풍동시험을 통한 유연날개 돌풍응답 특성 분석

Study of Gust Response Characteristics for Flexible Wing by Wind Tunnel Test

이상욱† · 김태욱* · 황인희** · 임재형*** · 하철근***

Sang-Wook Lee, Tae-Uk Kim, In-Hee Hwang, Jae-Hyung Im, Chul-Keun Ha

Key Words : Flexible Wing(유연 날개), Modal Testing(모달 시험), Gust Response Measurement(돌풍응답 측정), Wind Tunnel Test(풍동시험), Aeroservoelastic Modeling(서보공탄성 모델링), Gust Response Alleviation(돌풍응답 완화)

ABSTRACT

In this study, the design method of flexible wing model for gust response measurement wind tunnel test was presented. The design concept proposed herein was validated by modal testing of the flexible wing model manufactured. In addition, aeroservoelastic modeling method for flexible wing model was presented and validated by comparing the gust response analysis results from the method proposed herein with those of commercial software. The gust response characteristics of the flexible wing model was studied by wind tunnel test for measuring the flexible wing gust response due to the induced gust excitation by gust generator. The aeroservoelastic modeling methods proposed and the wind tunnel test results obtained in this study can be applied for wind tunnel testing of the flexible wing for gust response alleviation.

1. 서 론

비행 중인 항공기에 작용하는 돌풍 등의 외란은 주요 구조물의 진동을 유발하여 항공기에 부가적인 하중을 가하고, 탑승객의 승차감을 저해하는 등의 부정적인 영향을 끼치게 된다. 이러한 돌풍의 영향은 기체구조가 경량화되고, 유연하고 가로세로비가 큰 날개 구조를 많이 사용하게 됨에 따라 더욱 중요하게 부각되고 있다. 이에 따라 항공업계에서는 에일러론과 같은 조종면이나 지능구조물 등을 이용하여 유연한 항공기 날개의 돌풍 응답을 능동적으로 제어하려는 연구가 지속되고 있다. 이와 같이 조종면이나 지능구조물을 이용한 능동 돌풍응답 제어에 관한 연구는 (1) 해석 시뮬레이션, (2) 유연 날개모델 풍동시험을 통한 기술검증, (3) 능동 돌풍응답 제어시스템의 비행시제기 적용을 통한 실효성 검증 등의 세가지 단계로 크게 구분할 수 있다.

본 연구에서는 앞에서 제시한 세가지 단계 가운데 두 번째 단계 연구에 필요한 기술을 제시하였다. 돌풍응답완화 풍동시험용 유연날개 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 돌풍응답완화 방법의 타당성을 입증하였다. 마지막으로 유연날개 돌풍응답측정 풍동시험을 통해 돌풍발생장치에서 유도된 돌풍기류에 의한 유연날개의 응답특성을 측정/분석함으로써 추후 유연날개 돌풍응답완화 풍동시험에 필요한 자료를 확보하였다.

† 한국항공우주연구원 세부계통팀
E-mail : lsw@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2833, Fax : (042) 860-2006

* 한국항공우주연구원 세부계통팀

** 한국항공우주연구원 KHP개발실

*** 울산대학교 항공우주공학과

2. 풍동시험용 유연날개 설계 및 모달시험

2.1 형상 및 구조개념

풍동시험용 유연날개의 형상은 시험을 수행할 한국항공우주연구원 아음속 풍동의 시험부 크기(너비 4m, 높이 3m)를 고려하여 Fig.1과 같이 정의하였다. 유연날개 모델의 스팬(Span)은 1518mm, 시위(Chord)는 300mm이며, 설계 및 제작의 용이성을 고려하여 스팬 방향의 비틀림 각(Twist) 분포는 고려하지 않았다.

풍동시험용 유연날개 구조물은 I형 단면의 복합재 보를 통해 기본 진동수 5Hz 이하의 진동특성을 갖도록 설계하고, 립, 스파, 외피 등으로 구성되는 동일한 기본 날개요소 9개(Section 1~9)와 조종면 구동부 1개(Section 10)를 복합재 보에 부착하여 풍동시험에 필요한 날개 단면형상과 조종면

구동을 위한 서보모터 탑재공간을 구현하였다. 각각의 기본 날개요소와 조종면 구동부는 복합재 보 구조물에만 장착하였으며, 기본 날개요소와 조종면 구동부 상호간에는 날개의 변형이나 진동에 의한 상호 접촉을 방지하기 위해 약 2mm의 간격을 두었다. 또한, 날개요소와 조종면 구동부 사이의 간격은 풍동시험 수행시 Cavity 효과가 발생하지 않도록, 우레탄 폼 등으로 채워 구조물의 강성증가를 최소화하면서, 공기역학적인 문제를 해결할 수 있도록 하였다.

