

CFD기법을 연계한 자이로콥터의 전산구조동역학 해석

Computational Structural Dynamic Analysis of a Gyrocopter Using CFD Coupled Method

김현정* 김동현† 정세운** 박효근* 양창학***
Kim, Hyun-Jung Kim, Dong-Hyun Jung, Se-Un Park, Hyo-Keun Yang, Chang-Hak
(논문접수일 : 2006년 1월 20일 ; 심사종료일 : 2006년 8월 30일)

요 지

본 논문은 자이로콥터의 유한요소 모델링과 로터의 회전에 의한 동하중을 고려한 전산진동해석을 수행하였다. 이를 위해 자이로콥터의 최종 조립된 3차원 CATIA 모델을 구축하였으며, 3차원 데이터를 바탕으로 비구조 질량을 포함한 구조진동해석을 위한 유한요소모델을 생성하였다. 실용적인 전산구조동역학 해석을 위해 상용 유한요소 해석프로그램인 MSC/NASTRAN과 자체 개발한 프로그램을 병용하여 사용하였다. 비행 중 회전하는 로터에 의해 발생하는 동하중은 상용 CFD 프로그램인 FLUENT를 이용하였다. 유체해석과 구조진동해석의 결합을 위해 자체적으로 통합 연계 시스템을 구축하였다. 3차원 구조의 효율적인 진동특성을 고찰하기 위해 모달영역에서 천이응답해석과 주파수응답해석을 수행하였다. 실제 자이로콥터의 연료조건과 비행조건을 고려하였으며, 전산해석을 통하여 고유진동, 주파수 응답 및 천이응답 특성을 고찰하였다.

핵심용어 : 전산구조동역학, 자이로콥터, 동적허브하중, 천이응답해석, 주파수응답해석, 전산유체역학

Abstract

In this study, computational structural dynamic analyses of a gyrocopter have been conducted considering unsteady dynamic hub-loads due to rotating blades. 3D CATIA models with detailed mechanical parts are constructed and virtually assembled into the complete aircraft configuration. The dynamic loading generated by rotating blades in the forward flight condition are calculated by a commercial computational fluid dynamics (CFD) code such as FLUENT. Modal based transient and frequency response analyses are used to efficiently investigate vibration characteristics of the gyrocopter. Free vibration analysis results for different fuel and pilot conditions, frequency responses and transient responses for critical flight conditions are also presented in detail.

Keywords : *computational structural dynamics, gyrocopter, dynamic hub load, transient response analysis, frequency response analysis, FEM, CFD, CATIA*

1. 서 론

최근 레저산업의 발달과 항공 산업에 대한 인식이 고조됨에 따라 일반인이 자가용 혹은 레저, 스포츠용으로 경비행기나 초경량항공기를 소유하는 사례가 많아지고 있다. 그 중에서도 특히 자이로콥터는 일반 항공기에 비해 특별한 성능과 기능을 갖추고 있어 산악지대가 많은 국내에서도 레저 및 활용도에 대한 관심도가 증가되고 있다. 자이로콥

터의 가장 큰 장점은 저속 비행조건에서 실속(stall)의 위험성이 없으며, 엔진이 고장난 경우에도 자동관성(autorotation) 기능으로 짧은 활주공간만 있어도 비교적 안전한 착륙이 가능하다는 점이다. 뿐만 아니라 작은 크기의 초경량항공기급으로 제작이 가능하여 일반인이 레저용으로 운용하기에 적합하다. 또한 짧은 이착륙 거리로 이착륙 장소에 제약이 적으며 구조가 간단하여 유지보수 및 이동/보관이 용이하다. 따라서 산악지대가 많고 활주로가 부족한 국

† 책임저자, 정회원 · 국립경상대학교 기계항공공학부 및 항공기 부품기술 연구소

전화: 055-751-6125 ; Fax: 055-755-2081

E-mail: dhk@gsnu.ac.kr

* 국립경상대학교 기계항공공학부 대학원

** 한국항공우주산업(주)

*** (주)동해기계항공 대표이사

• 이 논문에 대한 토론을 2006년 12월 31일까지 본 학회에 보내주시면 2007년 3월호에 그 결과를 게재하겠습니다.

