

자이로콥터의 동적 유한요소모델링 및 구조진동해석

Dynamic Finite Element Modeling and Structural Vibration Analysis of a Gyrocopter

정세운* · 김동현* · 양용준* · 김현정* · 제상언* · 조태환**

Se-Un Jung, Dong-Hyun Kim, Hyun-Jung Kim, Sang-Eon Je, Tae-Hwan Cho

Key Words : Gyrocopter(자이로콥터), Transient Response Analysis(천이응답해석), Dynamic Hub Load(동적허브하중), Frequency Response Analysis(주파수응답해석)

ABSTRACT

In this study, finite element modeling and structural vibration analyses of a gyrocopter have been conducted considering dynamic hub-loads due to rotating blades. For this research, 3D CATIA models for most mechanical parts are exactly prepared and assembled into the final aircraft configuration. Then the dynamic finite element model including several non-structural parts are constructed based on the exact 3D CAD data. Computational structural dynamics technique based on finite element method is applied using both MSC/NASTRAN and developed in-house code which can largely reduce the pre- and post-processing time of general transient dynamic analyses. Modal based transient and frequency response analyses are used to efficiently investigate vibration characteristics. The results include natural frequency comparison for different fuel and pilot conditions, fundamental natural mode shapes, frequency responses and transient acceleration responses of the present gyrocopter model.

1. 서론

최근 레저산업의 발달과 항공 산업에 대한 인식이 고조됨에 따라 일반인이 자가용 혹은 레저, 스포츠용으로 경비행기나 초경량항공기를 소유하는 사례가 많아지고 있다. 그 중에서도 특히 자이로콥터는 타 항공기에 비해 뛰어난 성능과 안정성을 갖추고 있어 전 세계적으로 개발, 판매가 활발해지고 있다. 자이로콥터의 가장 큰 장점은 저속비행에서 안정성을 가지고 기체 결합시 타 항공기보다 안전한 착륙이 가능하다는 것이다. 뿐만 아니라 초경량항공기로 제작되어 별도의 조종자격증이 필요 없이 누구나 운용이 가능하다. 구조가 간단하여 유지, 보수가 용이하며 연료소모가 적기 때문에 효율적이다. 산악지대가 많고 활주로가 부족한 국내 실정에 이러한 자이로콥터의 장점은 크게 부각된다. 현재 외국에서는 체계적인 개발을 통해 이미 산업화에 성공한 기업들도

등장하고 있으며 점점 늘어나는 추세이다. 그러나 국내에서는 자이로콥터에 대한 연구, 개발이 거의 전무하다고 할 수 있다.

현재 개발 중인 자이로콥터는 Fig. 1과 같은 초경량항공기의 형상이며, 고정익항공기의 장점과 헬리콥터의 장점을 함께 가지고 있다. 로터 블레이드(rotor blade)는 길이가 8.5 m로 오토로테이션(autorotation)원리를 이용해 엔진이 꺼진 상태에서도 안전한 착륙이 가능하다. 최대속도는 160 km/h 정도이며, 최대 항속거리는 약 400~450 km 정도를 목표로 하고 있다. 자이로콥터는 블레이드의 회전운동에 근거한 양력비행과 왕복엔진의 사용으로 비행 중에 다양한 진동상태에 노출되게 되며, 과도한 진동상태는 탑승자에게 심리적인 불안과 많은 피로를 누적시킬 수 있다. 따라서, 가능하다면 설계된 항공기에 대해 기본적인 진동 및 응답특성을 사전에 파악하여 기본진동 및 공진특성을 사전에 검토하고 추가적인 진동저감 설계방안을 모색하여 항공기의 탑승감을 증진시킬 필요성이 있다.

본 연구에서는 실용적인 해석적 기법 구축과 결과 도출을 위해 상용 CAD 프로그램인 CATIA와 상용 유한요소 해석 프로그램인 MSC/PATRAN 및 MSC/NASTRAN 과 자체 개발한 모듈 프로그램들을 병용하여 실용적인 해석체계를

† 책임저자; 국립경상대학교 기계항공공학부 및 항공기 부품 기술 연구소

E-mail : dhk@gsnu.ac.kr

Tel : (055) 751-6125 Fax : (055) 755-2081

* 국립경상대학교 기계항공공학부 대학원

** 국립경상대학교 기계항공공학부

구축하였다. 설계 초기에 작성된 2D 설계 도면을 바탕으로 CATIA를 활용해 3차원 형상을 모델링 하였으며, 이를 바탕으로 MSC/PATRAN에서 비행체 구조진동해석을 위한 유한요소 모델링 기법을 구축하였다. 또한 자체 개발한 모듈 프로그램을 접목하여 자이로콥터의 전산진동해석을 수행하였으며 진동 특성 및 안정성을 검토하였다.

