

틸트로터 동하중에 대한 스마트 무인기 장착 전자장비의 진동환경 해석

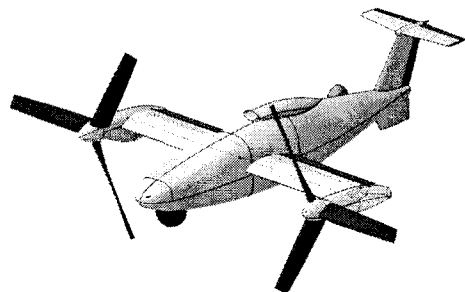
Vibration Environmental Analyses for Electronic Equipments of a Smart UAV Due To Dynamic Hub-Loads of Tilt-Rotor

정세운*, 김동현, 양용준(국립경상대학교 기계항공공학부),
김성준, 신정우, 김성찬, 최익현(항공우주연구원)

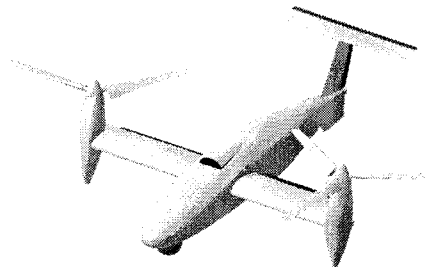
1. 서 론

한국에서도 2002년 후반기부터 한국항공우주 연구원의 스마트무인기기술개발 사업단 주도로 첨단 다목적 무인기를 개발하고 있다. 항공우주(ST) 기술 분야는 21세기 지식기반사회를 이끌어 미래 국가 발전의 인프라를 구축할 과학기술 핵심 분야 중 하나에 해당하며 21세기 프론티어 사업으로 스마트 무인기 기술개발이 진행되고 있다. 개발 중인 스마트 무인항공기는 조종사가 직접 항공기에 탑승하지 않고 임무를 수행하는 항공기로서 디지털 항공전자, 센서, 컴퓨터, 통신 등의 첨단 기술도 적용하게 된다. 그간 국내에 축적된 무인항공기 분야의 연구기반 위에 수직이착륙과 고속비행이 가능하며 고신뢰도, 소형경량화 및 지능형 자율비행을 가능케 하는 스마트 기술을 접목하여 실용적인 민수용도의 무인항공기 개발에 성공함으로써 우리나라를 세계 무인항공기 선진국으로 진입시키는데 개발목표를 두고 있다. 참고로, 2000년 기준 세계 무인기 시장 규모는 약 24억 달러, 12.5%의 연평균 성장률을 보이고 있으며, 2012년 약 100억 달러의 총 시장규모가 예측된다. 현재 민수 수요 시장은 총 무인기 시장의 10% 내외에 불과하나, 향후 성장률에서 군수 시장을 크게 앞지를 것으로 예측되고 있다.

개발 중인 무인기는 Fig.1과 같이 고정익/회전익 항공기의 장점을 함께 갖춘 수직이착륙기 형상을 하고 있으나, 다양한 형태의 극심한 진동환경에 노출될 수 있어 진동환경 안전성에 대한 면밀한 검토가 필요한 상황이다. 또한, 앞서 언급한 대로 고신뢰도, 소형경량화 및 지능형 자율비행을 무인으로 가능케 하기 위해서는 각종 첨단 전자/제어 장비들이 항공기에 탑재되어야 한다. 따라서 이들 첨단 장착장비들의 진동



(a) Aircraft (Cruise) mode



(b) Helicopter (Take-off/Landing) mode

Fig. 1 Geometric configuration of the SUAV model.

환경을 사전에 예측해 보고 설계 요구조건과 비교하여 다양한 비행환경에서 정상적인 작동을 보장받을 수 있는지 검토해야 한다. 본 연구에서는 실용적인 해석적 기법 구축과 결과 도출을 위해 상용 유한요소 해석프로그램인 MSC/NASTRAN 과 자체개발한 모듈 프로그램들을 병용하여 복합재료 비행체 구조에 동적유한요소 모델링 및 진동해석을 수행하였으며 관련 특성을 분석하였다.

