

유연날개 돌풍응답경감제어를 위한 서보공탄성 모델링 및 돌풍응답해석

Aeroservoelastic Modeling and Gust Response Analysis of Flexible Wing for Gust Response Alleviation

김 성 찬* · 홍 창 호**

Kim, Sung-Chan · Hong, Chang-Ho

요 약

본 논문에서는 돌풍응답경감제어 효과 검증을 위한 풍동시험에 사용될 유연날개에 대해 공탄성 모델, 조종면 작동기 모델, 돌풍 모델 등으로 구성되는 서보공탄성 모델링을 수행하였으며, 이에 대한 연속돌풍 응답해석을 수행하여 상용 Solver를 이용한 해석결과와 비교하여 구성된 서보공탄성 모델을 검증하였다. 또한, 유연날개의 돌풍응답을 경감하는 조종면 제어기를 설계하고, 이에 대한 수치 시뮬레이션을 수행하여 돌풍응답 경감효과를 검증하였다

keywords : 서보공탄성모델, Gust Response Alleviation, Wind Tunnel Test

1. 서 론

항공기가 비행중 직면하는 돌풍 등의 외란은 기체의 진동을 유발하여 항공기에 부가적인 하중을 가하고, 탑승객의 승차감을 저해하는 등의 부정적인 영향을 끼치게 된다. 이러한 돌풍의 영향은 구조가 경량화되고, 유연하고 가로세로비가 큰 날개 구조를 많이 사용하게 됨에 따라 더욱 중요하게 부각되고 있다. 이에 따라 항공분야에서는 에일러론과 같은 조종면이나 지능구조물 등을 이용하여 유연한 항공기 날개의 돌풍 응답을 능동적으로 제어하려는 연구가 지속되고 있다. 본 연구에서는 돌풍응답경감 풍동시험용 유연날개 모델 설계 개념을 제시하고, 유연날개 시제품에 대한 모달시험을 통해 설계 착수시 설정한 설계목표 달성여부를 검증하였다. 또한, 유연날개 서보 공탄성 모델링 방법을 제시하고, 이를 이용한 연속 돌풍응답해석 및 돌풍응답완화 수치 시뮬레이션 등을 통해 조종면을 이용한 유연날개 돌풍응답 경감제어방법의 타당성을 입증하였다.

2. 풍동시험용 유연날개

2.1. 형상 및 구조물 개념

돌풍응답완화 풍동시험용 유연날개 모델의 스패는 1518mm, 시위는 300mm이며, 설계 및 제작의 용이성을 고려하여 스패 방향의 비틀림각 분포는 고려하지 않았다. 또한, 날개 단면형상은 유연날개 내부에 조종면 구동용 서보모터의 탑재가 용이하도록 두께비(t/c)가 크고 대칭형태인 NACA0018을 사용하였다.

* 정회원 · 한국항공우주연구원 sckim@kari.re.kr

** 충남대학교 항공우주공학과 교수 chhong@cnu.ac.kr

풍동시험용 유연날개 구조물은 I형 단면을 갖는 복합재 보를 통해 원하는 진동특성(기본 진동수 5 Hz 이하)을 갖도록 설계하고, 립, 스파, 외피 등으로 구성되는 동일한 기본 날개요소 9개(Section 1~9)와 조종면 구동부 1개(Section 10)를 복합재 보에 부착하여 돌풍응답완화 풍동시험에 필요한 날개 단면 형상과 조종면 구동을 위한 서보모터 탑재공간을 구현하였다.

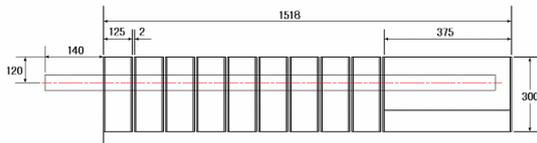


그림 1 유연날개 형상(Plan View)

표 1 고유진동모드비교

Mode Description	Frequency (Hz)		
	Test	FEM (Update)	Error (%)
1 st Vertical Bending	3.5	3.5	0.1
2 nd Vertical Bending	21.9	21.3	-2.7
3 rd Vertical Bending	57.0	63.0	10.5

2.2. 모달 시험

유연날개 구조물 설계 착수시 설정한 설계 목표(1차 수직 굽힘 모드의 고유진동수 5 Hz 미만) 달성 여부를 검증하기 위해 그림 2과 같이 설계/제작된 유연날개 구조물에 대한 모달시험을 수행하였다. 모달 시험시 가속도계는 총 18개를 사용하였으며, 임팩트 해머를 사용하여 시험체에 가진력을 추가하였다. 모달 시험결과 유연날개 구조물의 1차 수직 굽힘 모드 고유진동수는 약 3.5 Hz로 측정되어 설계 목표를 충족하고 있음을 확인하여, 유연날개 서보공탄성 모델 구성을 위한 유한요소 모델을 업데이트하는데 사용되었다. 표 1은 유연날개 구조물의 주요 고유진동모드별 모달 시험결과와 유한요소 모델에서 계산된 해석 결과를 비교하여 나타낸 것이다. Table 1에서 업데이트된 유한요소 모델의 고유진동 해석결과가 돌풍응답 해석의 주요 관심 영역인 저주파 대역에서 모달 시험결과와 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.



