

# 회전로터 및 후류 동하중을 고려한 스마트 무인기 천이응답해석 Transient Response Analysis for a Smart UAV Considering Dynamic Loads by Rotating Rotor and Wakes

김현정\* · 김동현† · 오세원\* · 김성준\*\* · 최익현\*\*\* · 김태욱\*\*\*  
· 이상욱\*\* · 김진원\*\*\* · 이정진\*\*\*

Hyun-Jung Kim, Dong-Hyun Kim, Se-Won Oh, Sung-Jun Kim,  
Ik-Hyeon Choi, Tae-Wook Kim, Sang-Uk Lee, Jin-Won Kim and Jung-Jin Lee

(2006년 6월 5일 접수 ; 2006년 8월 22일 심사완료)

Key Words : Smart UAV(스마트무인기), Transient Response Analysis(천이응답해석), Rotating Rotor(회전로터), Wake Effect(후류효과), CFD(전산유체역학), CSD(전산구조동역학), FEM(유한요소법), CAE(컴퓨터응용공학)

## ABSTRACT

In this study, structural vibration analyses of a smart unmanned aerial vehicle (UAV) have been conducted considering dynamic loads generated by rotating rotor and wakes. The present UAV (TR-S5-03) finite element model is constructed as a full three-dimensional configuration with different fuel conditions and tilting angles for helicopter, transition and airplane flight modes. Practical computational procedure for modal transient response analysis (MTRA) is established using general purpose finite element method (FEM) and computational fluid dynamics (CFD) technique. The dynamic loads generated by rotating blades in the transient and forward flight conditions are calculated by unsteady CFD technique with sliding mesh concept. As the results of present study, transient structural displacements and accelerations are presented in detail. In addition, vibration characteristics of structural parts and installed equipments are investigated for different fuel conditions and tilting angles.

## 1. 서 론

2002년 중반부터 항공우주연구원의 스마트무인  
기기술개발 사업단의 주도로 개발을 진행해 온 다  
목적 무인기의 상세설계가 2006년을 기점으로 거의

완료단계에 이르고 있으며, 모델 번호는 TR-S5  
(Fig. 1)에 해당한다. 현재 개발 진행 중인 스마트  
무인기는 틸트로터 수직이착륙기 형상으로 고정익/  
회전익의 장점을 함께 갖추고 있는 항공기이다. 하  
지만, 틸트로터 항공기는 운용 특성상 다양한 형태  
의 심각한 동적환경(flutter, turbulence, buffet,  
엔진, 프롭로터 동하중 등)에 노출될 수 있으므로  
설계 단계에서부터 진동환경 안정성에 대한 기반  
연구 및 검토를 수행할 필요성이 크다. 또한 고신  
뢰도, 소형경량화 및 지능형 자율비행을 무인으로  
가능케 하기 위해서는 각종 첨단 전자/제어 장비들  
이 항공기에 탑재되어야 한다. 따라서 이들 첨단

† 책임저자; 정회원, 국립경상대학교 기계항공공학부 및  
항공기부품기술연구소

E-mail : dhk@gsnu.ac.kr

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

\* 정회원, 국립경상대학교 대학원 기계항공공학부

\*\* 정회원, 항공우주연구원

\*\*\* 항공우주연구원

장착장비들의 진동환경을 사전에 예측해 보고 설계 요구조건과 비교하여 다양한 비행환경에서 정상적인 작동을 보장받을 수 있는지 검토해야 한다. 특히, 틸트로터 항공기는 헬리콥터, 천이 및 항공기 비행모드를 가지며 각각의 비행모드에서 서로 가진 환경에 따른 상이한 진동특성을 보일 수 있는 특성이 있다.

이 논문에서는 기존의 TR-S2 형상에 대한 연구<sup>(1,2)</sup>와 해석기법을 확장 및 보완하여 2006년 1월의 상세설계 모델(TR-S5-DM03)에 대한 동적유한요소 모델을 생성하고 전산진동해석을 수행하여 특성을 분석하였다. 또한 이 연구에서는 틸트로터 항공기의 보다 정확한 진동 수준을 예측하기 위해 회전로터에서 생성되는 동적 허브하중뿐만 아니라 비행모드에 따른 로터 후류효과와 유동이 날개에 유발하는 동적하중을 함께 고려할 수 있도록 전산유체 해석기법을 병용하여 해석체계를 구축하였다. 회전로터 및 날개에 추가되는 하중을 예측하기 위하여 스마트 무인기 전기체 형상에 대한 3차원 비정상 유동해석을 수행하였다. 실용적인 해석기법 구축을 위해 유한요소 및 진동해석은 MSC/NASTRAN과 자체 개발한 프로그램들을 적용하였으며, 비정상 공력해석은 CATIA로 3차원 외부형상을 처리한 후 FLUENT(Ver. 6.2)를 활용하였으며, 로터와 날개의 회전간섭 효과를 고려하기 위해 sliding mesh 기법을 응용하였다. 헬리콥터모드, 천이모드, 항공기 모드의 3가지 비행모드에 따른 허브의 6분력 동하중과 로터 후류 효과에 기인하여 날개에 작용하는 맥동 압력하중을 계산하여 진동해석에 고려하였다.

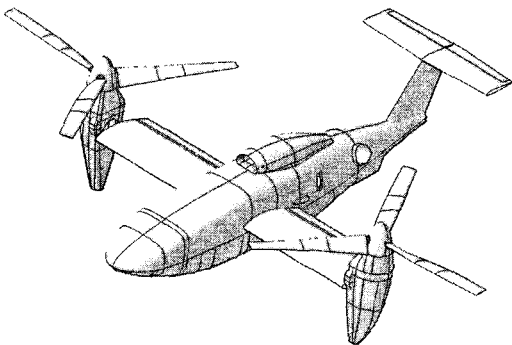


Fig. 1 Geometric configuration of Smart UAV (TR-S5) model

## 2. 이론적 배경

### 2.1 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,  $u(t)^T = [u(t)_1, u(t)_2, u(t)_1, u(t)_3, \dots, u(t)_n]$ 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 다음과 같이 행렬형태로 나타낼 수 있다.

$$[M_p]\{\ddot{q}(t)\} + [C_p]\{\dot{q}(t)\} + [K_p]\{q(t)\} = \{Q(t)\} \quad (2)$$

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  $[M_p] = [\phi]^T[M][\phi]$ 은 일반화된 질량행렬,  $[C_p] = [\phi]^T[C][\phi]$ 는 일반화된 감쇠행렬,  $[K_p] = [\phi]^T[K][\phi]$ 는 일반화된 강성행렬을