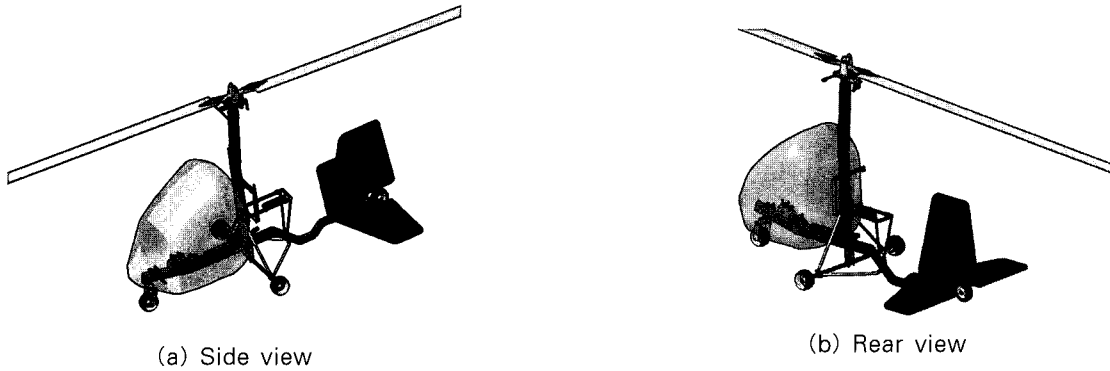


그림 1 3D CATIA model for the present gyrocopter design.

내 실정에서는 이러한 자이로콥터의 장점이 크게 부각될 수 있다.

자이로콥터는 1920년경 시에르바(Juan de la Cierva)에 의해 개발되었으며, 1960년대에는 개인 기업에 의한 상업적 오토자이로가 개발되었다. 제2차 세계대전에서도 널리 사용되었으나 헬리콥터 개발 이후 쇠퇴되었다가 최근에 현대적인 기술을 사용하여 변화된 자이로콥터가 등장하였다. 오래전부터 민간 수준에서 다양한 연구를 통해 여러 기종이 개발 및 운용되어 왔으나 타 항공기에 비해 체계적인 연구 및 실험 사례가 거의 없는 실정이다. 특히 국내에서는 자이로콥터에 관련된 연구가 거의 없었으나 최근에 초경량 항공기급 자이로콥터에 대한 연구(김동현, 2005)가 수행되었다. 본 논문에서 고려한 자이로콥터 모델은 그림 1과 같은 형상이다. 자이로콥터는 실제 비행 중에 로터로 동력이 전달되지 않으며, 전진 속도에 대해 자동 회전되는 로터에서 발생하는 수직 추력을 이용하여 하늘을 비행하게 된다. 설계 최대속도는 약 160km/h정도이며, 최대 항속거리는 약 400~450km 정도를 목표로 하고 있다. 또한 자이로콥터는 블레이드의 회전운동에 근거한 양력비행과 왕복엔진의 사용으로 비행 중에 다양한 진동상태에 노출될 수 있으며, 부적절한 설계는 과도한 진동상태를 유발하여 불안정한 탑승감, 심리적인 불안 및 구조적으로 좋지 못한 피로특성을 보일 수 있다. 따라서, 본 연구와 같은 전산해석을 통하여 설계 항공기에 대해 비행 중 진동 및 응답특성을 파악하여 진동저감 설계방안에 활용할 필요성이 있다.

본 연구에서는 실용적인 해석적 기법 구축과 이를 응용한 결과 도출 가능성을 보이기 위해 상용 유한요소 구조해석 프로그램인 MSC/NASTRAN, 전산유체해석 프로그램인 FLUENT와 자체 개발한 프로그램들 모듈들을 적용하여 실제적인 형상에 적용할 수 있는 전산구조해석 체계를 구축하여 보았으며, 로터의 회전하중을 고려한 3차원 비행

체 구조의 비행 중 유발 가능한 진동특성을 분석하였다. 또한 자이로콥터 항공기의 연료조건과 비행조건을 고려하였으며, 고유진동, 주파수 응답 및 천이응답 특성을 고찰하였다.

2. 이론적 배경

2.1 모달 천이응답해석

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 수치시간적분 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 다음

과 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, $[C_g] = [\phi]^T [C] [\phi]$ 은 일반화된 감쇠행렬, $[K_g] = [\phi]^T [K] [\phi]$ 은 일반화된 강성행렬을 의미한다. 단, 일반화 감쇠행렬의 경우는 실용성을 위해 비례감쇠(proportional damping) 개념을 도입하여 대각화되도록 처리하였다(Bathe, 1996).