2. 이론적 배경

2.1 Modal Transient Response Analysis (MTRA)

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 진기체 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 고려한 n-자유도계 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, $[M_g] = [\phi]^T [M] [\phi]$ 는 일반화된 질량행렬, $[C_g] = [\phi]^T [C] [\phi] \approx [\alpha + \beta\omega^2] = [2\xi\omega]$ 는 일반화된 감쇠행렬, $[K_g] = [\phi]^T [K] [\phi]$ 는 일반화된 강성행렬, $\{q(t)\}^T = [q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \dots, q(t)_n]$ 은 일반화된 변위벡터를 의미한다. 단, 일반화 감쇠행렬의 경우는 실용성을 위해 비례감쇠(proportional damping) 개념을 도입하여 대각화되도록 처리하였다[1-2]. $\{Q(t)\}$ 는 시간영역에서의 일반화된 외력벡터를 나타내며, t 는 물리

영역에서의 시간을 의미한다. 비행중인 비행체의 경우 엄밀한 동하중 외력벡터 $\{Q(t)\}$ 를 구하기 위해서는 다음과 같이, 집중 동하중 이외에도 분포된 공력하중에 의한 동하중을 동시에 고려하여야 한다.

$$\{Q(t)\} = [\phi]^T \{F(t)_{ext} + F(t, q, \dot{q})_{aero}\} \quad (3)$$

$$Q_i(t)_{aero} = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 c_r^2 \int_s -C_p(x, y, z, t) (n_x h(x, y, z))_{x_i} + n_y h(x, y, z)_{y_i} + n_z h(x, y, z)_{z_i} \frac{dS}{C_r^2} \quad (4)$$

위 식에서 $[\phi]$ 는 고유모드 벡터로 구성된 모달 변환행렬(modal transformation matrix)을 의미하며, 첨자 'i'는 영향 모드, h 는 고유 모드 벡터, dS 는 물체면 미소면적, c_r 는 참고길이, ρ_∞ 는 자유흐름 밀도, U_∞ 는 자유흐름 속도를 의미한다. 또한 C_p 는 비행체 날개 및 동체 표면에서의 비정상 압력계수를 의미한다. 공력탄성학적 불안정성이 초래되지 않는 조건이나, 버펫(buffet) 동하중을 무시할 수 있는 경우에는 일반적으로 공력에 의한 외력성분은 감쇠력으로 작용하게 된다. 진동해석에 고려한 비행속도 조건에서는 플러터 현상이 발생하지 않는 것으로 고려되었기 때문에, 보수적인 설계 결과를 위해 외부공력에 의한 진동영향은 무시하여 해석을 수행하였다. 외부공력 효과를 고려한 해석은 이후에 추가로 수행할 예정이다.

식(1) 또는 (2)에 대한 해석적인 수학적 모델은 비행체의 질량 및 강성 분포에 기초를 두고 있다. 실용적인 모델링 및 계산은 주로 유한요소법(finite element method)에 의해 이루어지며, 무수한 일련의 결합된 미분 방정식으로 이루어진다. 식(1)의 해를 구하기 위한 다양한 수치적분 기법들이 이미 상당수 개발되어 있으며, 모달영역에 대한 식(2)의 경우는 Duhamel 적분 또는 라플라스 변환을 도입하여 해석적 기법으로 매우 효율적인 계산이 가능하다[3-4]. MTRA를 수행하기 위해서는 $\{u(t)\} = [\phi]\{q(t)\}$ 의 모달변환을 위한 고유진동해석이 필수적으로 선행되어야 하며, 해석에 고려할 고유모드 수를 결정하여야 한다. 경험적으로 볼 때, 고주파 성분을 포함한 매우 정확한 해석을 위해서는 가해지는 동하중의 주파수 성분 중 최고 값의 2배에 해당하는 고유진동수 모드까지를 포함할 필요가 있다. 비행체 구조의 실제 물리적인 진동응답은 식(2)의 해를 $\{u(t)\} = [\phi]\{q(t)\}$ 의 변환관계식에 대입하여 구할 수 있다. 따라서, 시간의 함수로 표현된 특정한 구조 동하중에 대해 특정

구조 위치에서의 변위 및 가속도를 구할 수 있게 된다.