그림 2 유연날개 시험 Set-up

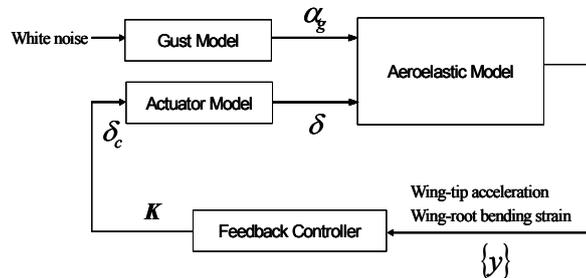


그림 3 서보공탄성 모델

3. 서보 공탄성 모델링

풍동시험용 유연날개에 대한 돌풍응답완화 해석을 위한서보 공탄성 모델은 그림 3에 나타낸 것처럼 공탄성 모델, 조종면 작동기 모델, 돌풍 모델 등으로 구성되며, 유연날개의 날개 끝단과 지지부에서 측정된 가속도와 변형률 신호를 이용하여 출력 피드백 제어를 하게 된다.

3.1. 공탄성, 조종면작동기, 돌풍 모델링

항공기 비행 중 작용하는 돌풍을 고려한 공탄성 지배방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$[M_s]\{\ddot{\xi}\} + [C_s]\{\dot{\xi}\} + [K_s]\{\xi\} = [Q_s]\{\xi\} + [Q_c]\{\delta_c\} + [Q_G]\frac{w_g}{V} \quad (1)$$

$[M_s], [C_s], [K_s]$: 일반화된 질량, 감쇠 및 강성 행렬, $[Q_s], [Q_c], [Q_G]$: 각각 구조물 진동모드, 조종면 단위 회전변위 및 돌풍과 관련된 일반화된 비정상 공기력 행렬, $\{\xi\}, \{\delta_c\}, w_g, V$: 각각 일반화된 좌표, 조종면 제어 입력신호, 돌풍 속도 및 항공기의 비행속도

최소 상태 근사법(Karpel, 1990)을 사용하여 일반화된 공기력 행렬을 근사화하면 식(1)과 같은 공탄성 지배방정식을 다음과 같은 state space 형태로 표현할 수 있다.

$$\{\dot{x}_s\} = [A_s]\{x_s\} + [B_s]\{u_s\} + [B_G]\{w_G\} \quad (2)$$

$\{x_s\} = \{\xi, \dot{\xi}, x_a\}^T$, $\{u_s\} = \{\delta, \dot{\delta}, \ddot{\delta}\}$, $\{w_G\} = \{w_g, \dot{w}_g\}$, x_a : 근사화 과정에서 발생한 공기력 상태

조종면 작동기 모델은 다음 식으로 나타낼수 있으며,

$$\{\dot{x}_c\} = [A_c]\{x_c\} + [B_c]\delta_c, \quad \{x_c\} = \{\delta, \dot{\delta}, \ddot{\delta}\}^T \quad (3)$$

Dryden 돌풍 모델은 백색 잡음(white noise)과 돌풍 속도간의 전달함수 형태로 표현할 수 있다. 이는 다시 식(4)와 같이 state space 형태로 표현할 수 있다.

$$\{\dot{x}_g\} = [A_g]\{x_g\} + [B_g]w, \quad \{y_g\} = [C_g]\{x_g\} \quad (4)$$

$$\{y_g\} = \{w_g, \dot{w}_g\}^T \quad w \text{ 는 백색 잡음}$$

3.2. 서보 공탄성 모델

앞에서 유도한 공탄성 모델, 조종면작동기 모델, 돌풍 모델을 이용하여 서보 공탄성 모델을 구성하기 위해 augmented state 벡터 $\{x\}$ 를 다음과 같이 정의하였다.

$$\{x\} = \{\xi, \dot{\xi}, x_a, x_c, x_g\}^T = \{x_s : x_c : x_g\}^T \quad (5)$$

식(5)에서 x_s, x_c, x_g 는 각각 구조물 진동모드, 조종면 제어입력 및 돌풍과 관련된 상태변수이다. 식(2), (3), (4), (5)와 $\{y_g\} = \{w_G\} = \{w_g, \dot{w}_g\}^T$, $\{u_s\} = \{x_c\} = \{\delta, \dot{\delta}, \ddot{\delta}\}^T$ 의 관계를 이용하면, 식(6)과 같이 state space 형태로 표현된 서보 공탄성 지배방정식을 유도할 수 있다.