2.2 모달 주파수응답해석

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 개념을 도입하여 감쇠행렬이 대각화되도록 처리하면, 식 (3)을 다음과 같이 각 모드에 대한 비연계(uncoupled) 방정식으로 처리하여 해를 구할 수 있다(Meirovitch, 1986).

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

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

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. 일반적으

로는 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(Herting, 1997).

2.3 로터 시스템 및 허브 동하중 해석

그림 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. 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 회전마다 반복되게 된다. 본 연구에서는 전진 비행시 로터 블레이드를 타고 허브로 전달되는 동하중을 예측하기 위해 FLUENT(Ver.6.1)를 이용한 비정상 전산 유체해석을 수행하였다.

전진 비행 상태의 헬리콥터 로터의 유동장 해석을 위해 비정렬 격자계를 바탕으로 한 비정상 오일러(Euler) 방정식을 적용하였다. 또한 비정렬 격자를 이용하여 회전하는 로터 및 후류간의 상대운동을 해석할 수 있도록 미끄럼(sliding) 격자기법을 사용하였다. 자이로콥터 로터에 대한 해석에 앞서 로터 공력해석 검증을 위해 기존의 실험결과가 있는 전진 비행하는 로터 블레이드 모델에 대한 해석을 수행하였다. AH-1G 헬리콥터의 사용된 로터는 2개의 블레이드를 가진 teetering 로터 블레이드로 Caradona (1984) 등이 실험을 수행하였는데, 비틀림 및 테이퍼가 없는 비교적 단순한 형상이다. 로터 블레이드 단면은 NACA0012 익형 형상이며 회전축에서 날개 끝단까지 종횡비는 7이며 피치각은 0°이다. 유동해석 격자는 모두 약 535,637개의 요소를 가지고 있으며 표면 격자는 23,160개로 구성되어 있다. 유동조건은 끝단 마하수가 0.8, 전진비는 0.2이다. 그림 3은 AH-1G 헬리콥터 블레이드에 대해 본 연구에서 적용한 비정상 유동해석 기법과 실험결과를 비교한 것이다. 지면 관계상 90% 스팬 위치에서의 비교결과만 나타내었으며 해석 및 실험결과가 비교적 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

자이로콥터의 비행 중 블레이드 허브 동하중 수준을 예측하기 위해 회전속도를 각각 기본 순항조건에 해당하는 250rpm 경우와, 최대 무게 비행조건에 해당하는 390rpm인 경우로 구분하여 계산하였다. 전진비행 조건에 대

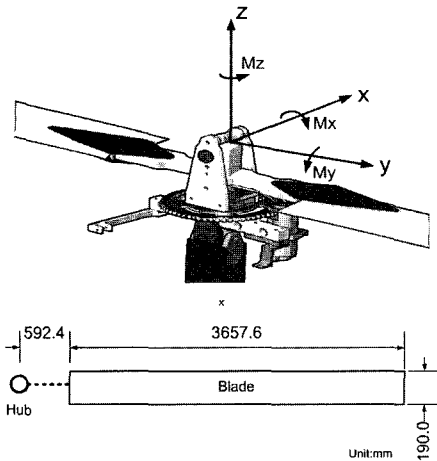


그림 2 Basic rotor system configuration.

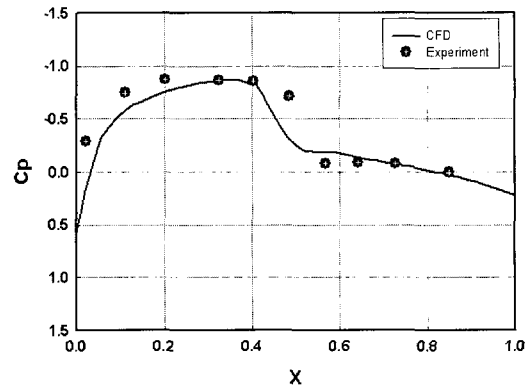
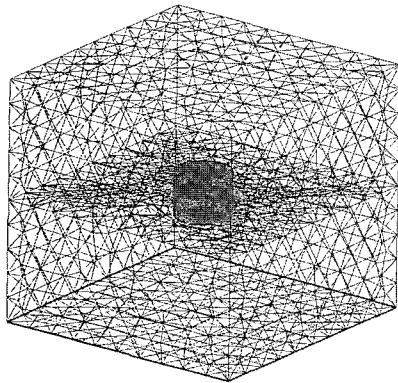
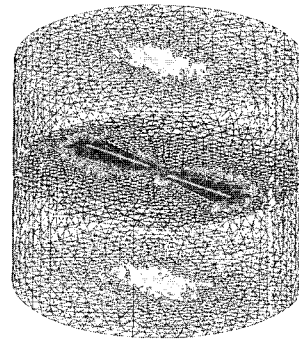