2.2 Modal Frequency Response Analysis (MFRA)

다양한 진동수의 외부 가진 동하중에 대한 비행체의 기본적인 주파수 응답 특성을 효율적으로 파악하기 위해서 3차원 유한요소 모델에 대한 모달 주파수 응답해석(MFRA)을 수행하면 된다. 단, 가진지점과 측정지점 사이의 구조적 특성이 선형이라는 가정이 성립해야 한다. 물리 영역에서의 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.

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

(5) MTRA의 경우와 유사하게 비례감쇠 (proportional damping) 개념을 도입하여 감쇠 행렬이 대각화되도록 처리하면, 식(5)를 다음과 같이 각 모드에 대한 비연계(uncoupled) 방정식으로 처리하여 해를 구할 수 있다.

$$-\omega^2 m_i q_i(\omega) + i\omega b_i q_i(\omega) + k_i q_i(\omega) = p_i(\omega)$$

(6)

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

(7)

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 주파수 응답은 MTRA의 경우와 마찬가지로 식(7)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[5-6].

3. 해석결과 및 검토

본 연구에서는 TR-S2 버전의 스마트 무인기

모델을 대상으로 고려하였다. TR-S2 유한요소 모델의 경우 내부에 연료를 포함한 총질량이 918.8kg이며, 구조 질량(structural mass) 126.8kg과 비구조 질량(non-structural mass) 792kg으로 구성되어 있다. 장착된 시스템 장비들은 집중질량 비구조 요소로 모델링 되었으며, Fig.2에는 전방 동체부 장착 장비들이 도시되어 있다. 현재 설계중인 무인기의 경우 날개, 조종면, 동체를 포함한 거의 모든 구조를 복합재료(DMS 2224)로 설계하고 있다. 예로, 주날개 스킨의 경우는 0.19mm 플라이 16장 ([0/45/90/-45₂/90/45/0]s)으로 적층되어 있다. 현재의 설계 개념에서는 좌/우 주날개에 각각 1개와 동체에 3개의 연료탱크를 가지고 있으며, 날개의 연료는 118.4kg, 동체의 연료는 116.6kg으로 총 연료는 280kg에 달하며, 연료시스템 및 연료탱크 실링부분에 13kg의 질량이 배정되어 있다. 또한 엔진 107kg과 엔진관련 부수장치의 질량으로 30kg, 좌측 (또는 우측) 로터 블레이드에 9.5kg, 로터 허브(hub) 23kg, 낫셀(nacelle) 8kg, 디지털 컴퓨터 15kg, 배터리 20kg 등으로 배정되어 있다.

Fig.3는 항공기모드(aircraft mode)의 무인기 모델에 대한 3차원 동적 유한요소 모델을 보여 주고 있다. 유한요소 모델링은 MSC/PATRAN을 활용하여 수행되었다. 현재 모델은 6,272개의 grid와 6,857개의 요소(CBAR, CELAS1, CONM2, CQUAD4, CROD, CTRIA3, RBE2, RBE3)로 이루어져 있으며, 이중 49개의 비구조 질량(CONM2)을 포함하고 있다. 각각의 집중 질량들은 MSC/NASTRAN의 RBE2와 RBE3 요소를 활용하여 인접한 주요 구조지지부에 배분하여 연결되었다. 경계조건은 비행 상태에서의 진동환경을 모사하기 위해 free-free 조건으로 처리하였다. 본 논문에 나타내지는 않았지만 수직 이착륙과 관련된 헬리콥터 모드의 경우는 날개 끝단에 부착되어 있는 로터부 낫셀이 수직 방향으로 모델링 되었다.