의미한다. 단, 일반화 감쇠행렬의 경우는 실용성을 위해 비례감쇠(proportional damping) 개념을 도입하여 대각화되도록 처리하였으며, 보수적인 해석결과를 위해 각 모드별로 1%의 감쇠비(damping ratio)를 가정하여 적용하였다<sup>(3-5)</sup>.  $\{Q(t)\}$ 는 시간영역에서의 일반화된 외력벡터를 나타내며,  $t$ 는 물리영역에서의 시간을 의미한다.

$$\{Q(t)\} = [\phi]^T \{F(t)_{rotor} + F(t)_{wake} + F(t)_{wing}\} \quad (3)$$

이 논문에서는 회전하는 로터에 의해 유발되는 동적 하중뿐만 아니라 로터의 후류에 의해 발생하는 공력하중 및 외부 유동에 의한 하중을 모두 고려하였으며, 후류에 의한 하중 영향은 날개 위/아래 면에 작용하는 시간에 대한 동적 압력을 전산유체해석기법으로 구한 후 유한요소 하중으로 변환하여 적용하였다.

### 2.2 Aerodynamic Load Analysis

회전하는 로터에 의해 발생하는 허브하중과 후류 및 공기 흐름에 의해 발생하는 날개하중을 계산하기 위하여 비정렬 격자계를 바탕으로 한 비정상 오일러(Euler) 방정식을 적용하였다. 일반적인 직교좌표계에서 Euler 방정식을 보존형으로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = 0 \quad (4)$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho vw \\ (e + P)u \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + P \\ \rho vw \\ (e + P)v \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho w^2 + P \\ (e + P)w \end{bmatrix}$$

여기서  $\rho$ 는 밀도,  $u, v, w$ 는  $x, y, z$ 축 방향의 속도 성분,  $P$ 는 압력을 나타낸다. 총 내부에너지(total energy)  $e$ 는 아래와 같이 정의된다.

$$e = \frac{P}{(\gamma - 1)} + \frac{1}{2}\rho(u^2 + v^2 + w^2) \quad (5)$$

이 논문에서는 비정렬 격자를 이용하여 회전하는 로터와 고정된 날개의 상대운동 고려하여 해석할 수 있도록 sliding mesh 기법을 사용하였다. 비정상 시간전진법은 계산시간(computing time)을 줄이기 위하여 내재적 시간적분(implicit time integration)에 충분한 비정상 수렴성을 확보하기 위해 sub-iteration 개념을 사용하였으며, 2차 풍상차분법(second order upwind)을 사용하여 수치정확도를 향상시켰다. Sliding mesh 기법의 경우 로터회전과 같은 상대운동을 고려한 비정상 유동에 용이한 방법 이기는 하나 많은 시간이 소요되는 단점이 있으므로 병렬처리기법을 적용하여 유동 해석을 수행하였다.

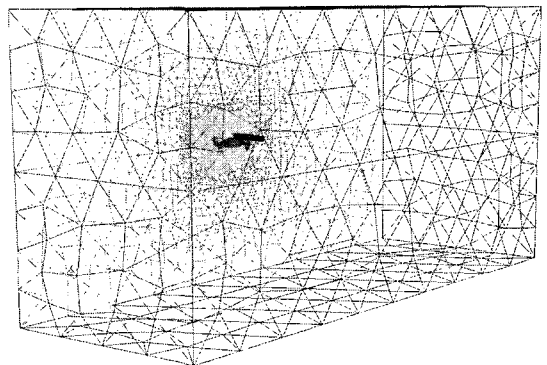
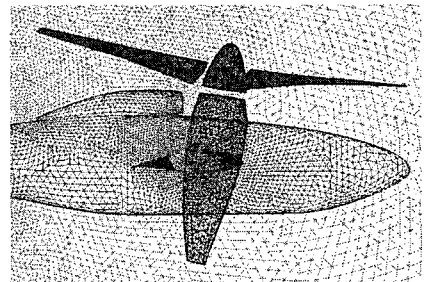
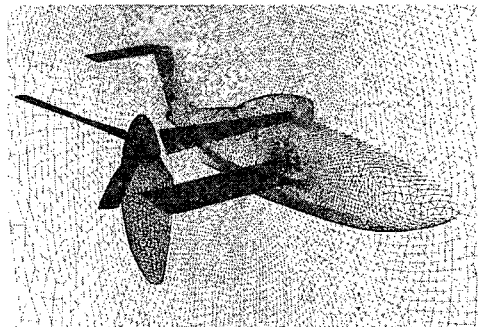


Fig. 2 Computational grid for unsteady aerodynamic analysis considering rotor rotation

Fig. 2는 유동해석을 위해 생성한 3차원 격자의 예를 보여주고 있다. 대칭면을 중심으로 반쪽 영역만 간략화 하여 모델링하였으며 이 연구에서는 하중 변화가 가장 뚜렷한 0°, 80° 및 90° 틸팅각에 대한 격자를 생성하였다. 그림은 80° 틸팅각에 대한 격자의 예를 보여주고 있다. 로터의 회전영역을 설정하기 위하여 로터주변으로 원통형의 볼륨을 생성하고, 원방경계는 무인기 길이의 4배가 되는 지점으로 설정하였다. 로터의 회전을 모사하기 위하여 상대운동을 하는 로터부의 격자계는 이동격자영역(moving grid zone)으로, 날개와 동체 및 기타 회전하지 않는 유동영역의 격자계는 고정격자영역(stationary grid zone)로 분리하여 설정하고 sliding mesh 기법을 이용하여 이동영역과 고정영역 경계면에서의 물리적인 정보가 전달 될 수 있도록

설정하였다. 계산영역의 경계에 대해서는 자유방출 조건(far-field boundary condition)을 적용하여 계산영역의 한계에 무한의 외기조건을 부여하였다. 이 유동해석 모델의 경우 총 격자 체적 수는 약 40만 개이며, 이 중 로터를 포함하는 이동격자영역에 해당하는 격자의 총 체적 수는 약 29만개이고, 동체를 포함하는 고정격자영역의 격자 총 체적 수는 약 11만개이다.