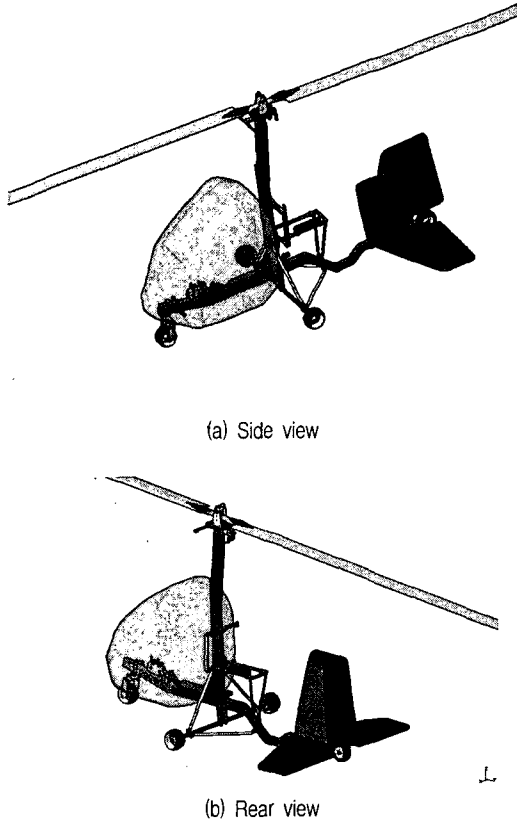


Fig. 1 3D CATIA model for the present gyrocopter design

2. 이론적 배경

2.1 Modal Transient Response Analysis

3차원 탄성체 항공기의 구조진동 지배방정식을 유도하면, 구조감쇠를 고려한 n -자유도계 시스템의 일반 운동방정식은 다음과 같이 행렬형태로 표현할 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}(t)\} + [C]\{\dot{u}(t)\} + [K]\{u(t)\} = \{F(t)\} \quad (1)$$

여기서, $u(t)^T = [u(t)_1, u(t)_2, u(t)_3, \dots, u(t)_n]$ 은 물리적인 변위벡터, $[M]$ 는 질량행렬, $[C]$ 는 감쇠(damping)행렬, $[K]$ 는 강성행렬을, $\{F(t)\}$ 는 시간에 대한 외력 동하중을, t 는 물리영역에서의 시간을 의미한다. 식(1)의 해는 다양한 수치 시간적분 기법을 통해 구해질 수 있으며 원래 행렬을 직접

적분하여 해를 구하는 방법을 직접천이응답해석(Direct Transient Response Analysis, DTRA)으로 분류한다. 하지만, 3차원 전기체 형상을 고려하는 경우에는 구조해석을 위한 유한요소 모델의 규모가 방대하기 때문에 자유도가 매우 커지게 되는 단점이 있다. 따라서, 식(1)을 직접 적분하여 해를 구하는 것은 거의 불가능한 경우와 엄청난 수치계산 시간이 요구되어 비실용적인 경우가 대부분이다.

모달천이응답해석(MTRA) 기법은 고유모드 형상을 도입하여 문제의 크기를 대폭 경감할 수 있으므로 수치적인 효율성을 매우 좋게 만들 수 있다. 모달변환(modal transformation) 관계식 $\{u(t)\} = [\phi]\{q(t)\}$ 을 도입하여 식(1)을 변환하면 구조적 감쇠를 고려하여, m -자유도계로 축약된 시스템의 운동방정식은 일반화된 좌표계에 대하여 다음과 같이 행렬형태로 나타낼 수 있다.

$$[M_g]\{\ddot{q}(t)\} + [C_g]\{\dot{q}(t)\} + [K_g]\{q(t)\} = \{Q(t)\} \quad (2)$$

여기서, $\{q(t)\}^T = [q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \dots, q(t)_m]$ 은 일반화된 변위벡터, m 은 모달 진동해석에 고려한 고유모드의 수를 의미한다. 또한 $[M_g] = [\phi]^T [M] [\phi]$ 은 일반화된 질량행렬, $[C_g] = [\phi]^T [C] [\phi] = [\alpha + \beta\omega^2] = [2\xi\omega]$ 는 일반화된 감쇠행렬, $[K_g] = [\phi]^T [K] [\phi]$ 는 일반화된 강성행렬을 의미한다. 단, 일반화 감쇠행렬의 경우는 실용성을 위해 비례감쇠(proportional damping) 개념을 도입하여 대각화되도록 처리하였다.^(1~3)

2.2 Modal Frequency Response Analysis

다양한 진동수의 외부 가진 동하중에 대한 비행체의 기본적인 주파수응답 특성을 효율적으로 파악하기 위해서 3차원 유한요소 모델에 대한 모달주파수응답해석(MFRA)을 수행하면 된다. 단, 가진 지점과 측정지점 사이의 구조적 특성이 선형이라는 가정이 성립해야 한다. 물리영역에서의 동적변위가 $\{u(t)\} = [\phi]\{q(\omega)\}e^{i\omega t}$ 와 같이 조화함수 형태로 나타낼 수 있다고 가정하면, 식(1)는 다음과 같이 변형될 수 있다.

$$(-\omega^2 [\phi]^T [M] [\phi] + i\omega [\phi]^T [C] [\phi] + [\phi]^T [K] [\phi])\{q(\omega)\} = [\phi]^T \{F(\omega)\} \quad (3)$$

MTRA의 경우와 유사하게 비례감쇠(proportional damping) 개념을 도입하여 감쇠행렬이 대각화되도록 처리하면, 식(3)을 다음과 같이 각 모드에 대한 비연계(uncoupled) 방정식으로 처리하여 해를 구할 수 있다.