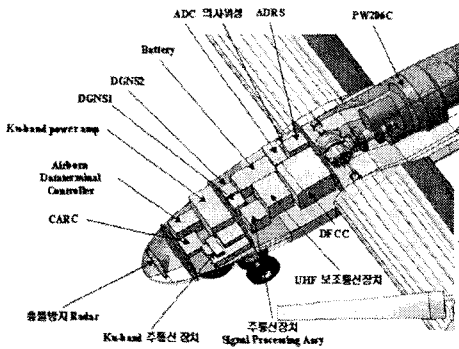


Fig. 2 System location layout of the TR-S2 model.

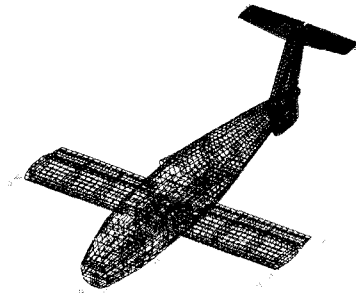


Fig. 3 3D FE structural model for structural dynamic analysis of TR-S2 model.

Fig.4는 연료가 가득 찬 경우와 비어있는 경우에 대해 항공기 및 헬리콥터 비행모드의 고유진동수 해석결과를 보여주고 있다. 단, 그림에서 0Hz 부근의 1~6번째 강체모드 고유진동수는 표시하지 않았다. 대략 7~12번째 모드까지가 30Hz 이내의 고유진동수를 보이고 있으며, 전반적으로 헬리콥터 비행모드의 경우가 항공기 비행모드 보다 낮은 고유진동수 특성을 보이고 있다. 연료가 비어있는(거의 바닥난) 경우에는 전체적인 질량감소 효과로 고유진동수가 올라가는 경향을 보이게 된다.

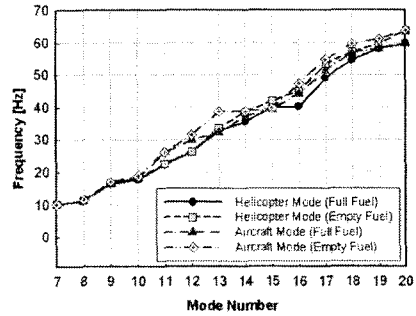
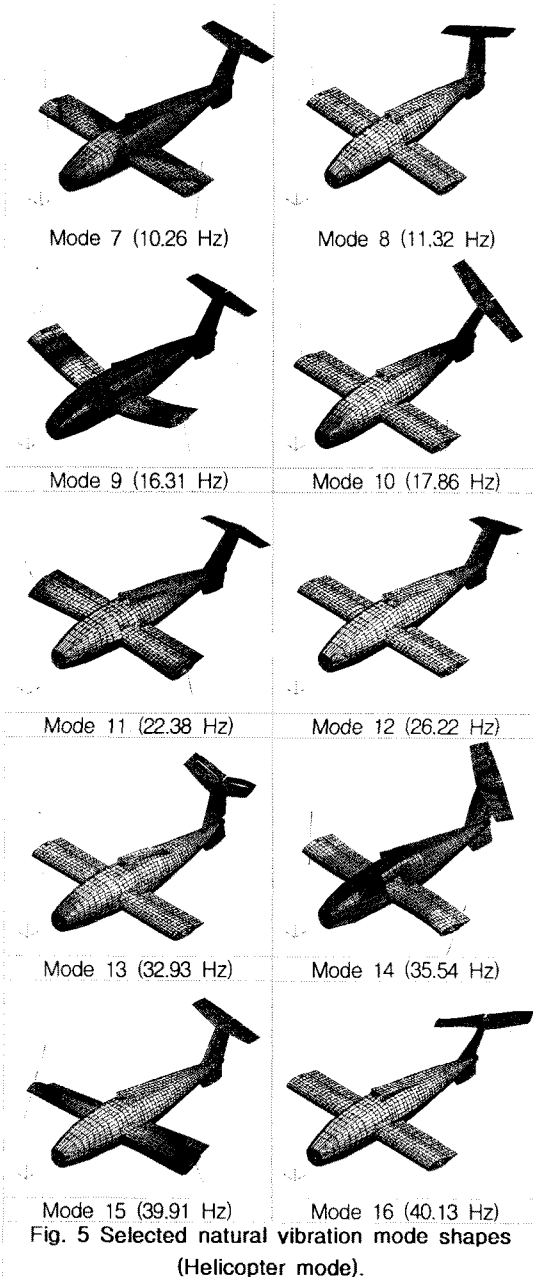


Fig. 4 Computed natural vibration frequencies.