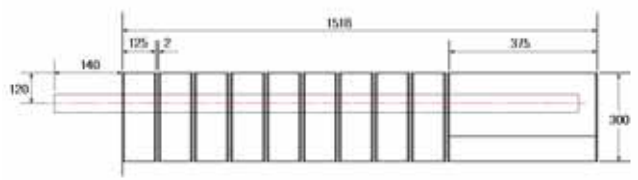

Fig. 1 Conceptual Drawing for Flexible Wing Model (Plan View)

2.2 모달시험

유연날개 구조물 설계목표(기본 진동수 5Hz 미만) 달성 여부를 검증하기 위해 Fig.2와 같이 설계/제작된 유연날개에 대한 모달시험을 수행하였다. 돌풍응답측정 풍동시험 수행시의 유연날개 고유 진동특성을 보다 정확히 모사하기 위해서 조종면 구동용 서보모터와 링키지 시스템 등 실제 풍동시험시 유연날개에 장착할 주요 구성품을 모두 장착한 상태에서 모달시험을 수행하였다. 단, 돌풍응답 측정용 가속도계와 스트레인게이지 등 질량이 크지 않아서 유연날개 진동특성에 영향이 없는 구성품은 장착하지 않은 상태로 모달시험을 수행하였다. 모달시험시 총 18개의 가속도계를 사용하였으며, 임팩트 해머를 사용하여 유연날개에 가진력을 부가하였다. 모달시험 결과 유연날개의 1차 수직 굽힘모드 고유진동수가 약 3.5Hz로 측정되어 설계목표를 충족하고 있음을 확인하였다. 또한, 모달시험을 통해 측정된 유연날개의 고유진동특성을 이용하여 유연날개 서보공탄성 모델링에 필요한 유한요소 모델을 업데이트하였다. Table 1은 유연날개의 주요 고유진동모드 별 모달시험 결과와 유한요소 모델에서 계산된 해석결과를 비교하여 나타낸 것이다. Table 1에서 업데이트된 유한요소 모델의 고유진동 해석결과가 유연날개 돌풍응답의 주요 관심 영역인 저주파 대역에서 모달시험 결과와 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

Table 1 Comparison of Natural Frequencies (Modal Test vs. FE Analysis)

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

Fig. 2 Set-up for Flexible Wing Modal Test

3. 유연날개 돌풍응답 수치해석

유연날개 돌풍응답 수치해석을 위한 서보 공탄성 모델은 Fig.3에 나타낸 것처럼 공탄성 모델, 조종면 작동기 모델, 돌풍 모델 등으로 구성되며, 돌풍응답완화를 위해서는 측정된 가속도와 변형률 신호를 이용하여 출력 피드백 제어를 하게 된다. 선형시스템 제어관련 설계 및 시뮬레이션 기법들을 돌풍응답완화 제어에 적용하기 위해서 모든 구성 방정식은 state space 형태로 표현하였다. 이를 위해서는 마하수, 무차원 진동수 조합에서 미리 계산된 일반화된 공기력 행렬들을 라플라스 영역에서 근사화하는 과정이 필요한데, 이를 위해 본 연구에서는 Karpel 등이 제시한 최소 상태 근사법[2-3]을 사용하였다. 조종면 작동기 모델은 3차 시스템 전달함수로 표현하였으며, 돌풍 모델은 Dryden PSD와 백색 잡음 간의 전달함수를 이용해 구성하였다.