$$-\omega^2 m_i q_i(\omega) + i\omega b_i q_i(\omega) + k_i q_i(\omega) = f_i(\omega) \quad (4)$$

$$q_i(\omega) = \frac{f_i(\omega)}{-\omega^2 m_i + i\omega b_i + k_i} \quad (5)$$

여기서, i 는 해석에 고려한 각각의 고유모드를 의미하며, $b_i = 2m_i \omega_i \zeta_i$ 이고 $\zeta_i = b_i / b_{cr} = g_i / 2$ 로 정의된다. 참고로, 고유모드벡터를 질량으로 정규화(normalize)한 경우는 $m_i = 1.0$ 이 된다. 물리적인 주파수응답은 MTRA의 경우와 마찬가지로 식(5)의 해를 $\{u(\omega)\} = [\phi]\{q(\omega)\}$ 의 모달변환 관계식에 대입하여 구할 수 있다. MFRA의 경우도 고유진동해석이 필수적으로 선행되어야 하며, 정확한 해석을 위해서는 충분한 수의 고유모드를 해석에 고려할 필요가 있다. 일반적으로는 가진 동하중의 주파수 범위 내에 있는 모든 고유모드를 고려하면 되지만, 충분한 정확도의 해를 얻기 위해서는 적어도 가진 동하중 최대 주파수의 2배까지의 고유진동 모드를 고려할 필요가 있다.^(4,5)

2.3 Rotor System and Hub-load Analysis

Fig. 2는 현재 기본 설계된 로터 허브시스템의 확대된 3차원 형상을 보여주고 있다. 일반적으로 소형 자이로콥터의 허브 시스템은 제작 및 착탈의 용이성으로 인해 그림에서와 같은 see-saw (or teetering) 형 로터가 주로 사용된다.

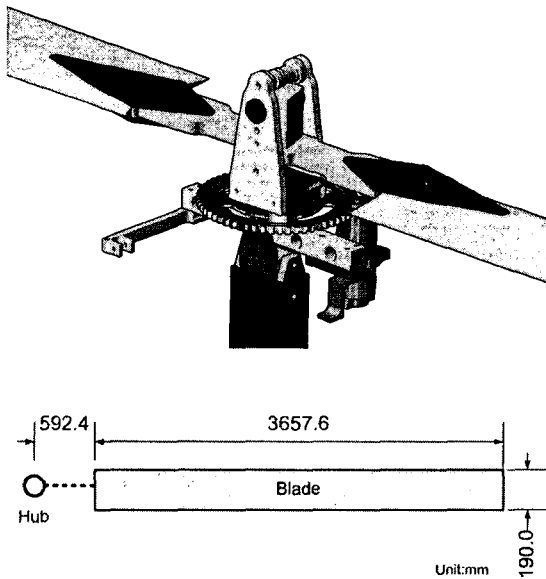


Fig. 2 Basic rotor system configuration.

공기역학적으로 살펴보면 전진 비행 상태의 로터 블레이드는 방위각에 따라 상대속도가 주기적으로 변하기 때문에 로터 블레이드에 작용하는 공기력 또한 주기적인 변동을 초래하게 된다. 로터 하중의 주기적 변화는 매 회전에 따라 반복되게 된다. 본 연구에서는 전진 비행시 로터 블레이드를 타고 허브로 전달되는 동하중을 예측하기 위해 비정상 패널공력해석 기법을 이용하였다. 본 연구에서 적용한 패널해석 기법은 비점성, 비압축성 Laplace 방정식을 포텐셜 유동에

대한 지배방정식으로 사용하여 source와 doublet을 이용한 3차원 비정상 해석 기법이다. 물체 표면에서의 경계조건은 flow tangency condition이며 무한대에서는 교란 퍼텐셜을 영으로 하는 조건을 적용하였다. 물체의 비정상 유동은 자유 후류를 이용한 시간영역 패널법을 사용하여 비정상 유동을 해석하는 방법을 이용하였다. 본 설계 모델에 대한 해석에 앞서 검증을 위해 기존의 실험결과가 있는 전진 비행하는 로터 블레이드 모델에 대한 해석을 수행하였다. AH-1G 헬리콥터의 사용된 로터는 2개의 블레이드를 가진 teetering 로터 블레이드로 종횡비는 9.8이며 -10° 의 비틀림각을 갖는다. 본 연구에서는 30×10 의 패널 격자를 모델링 하였고 유동조건은 끝단 마하수는 0.65, 전진비는 0.19로 하였다. 블레이드의 일괄 피치각(collective pitch angle)의 기준은 블레이드의 코드 방향의 25%지점 위치에서의 각도로 설정하였다. 비행시험에서는 로터 블레이드가 플래핑 및 피칭 운동을 하지만 본 계산과정에서는 적용하지 않았다. 회전축은 축평면(shaft plane) 혹은 로터의 끝단평면(tip path plane)을 기준으로 회전 하도록 하였다. Fig. 3은 AH-1G 헬리콥터 블레이드에 대해 본 연구에서의 비정상 패널해석 결과와 실험 결과를 비교한 것이다.