Fig.5는 헬리콥터 비행모드에 대하여 저차부터 10개의 전기체 고유모드 형상들을 보여 주고 있다. 몇 가지 명확한 고유모드들을 살펴보면, Mode 8은 수직 꼬리날개의 1차 굽힘(bending) 모드를, Mode 9의 경우는 전형적인 주날개의 1차 굽힘모드를, Mode 11의 경우는 후방 동체의 1차 굽힘모드에 주날개의 일부 변형모드가 혼합되어 있는 형태를 보여주고 있다. Mode 14의 경우는 주날개의 비대칭 2차 굽힘모드에 수직 꼬리날개의 비틀림 모드를, Mode 15의 경우는 전형적인 날개의 비대칭 1차 비틀림 모드를 나타내고 있다. 한 가지 주목할만한 것은 넓은 범위의 고유진동수 범위에서 무인기의 T-형 꼬리날개 진동이 두드러진 양상을 보이고 있다는 점이다.



기존의 연구결과[7]를 보면 이는 비행 상태의 무인기에 대해 공력탄성학적 안정성을 취약하게 만드는 주요 원인으로 작용될 수 있다. Ref.7에 의하면 T-형 꼬리날개는 동적 플러터 안정성에 매우 취약한 특성을 보일 수 있으며, 본 구조모델에 대하여도 향후 세부적인 연구 및 검토가

수행될 예정이다.

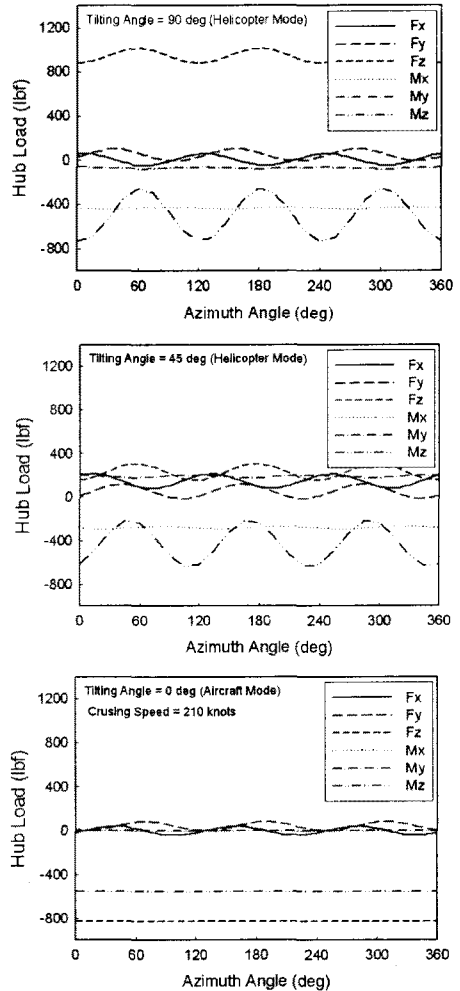


Fig. 6 Computed hub loads for helicopter and aircraft modes.