그림 3 Comparison of section surface pressure for AH-1G rotor blade at $r/R=0.9$ ($M_\infty = 0.8, \mu = 0.2, \psi = 0^\circ$).



(a) Full domain



(b) Inner domain

그림 4 Full and inner domain view of CFD grid for a rotor blade.

해 회전로터에서 발생하는 동적 하중 해석결과는 해석결과 및 검토 부분에 제시되어 있다.

그림 4는 비정상 유동해석을 위한 격자를 보여주고 있는데, 본 모델의 총 격자수는 약 140만개이다. 유동 조건은 끝단 마하수는 0.33, 안쪽(그림에서 원기둥)의 회전 격자계는 약 132만개의 격자요소와 바깥쪽의 정지 격자는 약 8만개로 이루어져 있다. 비정상 유동해석은 병렬처리 기법을 이용하여 계산하였다. 연구실에서 보유하고 있는 병렬 컴퓨터는 30대의 컴퓨터가 1Gbps 스위칭 허브에 연결되어 있으며, 서버노드의 사양은 3.0GHz CPU, 1GB RAM의 서버급 컴퓨터이다. 5대의 서버노드를 연결하여 회전로터 해석에 적용한 총 계산 회수(iteration)는 약 40,000번이며 CFD해석 소요된 시간은 약 40시간 정도이다.

2.4 자이로콥터 유한요소 구조모델

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. 그림 5는 엔진마운트 주변의 유한요소 모델을 보여주고 있다. 엔진은 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.

그림 6은 후방동체 및 꼬리날개 구조부분의 FE 모델을 보여주고 있다. 설계된 자이로콥터 항공기의 경우 후방동체 주프레임에 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 셸요

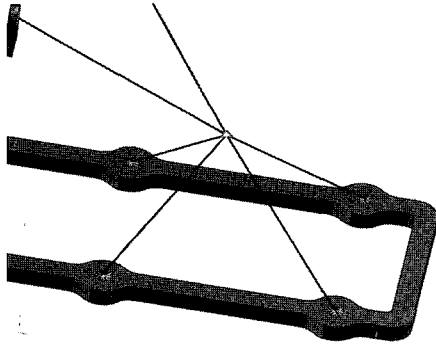


그림 5 Bolting and non-structural mass FE modeling.

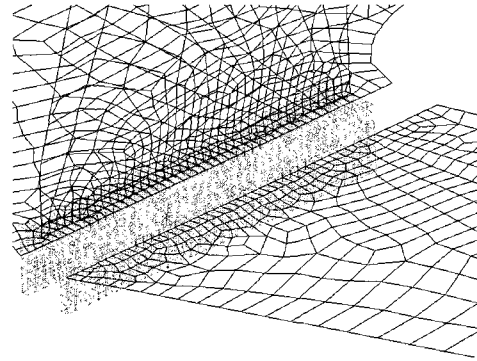


그림 6 Solid element vs. shell element connection.

소를 연결하는 경우 솔리드 요소에는 회전자유도가 존재하지 않기 때문에 유한요소 모델링 관점에서 완전 체결이 되지 않는다. 이를 보완하는 방법으로는 연결 부분의 솔리드 구조면에 셸요소를 추가하는 방법과 RSSCON 요소를 사용하는 방법, 그리고 RBE3 요소를 추가로 활용하는 방법이 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. 그림 7에서처럼 수직꼬리날개와 러더(rudder)의 연결부 모델링은 RBE2 요소를 활용하였다. 이를 위해 힌지 위치의 절점에 병진자유도는 구속하고 회전자유도를 풀어서 자유도를 구사하였으며 등가 회전강성은 CELAS 요소로 모델링하여 등가 힌지강성 효과를 구현하였다.