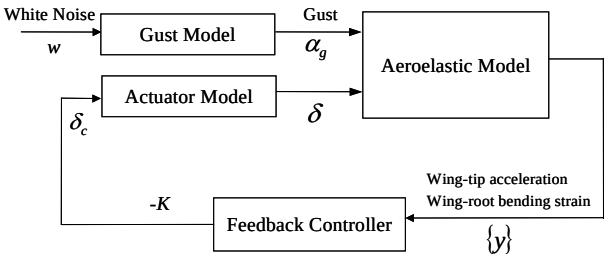

Fig. 3 ASE Model for Gust Response Analysis

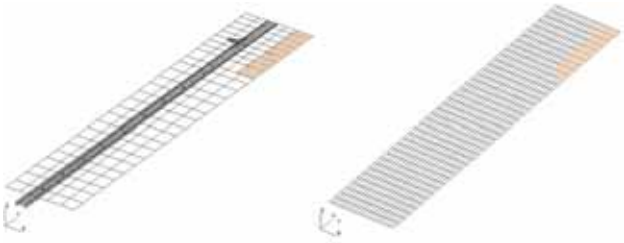

Fig. 4 FE & Aerodynamic Model for Flexible Wing

Table 2 Comparison of Gust Response Analysis Results

RMS Response	NASTRAN	ASE Model	Error(%)
Displacement	10.1	10.1	0.1
Acceleration	4,185	4,610	10.2
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

Fig.4는 풍동시험용 유연날개 돌풍응답 해석에 사용된 유한요소 및 공기력 모델을 나타낸 것이다. 고유 진동모드와 일반화된 공기력 행렬은 MSC/NASTRAN을 사용하여 계산하였다. 돌풍응답의 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 최소 상태 근사법을 통해 5개의 공기력 상태변수를 사용하여 라플라스 영역에서 근사화하였다. 연속 돌풍 모델로는 Dryden 모델을 사용하였으며, 공기흐름 속도 15m/s, 돌풍속도 0.5m/s, 돌풍 규모 2m 조건에서 해석을 수행하였다. 돌풍응답 해석 시 구조물의 모달 감쇠값은 고려하지 않았다. Table 2는 MSC/NASTRAN과 본 연구에서 제시된 서보공탄성 모델링 방법을 통해 계산한 변위, 가속도, 변형률 등의 연속돌풍 응답 특성들의 RMS값을 비교한 것이다. 여기서, 변위, 가속도는 날개 끝단에서의 수직방향 성분이고, 변형률은 날개 뿌리부에서의 값을 나타낸 것이다.

4. 유연날개 돌풍응답측정 풍동시험

본 연구에서 설계/제작된 유연날개와 돌풍발생장치를 항우연 아음속 풍동에 설치하고 돌풍발생장치에서 유도된 돌풍 기류에 의한 유연날개의 돌풍응답을 측정/분석하였다. 그림 5는 유연날개 돌풍응답측정 풍동시험 장면을 나타낸 것으로, 아음속 풍동 시험부에 장착된 2개의 돌풍발생용 날개와 유연날개를 확인할 수 있다. 돌풍발생용 날개는 아음속 풍동 시험부의 최전방에 장착하였으며, 유연날개는 풍동 시험부 최전방으로부터 4m 후방인 지점에 장착하였다.

Fig. 5 Gust Response Measurement Wind Tunnel Test for Flexible Wing

유연날개 돌풍응답 측정시험은 풍속 15m/s에서 돌풍발생용 날개를 다양한 주파수의 정현파로 가진하는 조건과 대기난류를 모사하는 랜덤파로 가진하는 조건에서 수행하였다. 돌풍발생용 날개 정현파 가진은 ±2.5°, ±5° 두가지 진폭에 대해 수행하였으며, 각각의 진폭에서 가진 주파수는 5가지 조건(1, 2, 3, 4, 5Hz)을 사용하였다. Fig.6은 3가지 가진주파수(1, 2, 3Hz)로 돌풍발생용 날개를 정현파 가진시 유연날개에서 측정한 가속도와 변형률 응답을 나타낸 것이다. 여기서, 유연날개의 가속도 및 변형률 응답이 돌풍발생용 날개의 가진 주파수와 동일한 주파수로 발생함을 알 수 있으며, 가진 주파수가 유연날개의 1차 수직굽힘 모드 고유진동수(3.5Hz)에 가까워질수록 응답이 증폭되고 있음을 알 수 있다. Fig.7은 대기난류(Dryden 돌풍모델)를 모사하는 랜덤파로 돌풍발생용 날개를 가진한 경우 측정한 유연날개의 가속도와 변형률 응답을 나타낸 것이다. 랜덤파 가진은 최대 진폭 ±2.5°, ±5° 두가지 진폭에 대해 수행하였으며, 가진 진폭의 크기에 따라 유연날개의 응답 진폭이 거의 선형적으로 변화하고 있음을 알 수 있다.

