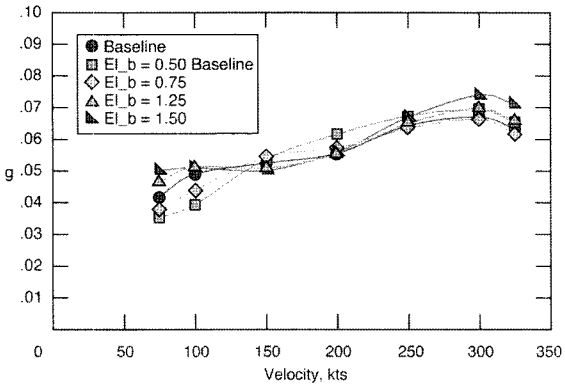


그림 13. 날개 빔방향 강성 증감에 따른 빔모드 감쇠 영향

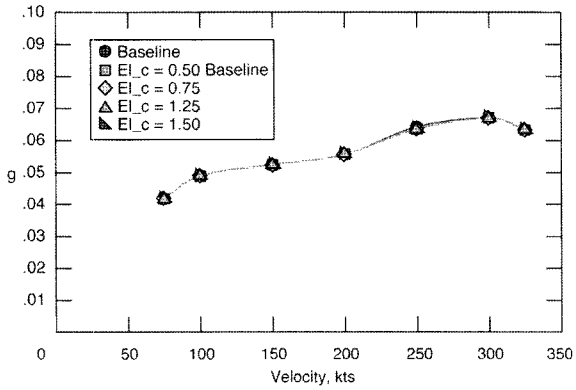


그림 14. 날개 코드 방향 강성 증감에 따른 빔모드 감쇠 영향

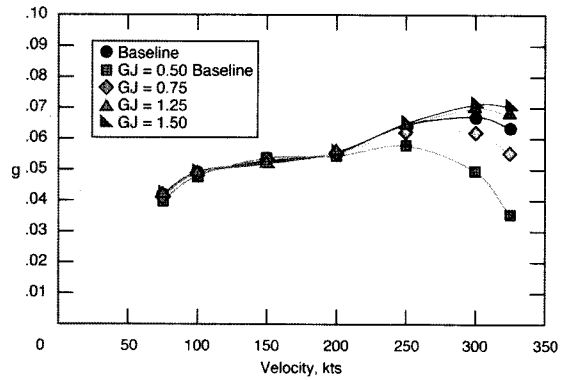


그림 15. 날개 비틀림 강성 증감에 따른 빔모드 감쇠 영향

그림 15의 날개 비틀림 강성 변화에 의한 빔 모드 감쇠비 영향은 비행속도가 증가함에 따라 영향이 증가하며 특히, 비행속도가 250노트를 넘어설 경우 감쇠비 변화폭이 급격히 증가함을 보여준다. 또한 비틀림 강성이 TR-S4 기준으로 50% 수준일 경우 속도가 증가함에 따라 빔모드 감쇠비가 급격히 감소함을 알 수 있다.

4. 결 론

현재 개발 진행중인 스마트무인기의 로터시스템 안정성 및 로터/파일론/날개 구조물의 휠플러터 안정에 대한 분석 결과를 제시하였다. 최종 설계된 로터시스템 및 파일론/날개 구조물은 고유진동수 특성, 공탄성 안정성 및 휠플러터 안정성 요구조건에 대해 만족됨을 확인하였다. 또한 향후 날개 구조물의 설계 변경 가능성을 고려하여 날개 강성이 휠플러터 안정성에 미치는 영향에 대한 분석이 이루어졌다. 날개 수정설계 시 휠플러트 안정성 측면에서는 코드 방향의 강성과 빔방향 강성을 다소 감소시켜 무게 절감을 이룰 수 있을 것으로 판단된다. 그러나 이는 진동, 강도 및 날개 변형 등 다른 부분의 날개 설계요구조건과 종합적으로 판단해야 하는 문제이다. 본 논문에서는 날개의 설계변경에 의한 강성분포가 변경될 경우 휠플러터 안정성에 대한 영향성을 판단할 수 있는 기준을 제시하였다.

참 고 문 헌

1. Mark W. Nixon, Aeroelastic Response and Stability of Tiltrotors with Elastically-Coupled Composite Rotor Blades, Ph.D. thesis, Univesity of Maryland, 1993.
2. 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.
3. 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.
4. W. Johnson, "CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics", Johnson Aeronautics, 2004.
5. 김도형, 이주영, 김유신, 이명규, "스마트무인기 TRS3 모델 휠플러터 안정성 해석", 한국항공우주학회 2005년도 추계학술발표회
6. 김도형, 이주영, 김유신, 이명규, 김승호, "스마트무인기 로터 공탄성 및 휠플러터 안정성 해석", 한국항공우주학회지, 제34권, 제6호, 2006, pp. 75-82.