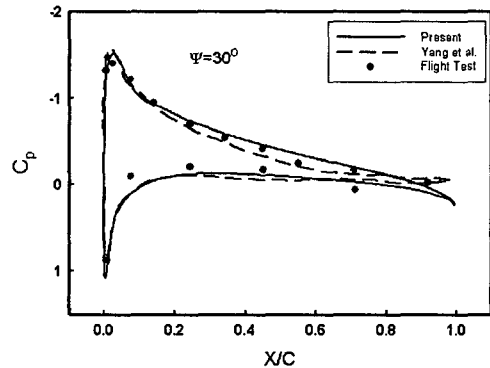


Fig. 3 Comparison of section surface pressure for AH-1G rotor blade at $r/R=0.6$ ($M_\infty=0.65, \mu=0.19, \psi=30^\circ$)

비행시 블레이드 허브 동하중 수준을 예측하기 위해 회전 속도를 각각 기본 순항조건에 해당하는 250 rpm 경우와, 최대 무게 비행조건에 해당하는 390 rpm인 경우로 구분하였다. 허브로드 예측 결과 로터 회전속도 250 rpm에 회전면과 자유흐름의 기울임 각도가 20° 일 때 가장 큰 하중 값을 보이며 이중 z -방향의 하중 F_z 가 가장 지배적인 하중이다. 따라서 본 연구에서는 z -방향의 동하중 $F_z(t)$ 만을 고려하여 천 이용답해석을 수행하였다.

2.4 Gyrocopter Finite Element Model

앞서 언급한 대로 정확한 진동해석을 수행하기 위해서는 정밀한 유한요소 모델링이 필수적이며, 일반적으로 모델이

복잡 할수록 다양한 모델링 기법이 요구된다. 본 연구에서의 모델도 비교적 복잡한 모델에 해당하며, 지면 관계상 일부 구조부분에 관한 유한요소 모델링 사항을 기술하고자 한다. Fig. 4는 엔진마운트 주변의 유한요소 모델을 보여주고 있다. 엔진이 4개의 지지부분에 볼트 체결되게 되는데 본 연구에서는 CBAR요소로 볼트를 모델링한 후 접촉면의 모든 노드들에 분포되어 연결되도록 하였으며, 볼트의 헤드 부분과 비구조 엔진질량의 경우는 RBE2요소를 이용하여 연결하였다.

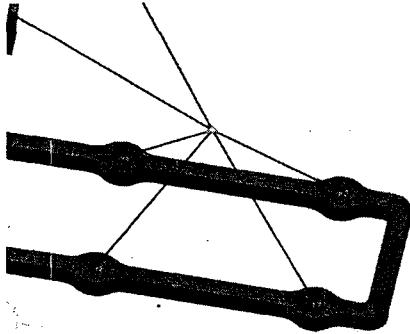


Fig. 4 Bolting and non-structural mass FE modeling.

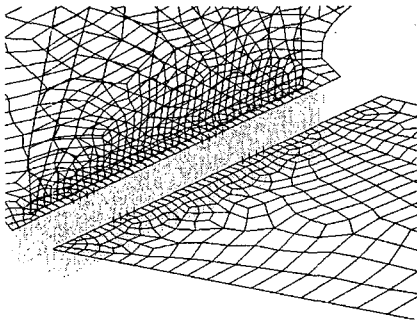


Fig. 5 Solid element vs. shell element connection.

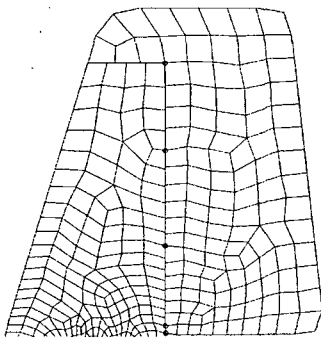


Fig. 6 Rudder hinge modeling using RBE2 element

Fig. 5는 후방동체 및 꼬리날개 구조부분의 FE 모델을 보여주고 있다. 설계된 자이로콥터 항공기의 경우 후방동체 주 프레임에 수직날개 및 수평날개를 동시에 연결하기 위해 추가적으로 ㄷ자 형의 브래킷(bracket) 구조를 포함하고 있다. 수평 및 수직 꼬리날개 구조의 경우는 등가물성치를 가지는 일반적인 셸(shell)요소이며 브래킷 구조의 경우는 솔리드(solid)요소로 모델링 되어 있다. 솔리드요소와 셸요소를 연결하는 경우 솔리드 요소에는 회전자유도가 존재하지 않기 때문에 유한요소 모델링 관점에서 완전 체결이 되지 않는다. 이를 보완하는 방법은 여러 가지가 있을 수 있는데, 연결 부분의 솔리드 구조면에 셸요소를 추가하는 방법과 RSSCON 요소를 사용하는 방법 그리고 RBE3 요소를 추가로 활용하는 방법이 있을 수 있다. 본 연구에서는 셸요소를 인공적으로 추가하는 방법을 적용하였다. 하지만, 이 방법은 실제 모델에는 없는 셸요소를 추가하였기 때문에 모델의 강성이 실제 구조물보다 커지게 되므로 꼭 필요한 부분에만 적절하게 부가할 필요가 있다. Fig. 6에서처럼 수직꼬리날개와 러더(rudder)의 연결부 모델링은 RBE2 요소를 활용하였다. 이를 위해 힌지 위치의 절점에 병진자유도를 구속하고 회전자유도를 풀어 자유도를 구사하고 등가 회전강성을 CELAS 요소로 모델링 하여 등가 힌지강성 효과를 구현하였다.