### 3. 해석결과 및 검토

이 연구에서는 상용프로그램과 자체개발한 프로그램으로 병합 구축된 전산해석 시스템을 활용하여 스마트 무인기 TR-S5-03 모델을 대상으로 해석을 수행하였다. TR-S5-03 모델의 경우 내부의 연료를 포함한 총질량이 938 kg이며, 구조질량 140.6 kg과 비구조질량 797.7 kg으로 구성되어 있다. 현재

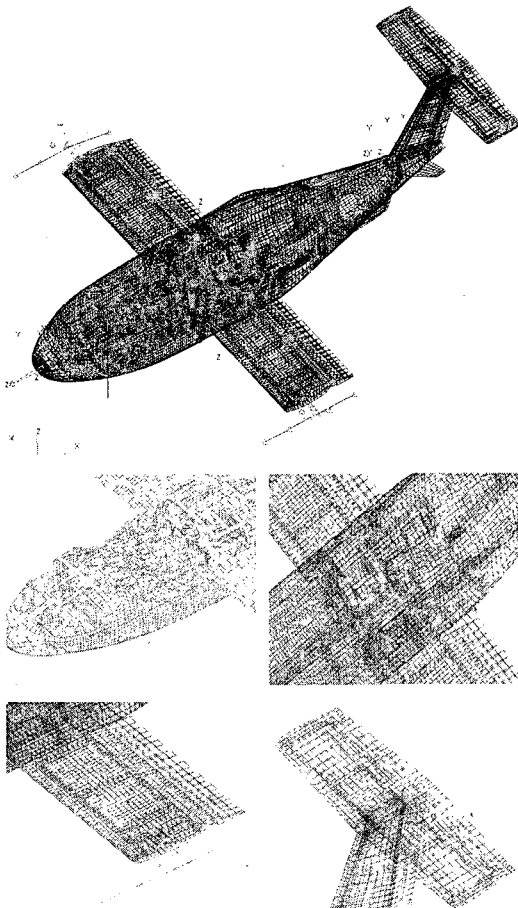
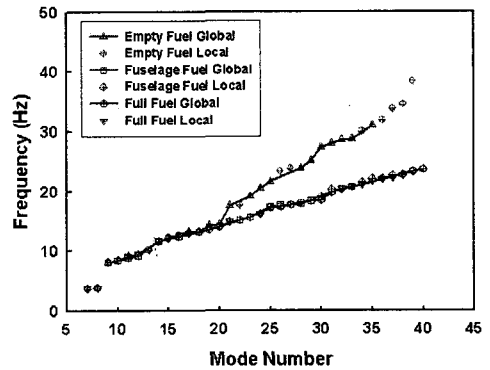
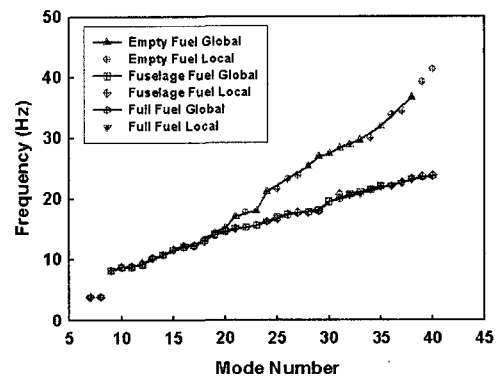


Fig. 3 Dynamic finite element model for the TR-S5-03 model



(a) Airplane mode(0° tilting angle)



(b) Helicopter mode(90° tilting angle)

Fig. 4 Comparison of natural vibration frequencies

설계된 무인기는 동체를 비롯한 날개, 조종면 등 대부분의 구조가 복합재료로 설계되어 있다. Fig. 3은 구축한 3차원 동적유한요소 모델을 보여주고 있다. 그림은 낫셀의 회전각이 0° 인 경우로 항공기모드 (airplane mode)에 해당한다. 헬리콥터 모드나 천이 모드와 같이 다른 비행모드의 경우는 위 그림에서 낫셀의 회전각이 달라진다. 장착된 시스템 장비들은 비구조 집중질량 요소로 모델링 하였으며, 연료의 경우 날개와 동체부에 분포질량으로 모델링하였다.

이 연구에서의 동적 구조모델(TR-S5-03)은 상용 유한요소 해석프로그램인 MSC/PATRAN을 이용하여 모델링을 수행하였고 30,609개의 격자점과 33,909개의 요소(CBAR, CELAS1, CHEXA, CONM2, CQUAD4, CROD, CTRIA3, RBE2, RBE3)로 이루어져 있으며, 이 중 353개의 비구조 질량(CONM2)을 포함하고 있다. 각각의 집중 질량들은 MSC/NASTRAN의 RBE2와 RBE3 요소를 활용하여 인접한 주요 구조지지부에 연결되어 있다. 경계조건은 비행상태에서의 진동환경을 유사하게 모사하기 위해 free-free 조건으로 처리하였다. 주익과 꼬리날개의 조종면 연결부위는 등가 회전스프링으로 모델링하고 회전강성을 부여하여 조종면의 독립적인 회전 운동이 고려될 수 있도록 처리하였다.

Fig. 4는 항공기 모드와 헬리콥터 모드의 연료조건별 고유진동수를 보여주고 있다. 3가지의 서로 다른 연료조건이 각각 고려되었는데, 연료가 거의 없는 경우, 동체 연료탱크에만 연료가 있는 경우와 연료가 가득 찬 경우로 동체와 날개연료 탱크에 연료가 모두 있는 경우가 있다. 그림에서 0 Hz 부근의 1~6번째 강체모드 고유진동수는 표시하지 않았다. 두 비행모드 모두 20번째 모드까지는 연료조건에 관계없이 거의 유사한 고유진동 특성을 보이고 있으며, 다수의 국부모드(local mode)를 포함하고 있다. 하지만, 동체에 연료가 있는 경우부터는 20번째 모드 이상부터 추가질량 효과로 인해 고유진동수가 감소하는 경향을 보임을 알 수 있다. 20번째 이상의 고차 모드의 경우 헬리콥터 비행모드의 경우가 다소 높은 고유진동수 특성을 보이고 있다. 참고로 지면관계상 제시하지는 않았지만 낫셀의 회전각이 80° 인 천이모드의 경우 고유진동수는 헬리콥터 모드와 거의 유사한 고유진동수 특성을 나타내었다. Fig. 5

는 헬리콥터 비행모드에 대한 고유진동 모드의 일부를 보여주고 있다. 지면관계상 특징적인 몇 가지 모드에 대해서만 나타내었는데, Mode 8은 전방동체 내부 구조부분의 국부모드를, Mode 9, 18, 19, 20, 23, 24는 수직 꼬리날개에 관련된 모드를 나타내고 있다. Mode 10과 11, 16은 일반모드와 국부모드가 혼합되어 나타나는 형태를 보여주고 있다. TR-S5-03 모델의 경우 넓은 고유진동수 범위에서 T-