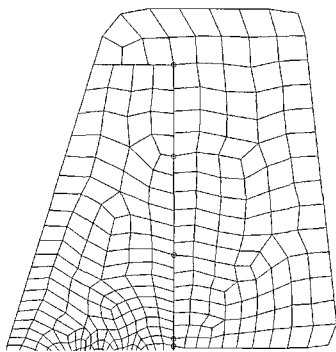


그림 7 Rudder hinge modeling using RBE2 element.

3. 해석결과 및 검토

본 연구에서의 자이로콥터 유한요소 모델에서 튜브 및 케이블 시스템 등을 제외하고 연료를 포함한 총질량은

402.9kg이며, 구조 질량(structural mass) 40.9kg과 비구조 질량(non-structural mass) 362.0kg으로 구성되어 있다. 장착된 전자 장치 및 기타 구성품들은 비구조 집중질량 요소로 모델링 하였으며 동체의 주요 구조는 알루미늄(6061-T6) 재질로 모델링하였다. 항공기에 탑재한 엔진은 ROTAX(Germany)사의 912ULS이며, 100hp에 56.5kg의 질량을 가진다. 프로펠러는 WARP DRIVE사의 68인치 3엽 블레이드를 장착했다. 총 탑재 연료는 28.5kg이며, 로터(rotor)는 21.0kg, 통합 허브구조는 20.02kg의 질량으로 구성되어 있다. 로터 질량관성 모멘트는 약 $130\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 이며, 조종석부(cabin, door, wind shield, back panel, fuel tank 등)의 질량은 35.7kg, 랜딩기어는 26.7kg등으로 구성되어 있다.

앞의 그림 1은 CATIA를 활용해 가상으로 조립 구현한 3차원 자이로콥터 형상으로 CATIA의 Kinematics 기능을 활용하여 로터 블레이드의 회전 및 틸팅 동역학 등을 동시에 시뮬레이션하여 동역학적인 유연 작동여부를 검토하였다. 그림 8은 본 연구에서 구축한 3차원 전기체 동적 유한요소 모델을 보여주고 있다. 유한요소 모델링은 MSC/PATRAN을 활용하여 수행하였으며, 천이진동해석에서의 구조 경계조건은 비행 상태에서의 진동환경을 모사하기 위해 free-free 조건으로 처리하였다.

그림 9는 승무원 탑승 및 연료탑재 조건에 따른 자이로콥터 고유진동수 해석 및 비교결과를 보여주고 있다. 단, 그림에서 1~6번째 저차 강제모드와 관련된 고유진동수는 생략하였다. 본 모델의 경우 대략 7~20번째 모드까지가 16Hz이내의 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.

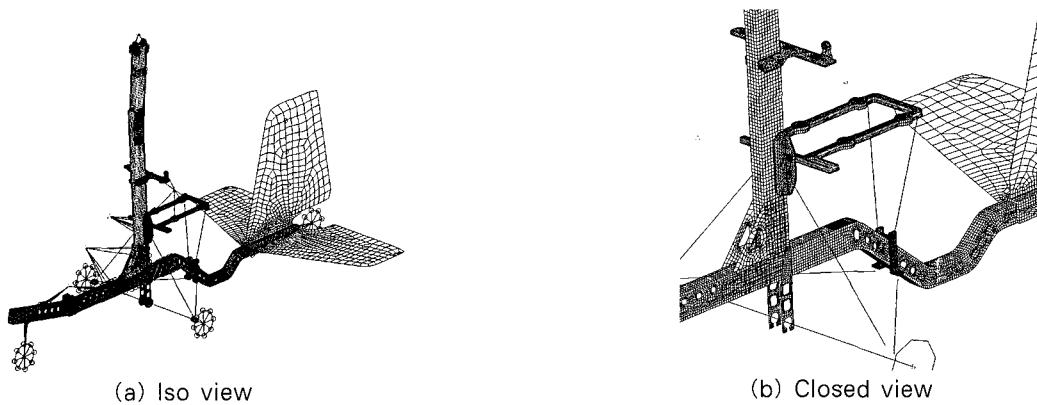


그림 8 FE Structural Model for structural dynamic analysis.