3. 해석결과 및 검토

본 연구에서의 자이로콥터 유한요소 모델에서 튜브 및 케이틀 시스템 등을 제외하고 연료를 포함한 총질량은 402.9 kg이며, 구조 질량(structural mass) 40.9 kg과 비구조 질량(non-structural mass) 362.0 kg으로 구성되어 있다. 장착된 전자 장치 및 기타 구성품들은 대부분 비구조 집중질량 요소로 모델링 되었으며, 동체의 주요 구조는 알루미늄(6061-T6) 재질이다. 항공기에 탑재한 엔진은 ROTAX(Germany)사의 912ULS이며, 100 hp에 56.5 kg의 질량을 가진다. 프로펠러는 WARP DRIVE사의 68인치 3엽 블레이드를 장착했다. 총 탑재 연료는 28.5 kg이며, 로터(rotor)는 21.0 kg, 통합 허브구조는 20.02 kg의 질량으로 구성되어 있다. 로터 질량관성 모멘트는 약 130 kg·m²이며, 조종석부(cabin, door, wind shield, back panel, fuel tank 등)의 질량은 35.7 kg, 랜딩기어는 26.7 kg 등으로 구성되어 있다.

앞서 보였던 Fig. 1은 CATIA를 이용해 구현한 3차원 자이로콥터 형상을 보여주고 있다. 직접적인 결과를 포함하지는 못했지만, 설계 과정에서 CATIA의 Kinematics 기능을 활용하여 로터 블레이드의 회전 및 탈링 동역학 등을 동시에 시뮬레이션 하여 동영상으로 유연한 작동여부를 검토하였다. Fig. 7은 본 연구에서 구축한 3차원 전기체 동적 유한요소 모델을 보여주고 있다. 유한요소 모델링은 MSC/PATRAN을 활용하여 수행하였으며, 천이진동해석에

서의 구조 경계조건은 비행 상태에서의 진동환경을 모사하기 위해 free-free 조건으로 처리하였다.

Fig. 8은 승무원 탑승 및 연료탑재 조건에 따른 자이로콥터 고유진동수 해석 및 비교결과를 보여주고 있다. 단, 그림에서 0 Hz 부근의 1-6번째 저차 강제모드와 관련된 고유진동수는 표기를 생략 하였다. 본 모델의 경우 대략 7~16번째 모드까지가 14 Hz 이내의 고유진동수를 보이고 있으며, 전반적으로 낮은 고유진동수 특성을 나타낸다. 승무원 2명과 연료가 가득 찬 경우에는 전체적인 질량 증가로 고유진동수가 더욱 낮은 경향을 보이고 있다. 운용조건에 따라 고유진동수의 큰 변화는 관찰되지 않고 있다.

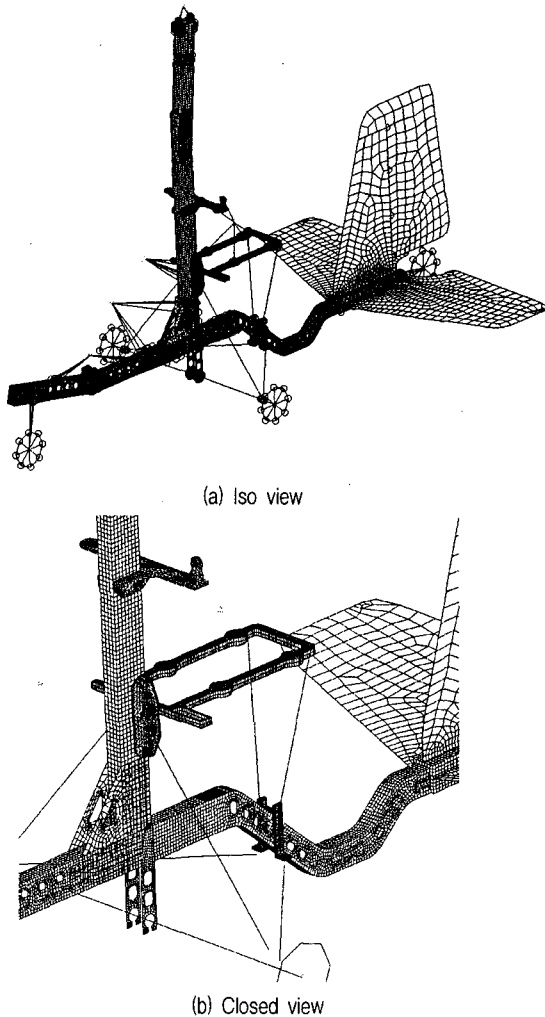


Fig. 7 FE Structural Model for structural dynamic analysis

Fig. 9는 승무원 2명 탑승과 연료가 가득 찬 운항조건에 대하여 저차부터 10개의 전 기체 고유모드 형상들을 보여주

고 있다. 몇 가지 명확한 고유모드들을 살펴보면, Mode 7은 수직 꼬리날개의 러더가 회전하는 모드를, Mode 9는 수평 꼬리날개의 1차 굽힘(bending)모드를, Mode 12는 수직꼬리날개의 1차 굽힘모드를, Mode 13는 동체의 비틀림(torsion)모드와 칩플레이트(chek plate)의 굽힘모드와 수직꼬리날개의 1차 굽힘모드가 혼합된 모드를 나타내고 있다. Mode 15의 경우는 수평꼬리날개의 비틀림모드를, Mode 16은 수평 꼬리날개의 1차 비틀림모드 형태를 보여주고 있다.