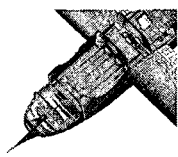

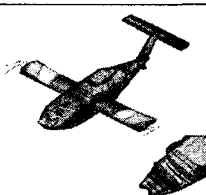
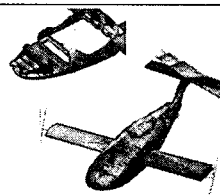
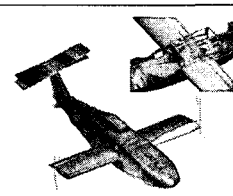
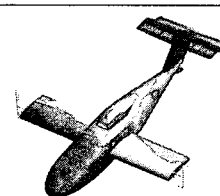
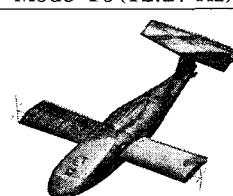

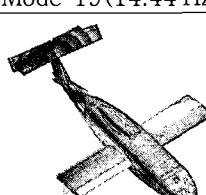
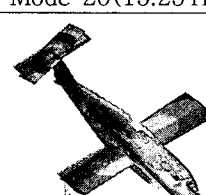
	
Mode 8(3.86 Hz)	Mode 9(8.16 Hz)
	
Mode 10(8.54 Hz)	Mode 11(8.87 Hz)
	
Mode 16(12.27 Hz)	Mode 18(13.42 Hz)
	
Mode 19(14.44 Hz)	Mode 20(15.23 Hz)
	
Mode 23(18.0 Hz)	Mode 24(21.16 Hz)

Fig. 5 Selected natural vibration mode shapes (helicopter mode)

형 꼬리날개 진동이 두드러진 양상을 보이고 있다.

로터에서 발생하는 후류 및 전진속도에 따른 공기 흐름에 의한 날개하중을 계산하기 위하여 비정상 CFD 해석기법을 활용하였다. 해석조건은 낫셀의 틸팅각이 90° 인 경우는 로터 회전속도가 1,605 rpm 이고 전진속도는 없는 것으로 가정하였으며, 틸팅각 80° 인 경우는 로터 회전속도가 1,605 rpm이며 전진속도는 133 km/h이다. 틸팅각이 0° 인 경우는 로터 회전속가 1,284 rpm이며 전진속도는 250 km/h로 가정하여 해석하였다. 로터의 콜렉티브 피치각은 틸팅각 0° 인 경우 40°, 80° 인 경우 7°, 90° 인 경우는 15° 로 가정하였다. 로터가 1회전 하는 동안의 하중을 계산하기 위하여 시간 간격 0.0005초로 75번의 반복계산을 수행하였으며, 안정적인 수렴을 위해 내부 반복계산을 위한 CFL 값은 1을 사용하였다. 일반적으로 로터 회전에 대한 비정상 수렴 해는 6~7회전 이후에 얻어졌으며, Pentium(R) D CPU 3.4 GHz, 2 GB RAM 사양의 컴퓨터 2대를 활용하여 4개의 CPU로 병렬처리를 수행한 경우 약 6시간의 계산시간이 소요되었다.

Fig. 6은 틸팅각 80° 인 경우 로터의 회전을 고려한 비정상 공력해석을 통해 구해진 결과로 임의의 시간스텝에서 항공기 및 로터 표면에서의 압력분

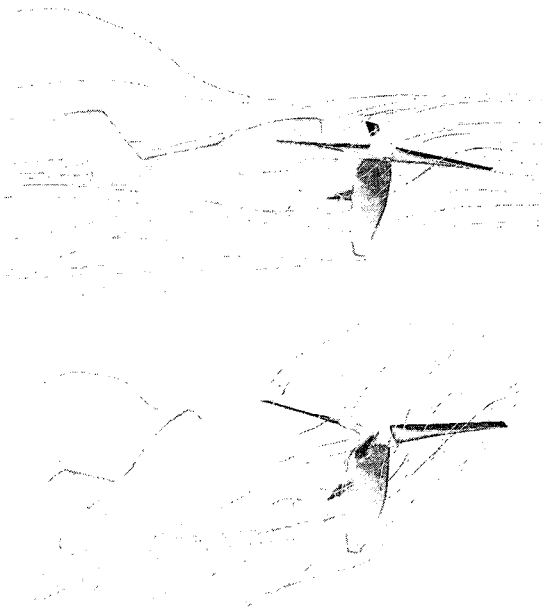
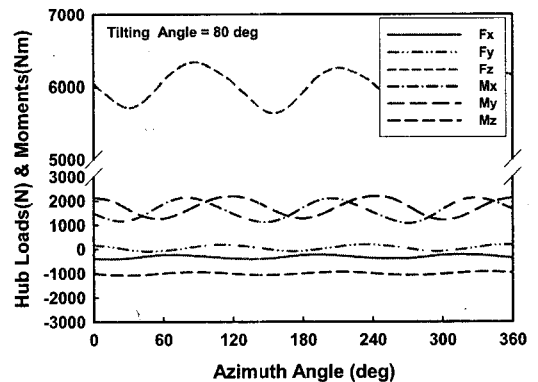


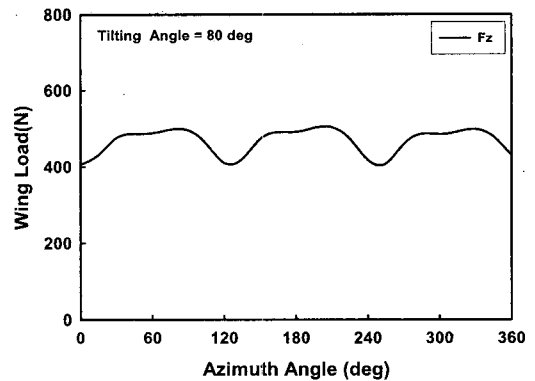
Fig. 6 Surface pressure contours and flow streamlines around rotor(80° tilting angle)

포와 흐름 유형을 보여주고 있다. 회전에 의해 로터 끝단에서의 상대속도가 빨라지기 때문에 블레이드 앞면에서는 매우 낮은 압력이 생성되고 이로 인해 추력이 발생한다. 로터를 통과하는 흐름은 항공기 모드인 경우 흐름이 크게 가속되거나 휘지는 않지만, 그림과 같이 전진속도와 틸팅각이 있는 헬리콥터 모드인 경우에는 로터 주위의 국부적 가속현상에 의해 흐름의 휨 현상도 두드러지게 나타나고 있다.