Fig.6은 각 비행모드에 대하여 운용조건에서 틸트로터에 의해 발생하는 허브하중을 구한 결과로 헬리콥터 모드 경우 로터의 회전각속도는 1605RPM이고, 블레이드 끝단에서의 속도는 790ft/s인 경우이다. 본 논문에서는 일부의 결과만을 제시하였는데, 헬리콥터 비행모드에 대하여는 90도 및 45도 낮셀 틸팅각에 대한 결과와 항공기 비행모드에서는 210knots의 비행속도에 0도 틸팅각에 대한 결과를 보여주고 있다. 그림을 보면 허브하중의 경우 헬리콥터 모드에서 90도 틸팅각 비행일 때가 가장 크게 나타남을 알

수 있다. Fig.6의 허브하중은 로터 방위각의 함수로 나타나 있기 때문에 천이응답해석에 직접적으로 사용할 수 없다. 그림의 하중을 로터의 회전가속도 조건을 적용하여 시간의 함수로 전환하면 Fig.7과 같이 각 방향으로의 동적하중으로 나타낼 수 있다. 이 동하중을 MTRA에 외력으로 적용하면 구조물의 동적응답을 구할 수 있는데, 예로서 왼쪽 날개 끝단에서의 변위를 함께 도시하였다. 다음 그림에서는 동체의 탑재된 시스템 장비에 유발되는 가속도 수준에 대한 예측의 예를 보이고자 한다. 본 논문에서는 지면관계상 장비 하나에 대한 결과를 제시하였지만, 구축된 해석체계를 통하여 다른 탑재 전자장비에 대하여도 진동수준을 사전 예측하여 진동환경 평가를 수행 할 수 있다.

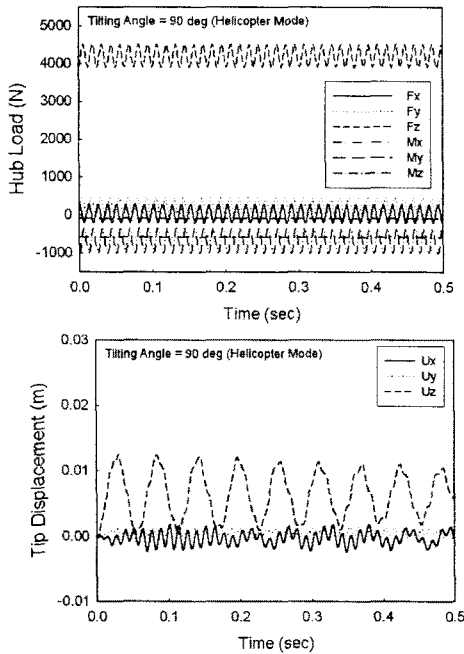


Fig. 7 Regenerated hub loads for time axis and corresponding transient responses at wing tip.

Fig.8은 90도 틸팅각 헬리콥터 모드 비행조건에서 동체의 GPS1(DGNS1) 장착지점에서 유발되는 동적 가속도 응답을 구한 것이다. 본 MTRA해석을 위해 1~300Hz까지의 고유모드를 고려하였으며, 그림에서 초기의 과도천이응답 부분은 표시하지 않았다. 그림을 보면 y-방향의 경우는 약 12g정도이며, z-방향의 경우는 20g이

상으로 유발되는 가속도 수준이 전반적으로 보다 큰 경향을 보이고 있음을 알 수 있다. 향후 탑재 장비의 진동환경 요구조건이 주어진다면, 예측된 가속도 수준이 허용 가속도 수준 내에 있는지를 엄밀하게 판단할 수 있다. 물론 탑재 장비에 대해 PSD(g^2/Hz) 형태의 진동환경 요구조건이 주어지는 경우에는 구해진 물리적인 시간응답을 PSD 형태로 변환하여 각 진동수 대역에 대하여 직접적인 비교가 가능하다.

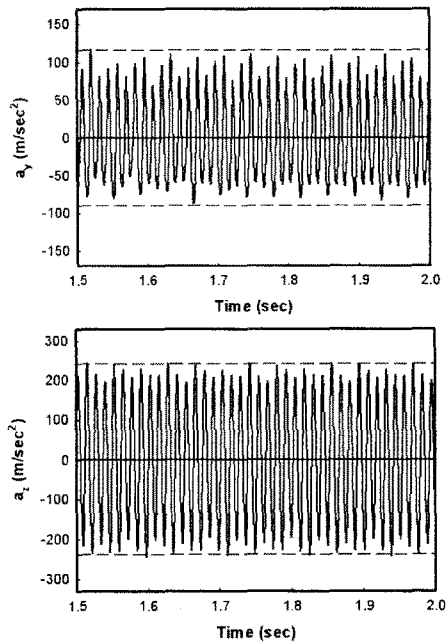


Fig. 8 Computed acceleration responses at the GPS1 due to the hub-loads of a helicopter mode (Tilting angle=90deg, First transient signals are excluded).