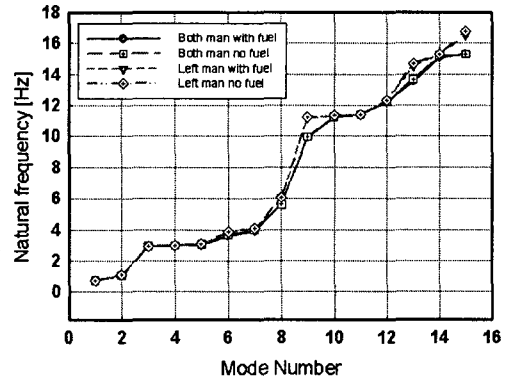


Fig. 8 Comparison of natural vibration frequencies for different pilot and fuel conditions.

Fig. 10은 전진속도 31 m/s, 로터 회전각속도 250 rpm의 순항조건에서 로터 블레이드의해 발생되는 허브하중을 구한 결과이다. 그림의 허브하중은 로터 방위각의 함수로 나타나 있기 때문에 천이응답해석에 직접적으로 사용할 수 없다. 그림의 하중을 로터의 회전각속도 조건을 적용하여 시간의 함수로 전환하면 Fig. 11과 같이 동적하중으로 나타낼 수 있다. 이 동하중을 MTRA 기법의 외력으로 적용하면 전체 비행체 구조물의 동적응답을 효과적으로 구할 수 있다.

Fig. 12는 동체의 왼쪽 조종석(left seat)에서 유발 가능한 가속도 수준에 대한 해석 결과를 보여주고 있다. 앞서와 마찬가지로 전진속도 31 m/s 로터회전속도 250 rpm 조건을 설정하였다. 본 논문은 지면관계상 임의로 설정한 하나에 위치에 대한 천이응답 해석결과를 제시하였지만, 주요 탑재 장비 등에 대하여도 진동 수준을 사전에 예측하여 진동환경 평가를 수행 할 수 있다. MTRA를 위해 1~200 Hz까지의 고유모드를 고려하였으며, 구조감쇠는 ($g=1\%$) 시간적분에서 사용한 시간간격은 1/10,000초 이다. 그림을 보면 y-방향 경우는 4.7 m/s^2 z-방향은 4.8 m/s^2 으로 비교적 낮은 수준의 가속응답이 유발됨을 알 수 있다. 향후 진동환경 요구조건이 주어진다면, 예측된 가속도 수준이 허용 가속도 수준 내에 있는지를 엄밀한 검토를 할 수 있다. 또한 진동환경 요구조건이 PSD (g^2/Hz)형태로 주어지는 경우에는 구해진 물리적인 응답을 PSD 형태로 변환하여 각 진동수 대역에 대하여 직접적인 비교를 수행할 수 있다.