지면 관제상 모든 틸팅각에 대한 하중해석 결과를 제시하지는 못했으나, 하중수준을 비교한 결과 80° 틸팅각의 경우가 가장 높게 나타났으므로 이 논문에서는 이와 관련된 결과들을 중점적으로 제시하고자 한다. Fig. 7은 낫셀의 틸팅각이 80° 인 경우 우측 로터에 의해 생성되는 허부하중과 날개에 작용하는 하중을 CFD 기법으로 계산한 결과를 보여주고 있다. 여기서 x, y, z 방향은 유한요소 모델과 동일하



(a) Hub loads



(b) Wing load

Fig. 7 Computed dynamic hub and wing loads using unsteady CFD method(80° tilting angle)

계 거시 좌표계를 기준으로 출력하였다. 물리적으로  $x$ 는 동체길이 방향 또는 유동방향,  $y$ 는 오른쪽 날개의 스펠방향,  $z$ 는 수직 위쪽 방향이 + 방향을 의미하게 된다. 모멘트의 경우는 각 축에 대해 오른손 법칙을 적용한 방향이 + 방향에 해당한다. 그림을 보면  $80^\circ$  틸팅각의 경우 허브에 유발되는 힘과 모멘트의 경우  $z$  방향에 대해 가장 큰 값을 나타내고 있다. 또한 이 경우는  $133 \text{ km/h}$ 의 전진속도가 고려되었고 날개에 양의 캠버(camber)가 존재하기 때문에 Fig. 7(b)와 같은 동하중이 날개에 유발되는 것으로 나타났다. 이 연구의 CFD 해석은 1차적인 목적이 로터 후류와 주변 유동에 의해 날개에 부과되는 동적하중을 구하는 것이므로 복잡한 로터동역학 및 트림해석은 배제하여 수행하였다.

Fig. 8은 로터동역학 전문해석 프로그램인 CAMRAD II<sup>(6)</sup>를 활용하여 우측로터에 대해 계산한 결과로 허브와 swash plate에 부가되는 하중을 도시한 결과이다. CAMRAD를 이용한 해석의 경우 로터 자체의 탄성, gimbal 허브 및 기체의 동역학을 모두 고려하

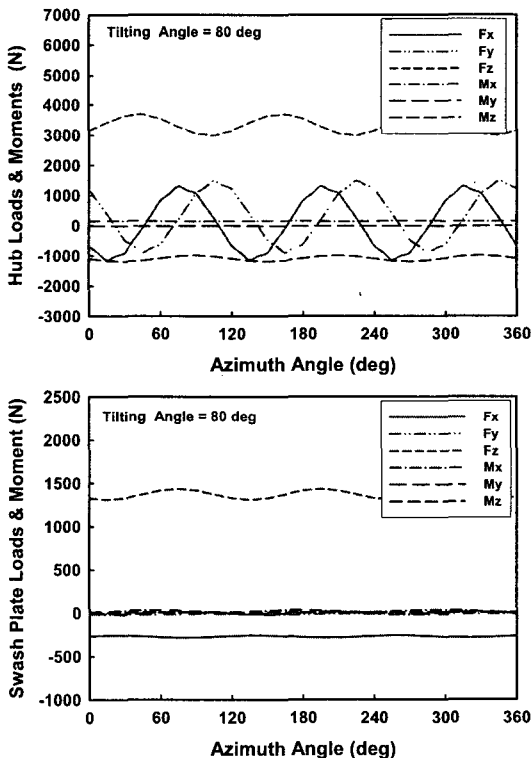


Fig. 8 Computed dynamic hub and swash plate loads using CAMRAD II( $80^\circ$  tilting angle)

여 트림해석을 수행하였으며; 로터 콜렉티브 피치각은  $14.77^\circ$ 이며 전진속도는  $150 \text{ knot}$  ( $278 \text{ km/h}$ )인 경우이다. 결과를 보면 앞서 CFD 결과와 유사하게  $z$  방향의 힘과 모멘트가 가장 크게 나타나고 있는데, 허브와 swash plate 하중을 합한 경우 약  $4,800 \text{ N}$ 의 물리적인 추력을 나타내었다. CAMRAD의 경우 로터 국부좌표계로 하중결과를 출력하게 되는데 Fig. 8은 이를 유한요소 모델의 거시 좌표계로 변환하여 출력한 결과이다. 로터동역학을 고려하지 않고 강체 로터를 가정한 Fig. 7의 CFD 결과와 비교해 볼 때 보다 낮은 하중 수준을 나타내었다. 따라서, 보다 보수적인 진동해석을 위해 이 논문에서는 CFD 하중해석 결과를 적용하여 진동해석을 수행하여 보았다.

Fig. 9는 서로 다른 틸팅각에 대해 로터의 회전을 고려하여 날개에 부가되는 동적 하중을 정리한 결과이다. 그림을 보면  $0^\circ$  틸팅각의 경우는 날개 위, 아

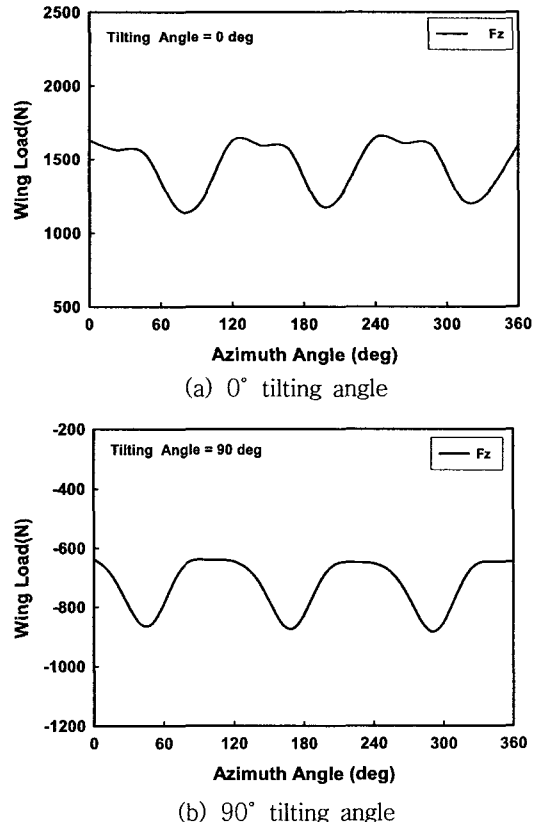


Fig. 9 Computed wing loads using CFD method for different tilting angles

래 면에서 로터의 강한 후류영향으로 인하여 하중의 크기와 변화가 보다 심함을 알 수 있다. 하지만,  $0^\circ$  틸팅각의 경우는 로터의 추력 방향이 기본적으로 x 방향이기 때문에 진동수준은 다른 틸팅각에 비해 상대적으로 크지 않은 것으로 검토되었다. 또한 유입 흐름속도가 거의 없는  $90^\circ$  틸팅각의 경우는 수직 하방으로의 순수한 로터후류 영향으로 날개에 부가되는 하중이  $-z$  방향임을 볼 수 있다. 이 경우는 후