Fig.9는 헬리콥터 모드에 대해 허브에서의 z-방향 단위 조하하중에 대해 GPS1 위치에서의 MFRA 결과를 보여주고 있다. 그림을 보면 GPS1 장착위치에서는 17.8Hz 동하중에 y-와 z-방향 모두 공진특성을 보일 가능성이 있음을 알 수 있다. 이외에도 y-방향의 경우는 38.5Hz, 56.6Hz 및 100.5Hz 등의 동하중에 취약한 진동특성을 보일 수 있음을 알 수 있다. 또한 본 연구에서 적용하고 있는 해석기법의 상호 검증을 위해 FRA와 TRA 결과를 동시에 비교하였으며, 비교적 잘 일치하는 결과를 보임을 알 수 있다.

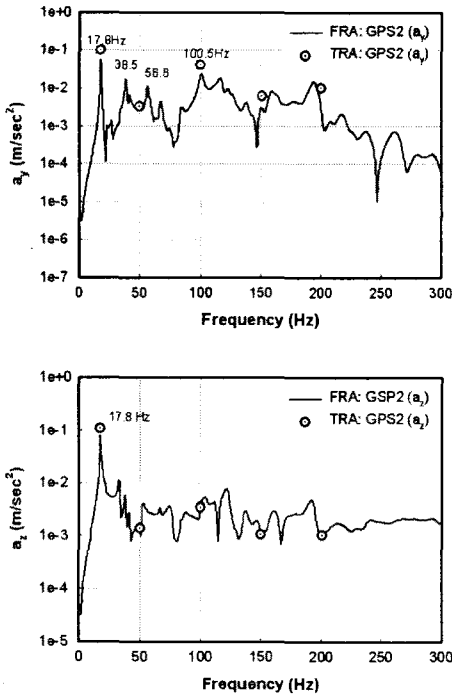


Fig.9 Frequency response spectrum of acceleration responses at the GPS1 due to the z-directional unit harmonic load in a helicopter mode (Tilting angle=90 deg, g=0.01).

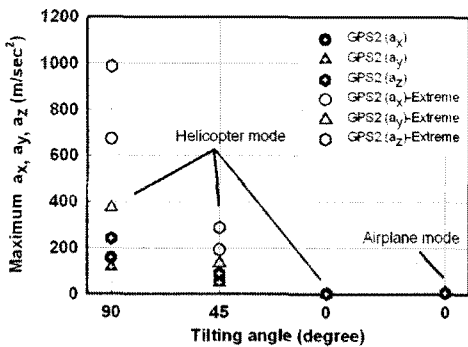


Fig. 10 Maximum accelerations at the GPS1 for the various tilting angles (g=0.01).

Fig.10은 몇 가지 틸팅각에 대해 GPS1 장착지점에서 유발되는 최대 가속도를 비교한 것이다. 그림을 보면 90도 틸팅각의 헬리콥터 비행모드에서 장착장비에 비교적 큰 가속도가 유발됨을 알 수 있다. 또한 극한 허브 동하중 조건일 때

는 일반운용조건보다 전반적으로 큰 가속도가 유발되고 있다. 특히 90도 틸팅각인 경우의 z축 가속도(a_z)는 일반 운용조건에 비해 약 4배 증가된 다소 심각한 진동수준을 보였다. 본 결과에서 허브 동하중의 경우는 헬리콥터 비행모드가 전방동체 장착장비에 지배적인 진동영향을 미침을 파악할 수 있다.