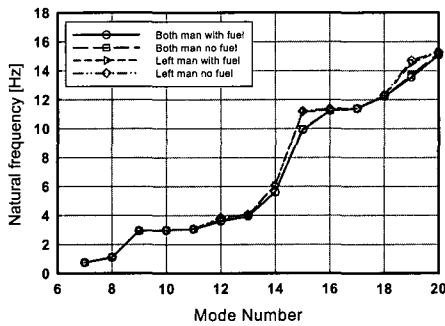


그림 9 Comparison of natural vibration frequencies for different pilot and fuel conditions.

그림 10은 승무원 2명 탑승과 연료가 가득 찬 운항조건에 대하여 저차부터 10개의 전 기체 고유모드 형상들을 보여주고 있다. 몇 가지 명확한 고유모드들을 살펴보면, Mode 7은 수직 꼬리날개의 러더가 회전하는 모드를, Mode 9는 수평꼬리날개의 1차 굽힘(bending)모드를, Mode 12는 수직꼬리날개의 1차 굽힘 모드를, Mode 13는 동체의 비틀림(torsion) 모드와 칩플레이트(cheek plate)의 굽힘 모드와 수직꼬리날개의 1차 굽힘 모드가 혼합된 모드를 나타내고 있다. Mode 15의 경우는 수평꼬리날개의 비틀림 모드를, Mode 16은 수평꼬리날개의 1차 비틀림 모드 형태를 보여주고 있다.

자이로콥터의 경우 비행 특성상 헬리콥터에 비해 트림의 영향이 상대적으로 적은 것으로 알려져 있다. 따라서 본 연구에서는 트림조건을 무시하여 공력해석을 수행하였다. 그림 11은 본 연구에서 고려한 자이로콥터 모델이 전진속도 31 m/s, 로터 회전각속도 250rpm으로 순항하는 조건에서 로터 블레이드 회전에 의해 유발되는 동적 허브하중을 구한 것이다. 그림을 보면 z-방향의 하중 F_z 와 x-방향 모멘트 M_x , y-방향 모멘트 M_y 가 가장 지배적인 하중으로 나타나고 있음을 알 수 있으며, 본 연구에서는 진동특성 파악을 위해 6 방향의 동하중을 모두 고려하여 천이응답해석을 수행하였다.

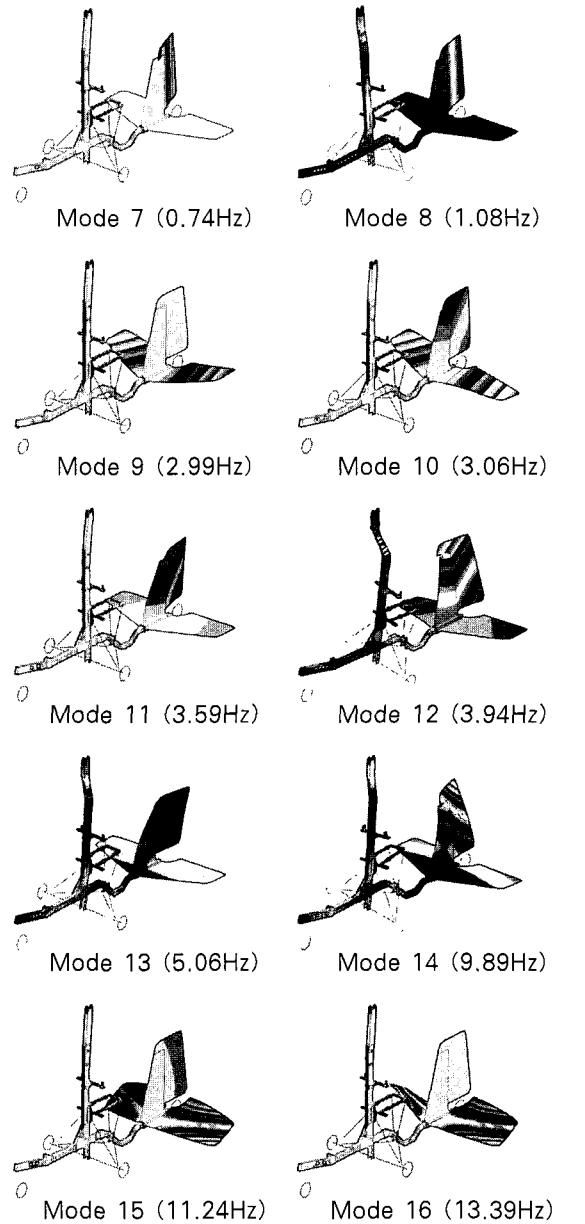


그림 10 Selected natural vibration mode shapes.