류의 영향이 날개의 윗면에만 중점적으로 작용하게 된다. 따라서,  $90^\circ$  틸팅각 호버링 상태의 경우는 날개에 부가되는 후류 하중을 고려하게 되면 이를 무시한 경우에 비해 보다 낮은 진동수준을 예측하게 됨을 예상할 수 있다.

Figs. 7~9에 제시된 동적하중은 로터 방위각의 함수로 되어 있기 때문에 천이응답해석에 직접적으로 사용할 수 없으므로 로터의 회전각속도 데이터를 적

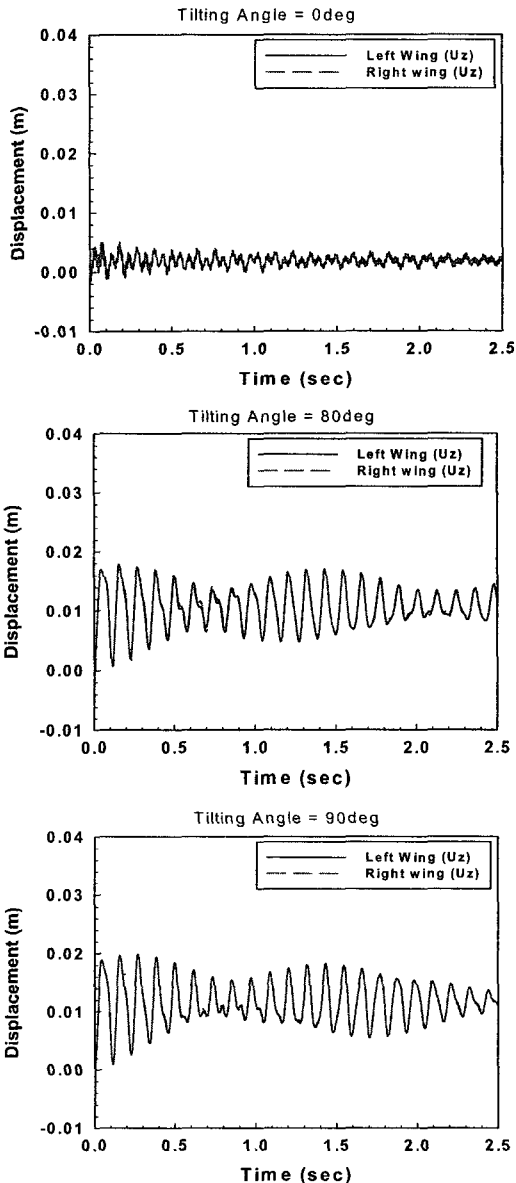


Fig. 10 Transient displacement responses at wing tip using CAMRAD II aerodynamic loads

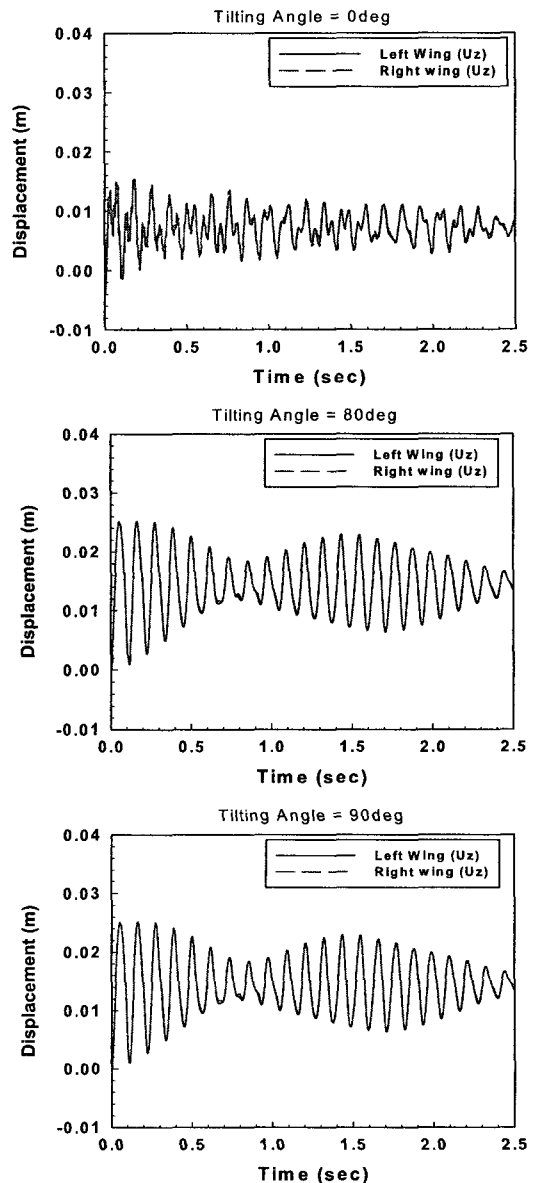


Fig. 11 Transient displacement responses at wing tip using unsteady CFD aerodynamic loads



용하여 시간 함수로 전환하여 구조진동해석에 적용하였다. 허브 동하중은 3차원 유한요소 모델의 실제 허브 지점에 가했으며, 날개 동하중은 날개 위/아래면 비정상 분포하중을 적분하여 순수 외력 동하중으로 전환한 후 이를 스파 및 리브 구조에 위치한 주요 절점에 대한 동하중으로 보간하여 적용하였다.