Fig.11은 일반 허브 동하중 조건에 대해 구조감쇠에 대한 진동응답 영향을 고찰한 것이다. 구조감쇠가 증가할수록 장비에 유발되는 진동수준은 감소하게 되며, 1%의 구조감쇠인 경우와 3%인 경우를 비교해 보면, 동일조건에서 유발되는 최대 가속도가 약 38%정도 감소함을 알 수 있다.

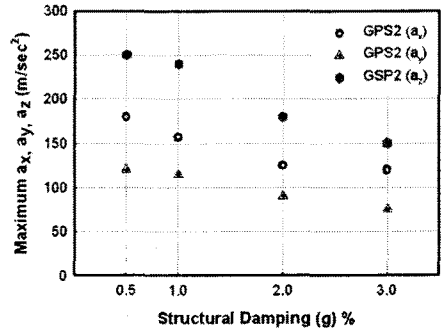


Fig.11 Effect of structural damping for maximum accelerations at the GPS1 (Helicopter mode Tilting angle=90 deg).

전술한 바와 같이 본 연구에서의 유한요소 모델은 전자장비의 세부적인 장착형상이 결정되지 않아 대략적인 지지조건이 반영된 것이다. 정확한 진동환경 평가를 위해 향후 지지조건에 대한 세부 모델링이 추가로 수행될 필요가 있으며, 실제 지지 조건에 대한 유한요소 모델링 기법 및 비교는 Ref.8에 상세히 제시되어 있다.

4. 결론

본 연구에서는 현재 설계가 진행 중인 복합재 스마트 무인기에 대한 전산진동해석을 수행하였으며 특성을 고찰하였다. 로터의 고속회전으로 날개/동체로 전달되는 허브 동하중의 경우 90도 틸팅각 헬리콥터 비행모드에서 탑재 장비에 가장 심한 진동환경이 유발되는 경향이 있음을 알 수 있었다. 항공기 모드의 경우는 로터

허브 동하중에 의해 동체로 전달되는 진동영향이 상대적으로 미약한 수준임을 알 수 있었으며, 탑재 전자 장비에 대해 특이한 공진불안정 특성을 나타내지는 않았다. 본 연구를 통하여 허브 동하중에 대하여 효율적인 진동환경평가 해석기법을 정립하였다. 향후, 각 장비에 대한 진동환경 요구조건이 제시되면, 이에 대한 운용 안전성을 검토할 수 있을 것이며, 관련 장비의 진동 저감기법 연구에 활용 가능할 것이다.

후 기

본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프런티어 연구사업(스마트무인기기술개발), BK21/NURI 및 항공기부품기술연구소 연구지원사업의 일환으로 수행되었다.

참고문헌

- [1] Meirovitch, L., *Computational Methods in Structural Dynamics*, Sijthoff & Noordhoff International Publishers, The Netherlands, 1980.
- [2] Meirovitch, L. *Elements of Vibrational Analysis*, McGraw-Hill, 2nd Ed., 1986.
- [3] Bathe, K-J., *Finite Element Procedures*, Prentice-Hall, Inc., 1996.
- [4] Kim, D. H., Kwon, H. J., and Lee, I., "Virtual Flutter Test of a Full Configuration Aircraft with Pylon/External Stores," *KSAS International Journal*, Vol. 4, No. 1, May 2003, pp. 34-44.
- [5] Sitton, G., *MSC/NASTRAN Basic Dynamic Analysis: User's Guide, Ver.70*, The MacNeal-Schwendler Corporation.
- [6] Herting, D. N., *MSC/NASTRAN Advanced Dynamic Analysis: User's Guide, Ver.70*.
- [7] 김동현, 정세운, "T-형 꼬리날개의 진동 및 공탄성 특성", 한국군사과학기술학회 종합학술대회, 2004년 8월 26일.
- [8] 정세운, 김동현, "비행체 탑재 전자장비 진동해석을 위한 유한요소 모델링 기법연구", SDCAE-TM-2004-1030, 2004.