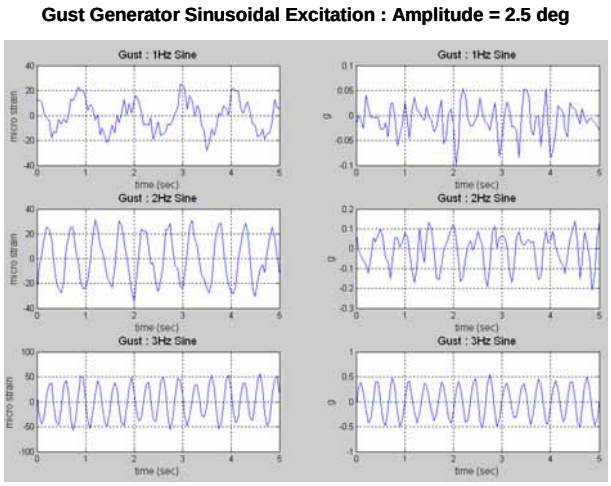

Fig. 6 Flexible Wing Response for Sinusoidal Gust Excitation

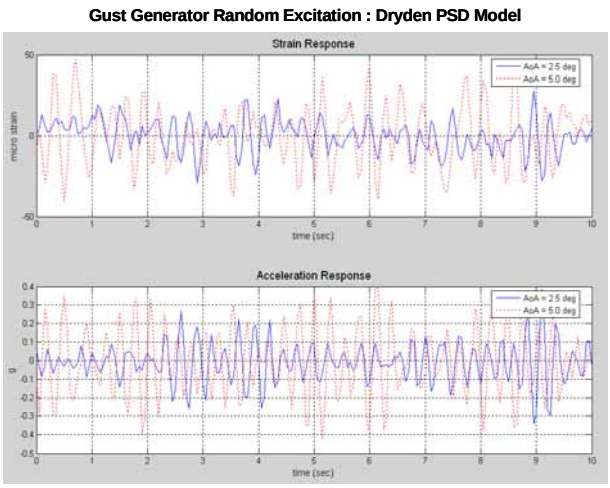

Fig. 7 Flexible Wing Response for Random Gust Excitation

5. 결론

본 연구에서는 돌풍응답측정 풍동시험에 사용될 유연날개의 설계/제작 개념을 제시하고, 제작된 유연날개에 대한 모달시험을 통해 설계목표로 설정한 목표 고유진동수 충족여부를 확인하였다. 또한, 유연날개의 서보 공탄성 모델링 방법을 제시하고, 이를 통한 연속 돌풍응답 해석결과를 상용 소프트웨어로 계산한 결과와 비교/분석하여 제시한 방법의 타당성을 검증하였다. 마지막으로 유연날개에 대한 돌풍응답 측정 풍동시험을 통해 돌풍발생장치에서 유도된 돌풍기류에 의한 유연날개의 응답특성을 측정/분석하였다. 본 연구에서 소개된 유연날개 시제품, 서보 공탄성 모델링 기법과 돌풍응답측정 풍동시험 결과는 추후 유연날개 돌풍응답완화 풍동시험시 직접 활용될 예정이다.

후 기

본 논문은 공공기술연구회에서 지원하고 한국항공우주연구원에서 시행한 2006년 기본연구사업 “무인기 안전성 향상 핵심기술 연구”과제 수행결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

(1) Matsuzaki, Y., Ueda, T., and Matsushita, H., 1989, “Gust Load Alleviation of a Transport-Type Wing : Test and Analysis", Journal of Aircraft, Vol.19, pp.322-327

(2) Karpel, M., 1990, "Time-Domain Aeroservoelastic Modeling Using Weighted Unsteady Aerodynamic Forces," Journal of Guidance and Control, Vol.13, No.1, pp.30-37

(3) 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.

(4) Baldelli, D. H., Ohta, H. and Nitta K., 1993, "Gust Load Alleviation of an Aeroelastic Wing Model," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.36, No.113, pp.125-142

(5) 이상욱, 김태욱, 황인희, 하철근, 2004, “항공기 날개 돌풍 응답해석 및 완화기법,” 춘계학술발표회 논문집, 한국소음진동공학회, pp.452-456

(6) 이상욱, 김태욱, 김성찬, 황인희, 하철근, 2005, “돌풍하중완화 풍동시험을 위한 돌풍발생장치 설계 및 지상시험,” 추계학술발표회 논문집(수송기계편), 한국소음진동공학회, pp.45-48

(7) 이상욱, 김태욱, 김성찬, 황인희, 하철근, 2006, “유연날개 설계 및 돌풍응답완화 수치해석,” 춘계학술발표회 논문집, 한국소음진동공학회