$$\{\dot{x}\} = [A]\{x\} + \{B\}\delta_c + \{D\}w, \quad \{y\} = [C]\{x\} \quad (6)$$

$\{y\}$: 가속도, 변형률 등과 같은 돌풍응답 출력값

4. 해석 결과 및 분석

제시된 서보 공탄성 모델링 방법을 검증하기 위해 유연날개 모델에 대한 해석을 수행하였다. 서보 공탄성 모델 구성을 위해 필요한 고유 진동모드와 일반화된 공기력 행렬은 상용 Solver를 사용하여 계산하였다. 돌풍 응답의 경우 10Hz 이하의 저주파수 영역에 존재하는 고유 진동모드가 해석결과에 주요 영향을 끼치므로, 유연날개의 1차 수직굽힘 모드만을 고려하여 서보 공탄성 모델을 구성하였다. 일반화된 공기력 행렬 계산은 마하수 0.0에서 21개의 무차원 진동수 조건(k=0.001~1.5)에서 수행하였으며, 계산된 일반화된 공기력 행렬은 최

소 상태 근사법을 통해 5개의 공기력 상태변수를 사용하여 라플라스 영역에서 근사화하였다.

표 2 랜덤돌풍하의 RMS 응답

Response	상용 SOLVER	ASE Model	Error (%)
Displacement	10.1	10.1	0.1
Strain (ϵ_x)	4.07e-6	4.06e-6	-0.2
Strain (ϵ_y)	3.04e-5	3.03e-5	-0.3
Strain (γ_{xy})	7.79e-6	7.77e-6	-0.3

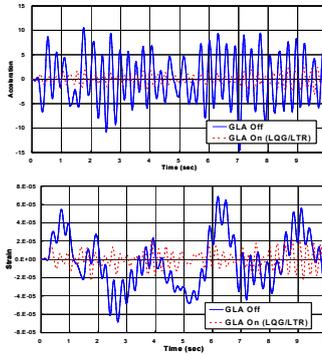


그림 4 과도응답

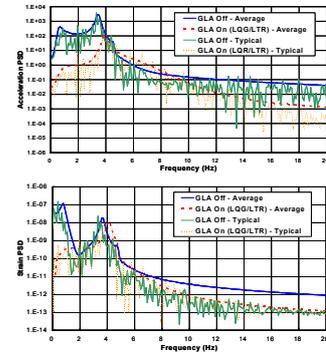


그림 5 PSD응답

표 2는 상용Solver와 본 연구에서 제시된 방법을 통해 계산한 변위, 변형률 등의 연속돌풍 응답 특성들의 RMS값을 비교한 것이다. 여기서, 변위는 날개 끝단에서의 수직방향 성분이고, 변형률은 날개 뿌리부에서의 값을 나타낸 것인데, 표 2에서 두가지 방법이 1% 이내의 오차를 보여주고 있음을 알 수 있다.

풍동시험용 유연날개에 대해 구성된 서보 공탄성 closed loop 시스템의 돌풍응답 특성을 open loop 시스템의 경우와 비교/분석함으로써 적용하려는 돌풍응답완화 제어기법의 타당성을 검증하였다. 그림 4는 랜덤 돌풍 입력에 대한 가속도와 변형률의 과도 응답을 나타낸 것이고, 그림 5는 돌풍응답 PSD를 나타낸 것이다. 돌풍응답완화 시스템을 작동시킨 경우 저주파수 대역에서 랜덤 돌풍 입력에 대한 응답이 현저하게 감소됨을 알 수 있다.

5. 결론

본 연구에서는 유연날개의 서보 공탄성 모델링 방법을 제시하고, 이를 통한 연속 돌풍응답 해석결과를 상용Solver로 계산한 결과와 비교/분석하여 제시한 방법의 타당성을 검증하였다. 마지막으로 조종면을 이용한 돌풍응답완화용 출력 피드백 최적제어기를 설계하고, 이에 대한 수치 시뮬레이션을 예제 모델에 대해 수행하여 돌풍응답완화 효과를 확인하였다.

참고문헌

- 김성찬, 홍창호 (2009) 유연날개 돌풍응답경감제어를 위한 실험적 연구, 박사학위논문집, 충남대학교
- 김성찬, 홍창호 (2008) 돌풍제어모사시험용 유연날개 축소모델 설계 및 제작, 부문 춘계학술대회 논문집, 대한기계학회, KSME08PD043 pp.109-112
- Hoadley, S. T. and Karpel, M. (1991) "Application of aeroservoelastic modeling using minimum-state unsteady aerodynamic approximations", *Journal of Guidance and Control*, Vol.14, No.2, pp.1267-1276
- Karpel, M. (1990) "Time-domain aeroservoelastic modeling using weighted unsteady aerodynamic forces", *Journal of Guidance and Control*, Vol.13, No.1, pp.30-37