Figs. 10~11은 CAMRAD II로 계산한 로터 공력 하중과 비정상 CFD 해석기법을 사용하여 계산한 로터 하중을 적용하여 틸팅각 변화에 따른 날개끝단에서의 구조 응답변위를 계산한 것이다. CAMRAD II의 하중해석은 트림조건 및 로터동역학을 고려하였

으나, 선형 패널해석 기법에 근거한 것으로 로터와 날개의 상호 간섭영향이 고려되지 않았으며, CFD 해석조건에 비해 보다 빠른 비행속도 조건이 부가되었다. 그림에서 1.5초까지는 과도응답구간으로 시간에 따른 변화폭이 크지만 1.5초 이후에는 수렴하는 경향을 보이고 있다.

비정상 CFD 해석에서 구해진 공력을 이용한 진동 해석 결과를 보면 틸팅각이 0° 인 경우는 약 0.8 cm, 80° 인 경우는 약 1.8 cm이며, 90° 인 경우는 약 1.5 cm의 평균 구조변위를 보이고 있다. 최대 구조변위는 틸팅각이 0° 인 경우는 약 1.6 cm, 80°

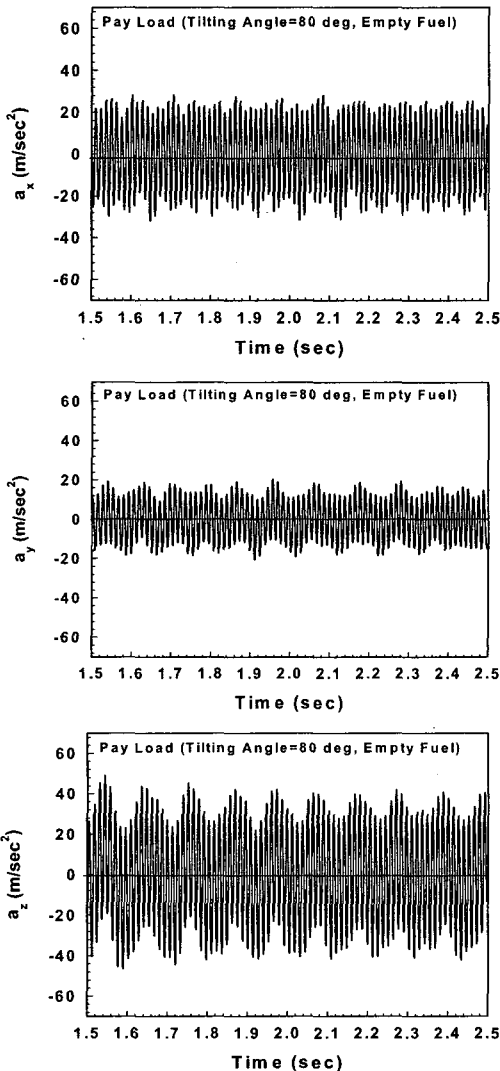


Fig. 12 Computed acceleration responses at pay load for 80° tilting angle flight condition

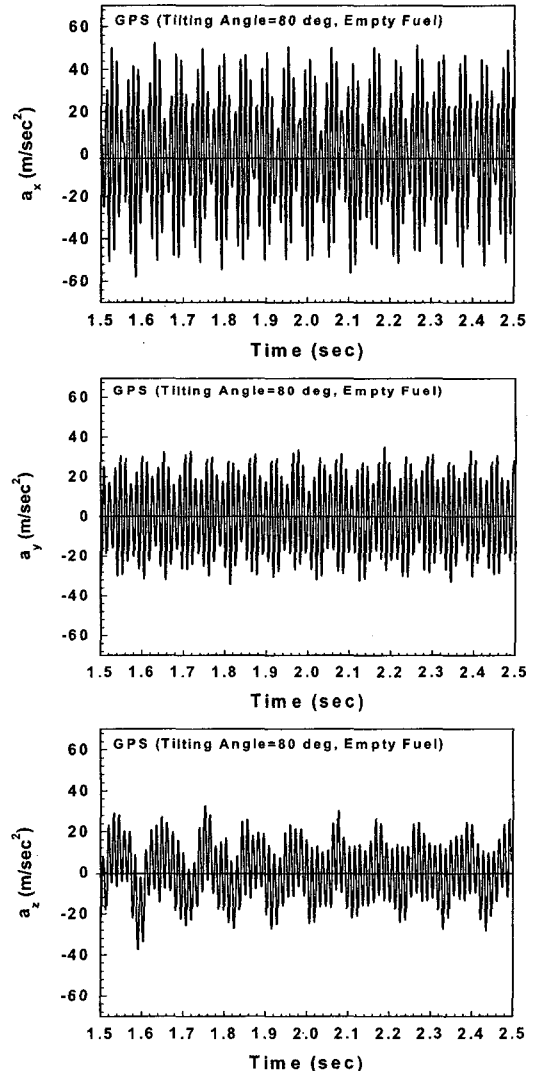


Fig. 13 Computed acceleration responses at GPS load for 80° tilting angle flight condition

인 경우는 약 2.6 cm, 90° 인 경우는 약 2.5 cm를 타내내고 있으며, 정확한 대칭하중 부가로 인해 좌/우 날개의 구조변위가 거의 동일하게 나타나고 있음을 볼 수 있다. 이 진동해석에서는 로터에 의해 유발되는 동적 6분력이 대칭으로 정확하게 적용되어야 하는데, 대칭 비행조건에 대한 양 끝단 구조변위의 확인은 해석결과에 대한 간접 검증자료로 유용하게 활용될 수 있다. 또한 그림을 보면 비정상 CFD 공력해석 결과를 이용한 경우가 보다 보수적인 진동변위를 예측하고 있음을 확인할 수 있다.

Figs. 12~13는 틸팅각 80° 일 때 Payload와 GPS 장착지점에서 유발되는 가속도 응답을 출력한 결과이다. 천이응답해석을 위해 가진 주파수의 두 배에 해당하는 180 Hz까지의 고유모드를 고려하였으며, 그림에서 초기 과도 천이응답부분은 표시하지 않았다.