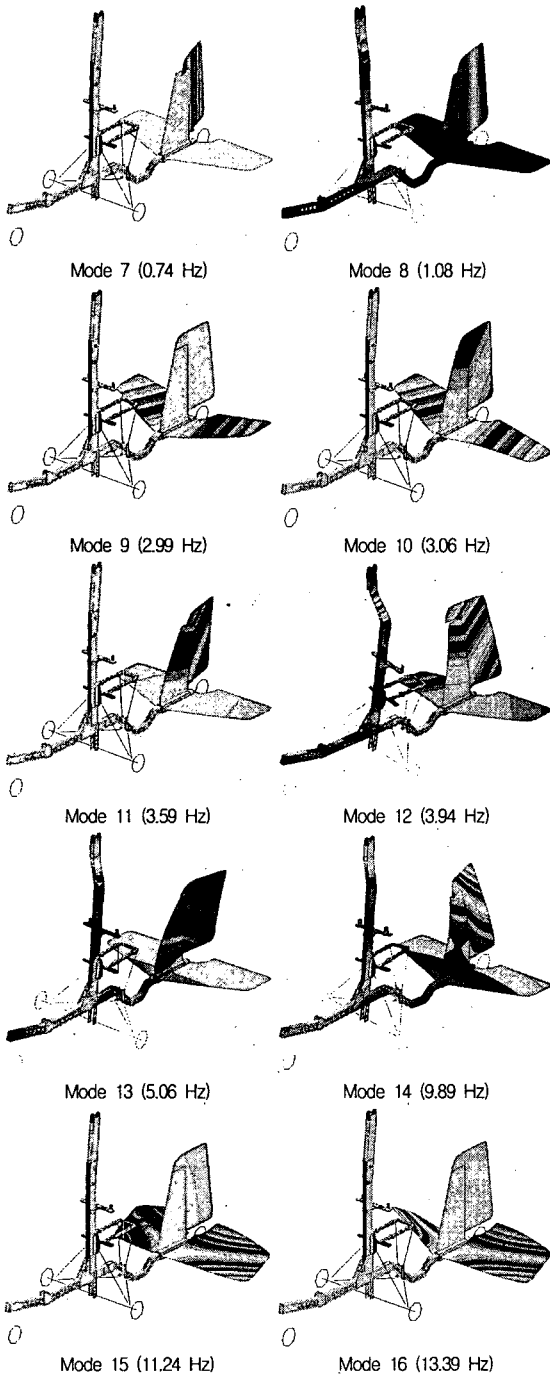


Fig. 9 Selected natural vibration mode shapes

Figs. 12~13은 전진속도 31 m/s 로터회전속도 250 rpm 조건에서 동체의 왼쪽 조종석(left seat)에서 유발되는 동적 가속도응답을 구한 것이다. MTRA를 위해 1~200 Hz까지의

고유모드를 고려하였으며, 구조감쇠는 ($g=1\%$) 시간간격은 1/5,000초이다. 그림을 보면 y-방향 경우는 4.7 m/s^2 z-방향은 4.8 m/s^2 으로 비교적 낮은 수준의 가속도가 유발됨을 알 수 있다. 향후 진동환경 요구조건이 주어진다면, 예측된 가속도 수준이 허용 가속도 수준 내에 있는지를 엄밀한 검토를 할 수 있다. 또한 진동환경 요구조건이 PSD (g^2/Hz) 형태로 주어지는 경우에는 구해진 물리적인 응답을 PSD 형태로 변환하여 각 진동수 대역에 대하여 직접적인 비교를 수행할 수 있다.

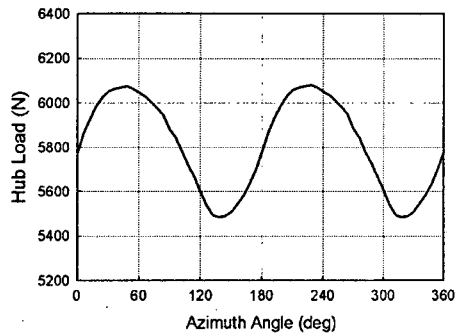


Fig.10 Computed hub loads for rotating speed 250rpm

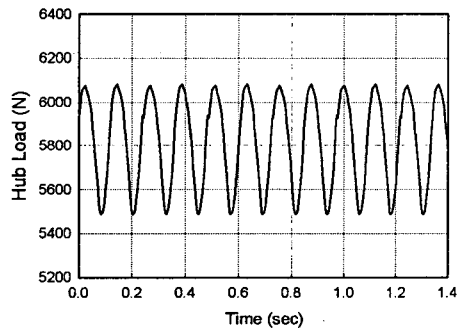
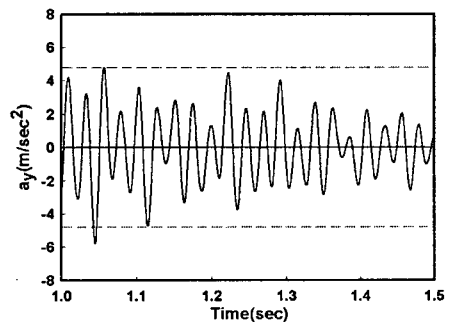
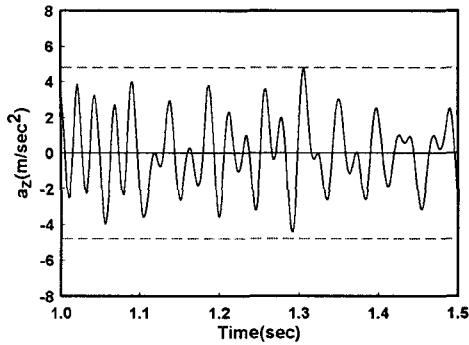


Fig.11 Regenerated hub load for time axis and corresponding transient responding at wing tip



(a) y-acceleration

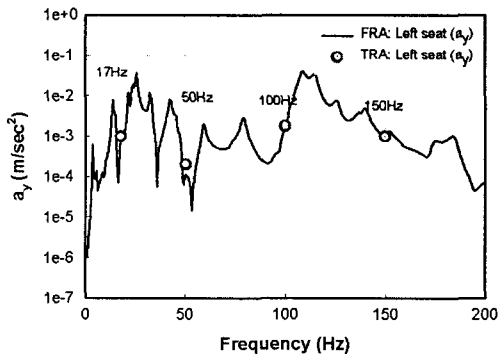


(b) y-acceleration

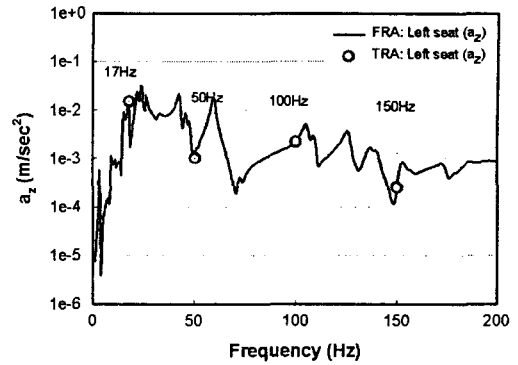
Fig. 12 Computed z-acceleration responses at the left pilot seat due to the hub loads.