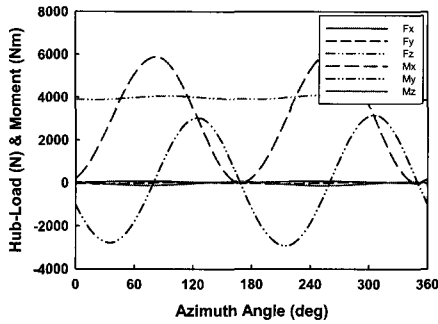


그림 11 Computed hub loads for rotating speed 250rpm.

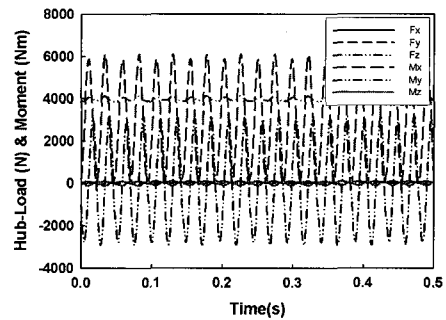
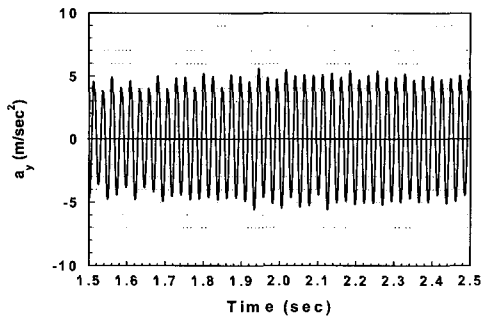
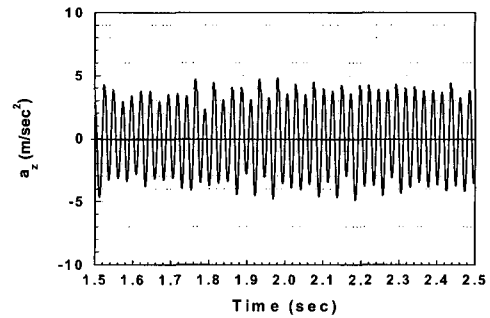


그림 12 Regenerated hub load with respect to time axis.

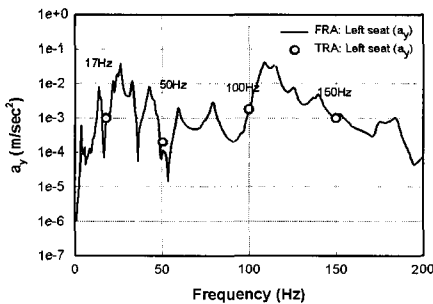


(a) y-acceleration

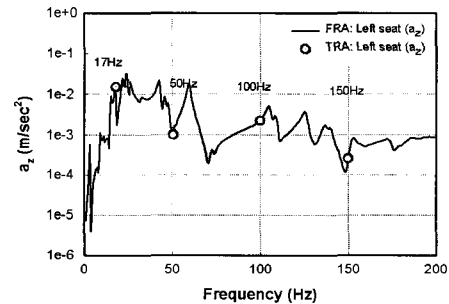


(b) z-acceleration

그림 13 Computed z-acceleration responses at the left pilot seat due to the hub loads.



(a) y-acceleration



(b) z-acceleration

그림 14 Frequency response spectrum of acceleration responses at the left pilot seat due to the z-directional unit harmonic load ($g=0.01$).

그림 11의 허브하중은 로터 방위각의 함수로 나타나 있기 때문에 천이응답해석에 직접적으로 사용할 수 없으므로 로터의 회전각속도 조건을 적용하여 시간의 함수로 전환하였다. 그림 12는 시간에 따른 동적허브하중으로 그림에는 0.5초까지만 나타내었으나 해석에는 2.5초까지 적용하였다. 이 동하중을 전산구조동역학 해석을 위한 MTRA(modal transient response analysis) 외력으로 변환하면 전체 비행체 구조물의 비행 중 동적응답과 진동수준을 효과적으로 예측할 수 있다.