Fig. 14는 연료가 거의 없는 경우 틸팅각 0° 와 80° 인 경우 주요 장착장비에 유발되는 수렴된 가

속도 수준을 비교한 것이다. 동일한 비행조건에서 고려한 장착 장비들의 가속도 수준은 0° 틸팅각의 경우는 MC > Payload > GPS의 순이며, 80° 인 경우는 GPS > Payload > MC 순으로 나타났다. 그림을 보면 틸팅각이 80° 인 경우가 유발되는 가속도의 절대 값 수준이 보다 높은 것을 확인할 수 있다. Fig. 15는 틸팅각 틸팅각 80° 인 조건에 대해 연료조건에 따른 가속도 수준을 비교한 것으로 Payload와 GPS 장착장비가 고려되었다. 결과를 보면 연료가 없는 경우가 유발되는 가속도 수준이 전반적으로 높은 것을 볼 수 있으며, 연료가 가득 찬 경우는 질량 증가효과로 유발되는 가속도 수준이 떨어지게 됨을 알 수 있다. 이는 향후 주요 장비의 진동환경 평가에 있어 연료조건 역시 중요하게 고려되어야 함을 나타내는 것이다. 하지만, 이는 연료의 슬로싱(sloshing) 효과를 고려하지 않은 경우로 보다 정확한 결과를 위해서는 향후 이를 고려한 연구가 필요할 수 있다.

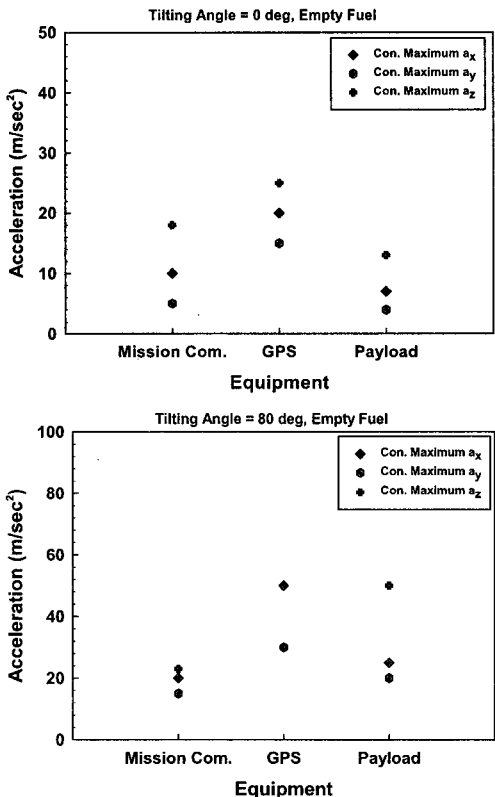


Fig. 14 Induced maximum acceleration levels for different installed equipments

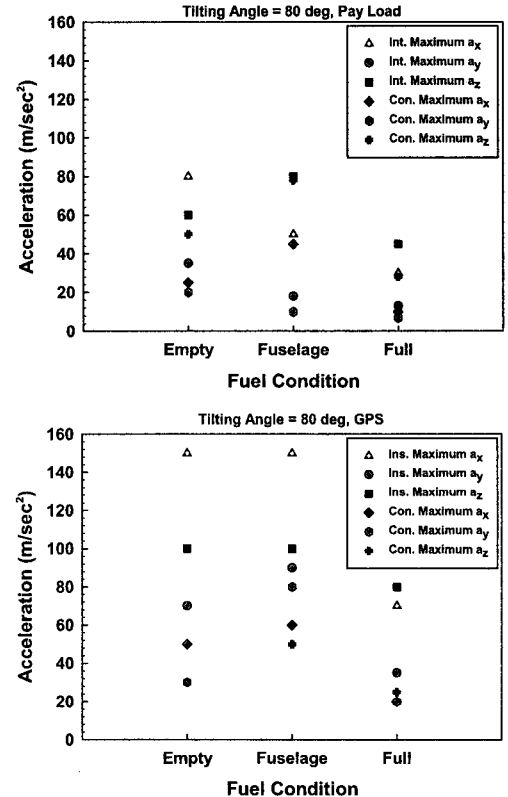


Fig. 15 Induced maximum acceleration levels for different fuel conditions

#### 4. 결 론

이 논문에서는 회전로터에서 생성되는 동적 허브 하중, 비행모드에 따른 로터 후류효과 및 주변유동에 의해 날개에 유발하는 동적하중을 함께 고려할 수 있도록 실용적인 진산진동해석 체계를 구축하였다. 이를 활용하여 상세설계 스마트 무인기 모델에 대한 진동해석을 수행하였으며 틸팅각 및 연료조건에 따라 탑재 장비에 유발되는 가속도 수준을 해석 및 분석하였다. 틸팅 무인기 모델의 경우 후류의 영향에 의해 날개에 작용하는 동적 하중의 변화는 0° 틸팅각의 경우가 가장 심하게 나타남을 보였다. 연료조건에 따라 장착장비에 유발되는 가속도에 변화가 있을 수 있으며, 연료가 없는 경우가 동일한 비행조건에서 유발되는 진동 수준이 더 높음을 확인하였다. 이 설계 모델의 경우 로터 허브하중, 후류 및 전진속도 효과를 모두 고려한 경우 80° 틸팅각의 경우가 가장 심한 진동상태를 유발함을 알 수 있었다. 향후 연구에서는 항공기가 받음각을 가지는 경우나 돌풍에 노출되는 경우 등을 추가로 고려하여 하중 해석을 수행하고 항공기의 진동환경 안정성을 검토해 볼 예정이다.

#### 후 기

이 연구는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인 기술개발)과 국립경상대학교 기계항공공학부 NURI 및 2단계 BK 사업의 일환으로 수행되었다.

#### 참 고 문 헌

- (1) Kim, D. H., Jung, S. U., Koo, K. N., Kim, S. J., Kim, S. C., Shin, J. W., Kim, S. C., Lee, J. U., Choi, I. H. and Lee, J. J., 2005, "Structural Vibration Analysis for a Composite Smart UAV Considering Dynamic Hub-loads of the Tilt-rotor", Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 15, No. 5, pp. 63~71.
- (2) Jung, S. U., Kim, D. H., Yang, Y. J., Kim, S. J., Shin, J. W., Kim, S. C. and Choi, I. H., 2004, "Vibration Environmental Analyses for Electronic Equipments of a Smart UAV Due To Dynamic Hub-loads of Tilt-rotor", The Korean Society for Aeronautical Science and Flight Operation, Autumn Conference, 26 November, Korea Aviation University.
- (3) Meirovitch, L., 1980, "Computational Methods in Structural Dynamics, Sijthoff & Noordhoff International Publishers", The Netherlands.
- (4) Meirovitch, L., 1986, "Elements of Vibrational Analysis", McGraw-Hill, 2nd Ed.
- (5) Bathe, K. J., 1996, "Finite Element Procedures", Prentice-Hall, Inc.
- (6) Johnson, W., 2004, CAMRAD II, "Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics", Johnson Aeronautics.