Fig. 13은 왼쪽 조종석 위치에서 MFRA 결과를 보여주고 있다. 그림을 보면 왼쪽 조종석에서는 y-방향은 21.5 Hz와 109 Hz, z-방향은 21.5 Hz, 42.5 Hz, 59.0 Hz 등의 동하중에 취약한 진동특성을 보일 수 있음을 알 수 있다. 또한 본 연구에서 적용하고 있는 해석 기법의 상호 검증에 위해 FRA와 TRA 결과를 동시에 비교하였으며, 비교적 잘 일치하는 결과를 얻을 수 있었으며, 이는 부수적으로 본 연구에서의 모델과 해석기법이 타당함을 의미하고 있다.

Fig. 14는 구조감쇠에 대한 진동응답과 로터의 회전속도에 따른 캐빈 위치의 진동응답 영향을 고찰한 것이다. 구조감쇠가 증가할수록 장비에 유발되는 진동수준은 감소하게 되며, 1%의 구조감쇠인 경우와 3%인 경우를 비교해 보면 동일 조건에서 유발되는 최대 가속도가 약 80% 정도 감소하였음을 알 수 있다. 그리고 로터의 회전속도가 250 rpm에서 390 rpm으로 증가하면 x-방향, y-방향 가속도만 증가함을 알 수 있다.



(a) y-acceleration



(b) z-acceleration

Fig. 13 Frequency response spectrum of acceleration responses at the left pilot seat due to the z-directional unit harmonic load ($g=0.01$)

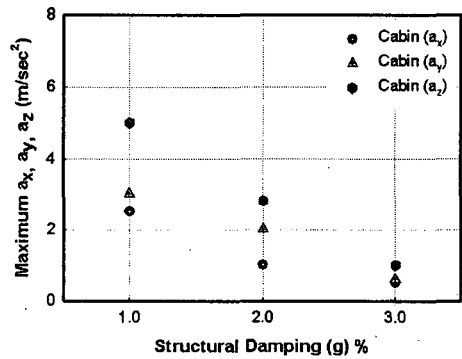


Fig. 14 Effect of structural damping and rotating speed for maximum acceleration at the c.g point of cabin

4. 결론

본 연구에서는 2차원 캐드 도면을 확장하여 자이로콥터 모델에 대한 3차원 CAD 데이터를 구축하고, 이를 바탕으로 비구조(non-structural mass) 요소를 포함한 3차원 정적/동적 유한요소 모델을 구축하였다. 또한 비행 중에 유발되는 허브동하중을 비정상 패널코드로 구하여 모달 영역에서의 전기체 천이진동응답해석을 수행하였다. 현재 설계된 자이로콥터의 경우 로터의 회전진동으로 동체에 전달되는 허브 동하중 영향으로 순항시 조종석에 유발되는 가속도 수준은 최대 약 0.5g 정도가 유지될 수 있음을 알 수 있었다. 본 연구를 통하여 자이로콥터에 대한 3차원 정밀 유한요소 구조 모델링 기법 및 전산진동해석 기법이 구축되었다. 이는 향후 설계 변경이 진동안정성에 미치는 영향이나 탑승감 개선을 위한 진동저감 연구에 유용하게 활용될 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 2004년도 지방대학혁신역량강화사업(NURI) 및 (주)동해기계항공의 후원으로 수행되었으며 지원에 감사를 표하는 바입니다.

참 고 문 헌

- (1) Meirovitch, L., 1980, Computational Methods in Structural Dynamics, Sijthoff & Noordhoff International Publishers, The Netherlands.
- (2) Meirovitch, L., 1986, Elements of Vibrational Analysis, McGraw-Hill, 2nd Ed.
- (3) Bathe, K-J., 1996, Finite Element Procedures, Prentice-Hall, Inc.
- (4) Sitton, G., MSC/NASTRAN Basic Dynamic Analysis: User's Guide, Ver.70, The MacNeal-Schwendler Corporation.
- (5) Herting, D. N., MSC/NASTRAN Advanced Dynamic Analysis: User's Guide, Ver.70.
- (6) DWT/CMARC Manual, Digital Wind Tunnel and CMARC, Ver3.6
- (7) 김동현, 정세운, 2004, "T-형 꼬리날개의 진동 및 공탄성특성", 한국군사과학기술학회 종합학술대회.
- (8) 김동현, 정세운, 2004, "T-형 꼬리날개의 진동 및 공탄성특성", 한국군사과학기술학회 종합학술대회.
- (9) 김동현, 정세운, 2004, "전산공탄성 해석기법을 이용한 T-형 꼬리날개의 플러터 특성연구", 항공우지 무기체계 발전세미나, 국방과학연구소.
- (10) 김동현, 정세운, 구교남, 김성준, 김성찬, 이주영, 최익현, 이정진, 2005, "틸트로터 허브 동하중을 고려한 복합재 스마트 무인기 진동해석", 한국소음진동공학회지, 제 15권, 제 1호, pp. 63~71.