그림 13은 동체의 왼쪽 조종석(left seat)에서 유발 가능한 가속도 수준에 대한 해석 결과를 보여주고 있다. 본 논문은 지면관계상 임의로 설정한 하나의 위치에 대한 천이응답 해석결과를 제시하였으나, 주요 탑재 장비 등에 대

하여도 진동 수준을 사전에 예측하여 진동환경 평가를 수행 할 수 있다. MTRA(modal transient response analysis)를 위해 1~200Hz까지의 고유모드를 고려하였으며, 구조감쇠는 1%, 시간적분에 사용한 시간간격은 1/10,000 초 이다. 그림을 보면 y -방향 경우는 $6m/s^2$, z -방향은 $5m/s^2$ 으로 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 PSD형태로 변환하여 각 진동수 대역에 대하여 직접적인 비교를 수행할 수 있다.

그림 14는 왼쪽 조종석 위치에서 MFRA(modal frequency response analysis) 결과를 보여주고 있다. 그림

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

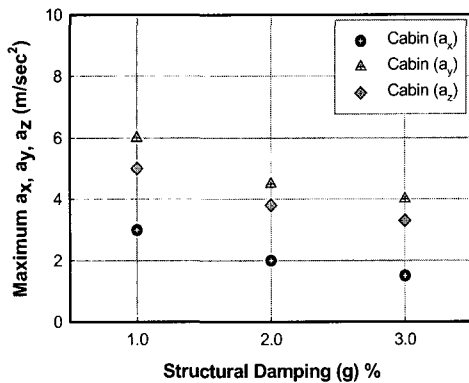


그림 15 Effect of structural damping and rotating speed for maximum acceleration at the c.g point of cabin.

그림 15는 구조감쇠에 대한 진동응답과 로터의 회전속도에 따른 조종실 중앙 위치의 진동응답 영향을 고찰한 것이다. x , z -방향에 비해 y -방향에서의 가속도가 상대적으로 높으며, 최대가속도는 약 6m/s^2 정도로 예측되었다. 구조감쇠가 증가할수록 장비에 유발되는 진동수준은 감소하게 되며, 1%의 구조감쇠인 경우와 3%인 경우를 비교해 보면 동일 조건에서 유발되는 최대 가속도가 약 30% 정도 감소하였음을 볼 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 2차원 캐드 도면을 확장하여 자이로콥터

모델에 대한 3차원 CAD 데이터를 구축하고, 이를 바탕으로 3차원 정적/동적 유한요소 모델을 구축하였다. 실제 비행 중에 로터에서 유발될 수 있는 동적 허브하중을 전산유체역학(CFD) 해석기법으로 구하여 전기체 천이응답해석을 수행할 수 있는 시스템을 성공적으로 구축하였다. 구축된 시스템을 이용하여 현재 설계된 자이로콥터에 대해 해석을 수행한 결과, 로터의 회전에 의해 동체에 전달되는 허브 동하중 영향으로 순항시 조종석에 유발되는 가속도 수준은 최대 약 6m/s^2 정도가 유지될 수 있음을 파악할 수 있었다. 본 연구에서 구축한 전산 구조진동해석 시스템은 향후 비행체 뿐만 아니라 유체와 상호작용이 있는 일반적인 시스템의 구조변형 및 진동특성 연구에 유용하게 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

감사의 글

본 연구는 산업자원부 지방기술혁신사업(RTI 04-01-03)과 NURI 및 2단계 BK사업의 일환으로 수행되었다.

참 고 문 헌

김동현 (2005), DAMBI 초경량 항공기 인증을 위한 설계 및 해석기법 연구, (주)동해기계항공 연구보고서.
 Bathe, K.J. (1996), *Finite Element Procedures*, Prentice-Hall, Inc.
 Caradona, F.X., Laub, G.H., Tung, C. (1984), An Experimental Investigation of the Parallel Blade-Vortex Interaction, NASA TM-86005.
 Herting, D.N. (1997), *MSC/NASTRAN Advanced Dynamic Analysis: User's Guide*, Ver.69, The MacNeal-Schwendler Corporation.
 Meirovitch, L. (1986), *Elements of Vibrational Analysis*, McGraw-Hill, 2nd Ed.