

유연 날개 설계 및 돌풍응답완화 수치해석

Design and Numerical Analysis of Flexible Wing for Gust Response Alleviation

이상욱[†] · 김태욱* · 김성찬* · 황인희** · 하철근***

Sang-Wook Lee, Tae-Uk Kim, Sung-Chan Kim, In-Hee Hwang, Chul-Keun Ha

Key Words : Flexible Wing(유연 날개), Gust Response Alleviation(돌풍응답완화), Modal Testing(모달 시험), Optimal Control(최적 제어), Output Feedback(출력 피드백), Wind Tunnel Testing(풍동시험)

ABSTRACT

In this study, the method of designing the flexible wing model which will be used for wind tunnel testing of gust response alleviation system was presented. The design concept proposed herein was validated by performing the modal testing of the flexible wing model manufactured for demonstration purpose. In addition, the study on the gust response alleviation using flexible wing control surface was performed. For this purpose, optimal control with output feedback was adopted for designing the control surface controller, and the effects of gust response alleviation was validated by performing the numerical simulation for the representative flexible wing model. The methods proposed and validated in this study can be applied for wind tunnel testing of the flexible wing for gust response alleviation.

1. 서론

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) 축소 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 단계의 연구를 수행하는데 필요한 유연 날개 모델 설계 개념을 제시하였다. 또한, 유연 날개 모델의 설계 개념을 데모 모델 제작 및 진동시험을 통해 실제 풍동시험용 유연

날개 설계/제작 이전에 정립, 검증하여 향후 실제 유연 날개 모델 설계/제작에 활용할 수 있도록 하였다. 또한, 유연 날개 모델의 조종면을 이용해 돌풍응답완화용 출력 피드백 최적 제어를 설계하고, 이에 대한 수치 시뮬레이션을 통해 돌풍응답완화 효과를 확인하였다.

2. 유연 날개 설계

2.1 형상 및 구조개념

돌풍응답완화 풍동시험을 수행할 한국항공우주연구원 아음속풍동의 시험부 크기(너비 : 4m, 높이 : 3m)를 고려하여 유연 날개의 형상과 크기를 Fig.1과 같이 정의하였다. 유연 날개 모델의 스패는 1518mm, 시위는 300mm이며, 설계 및 제작의 용이성을 고려하여 스패 방향의 비틀림각 분포는 고려하지 않았다. 또한, 날개 단면형상은 차후 유연날개 모델 내부에 조종면 구동용 서보모터의 탑재가 용이하도록 두께비(t/c)가 크고 대칭형태인 NACA0018을 사용하였다.

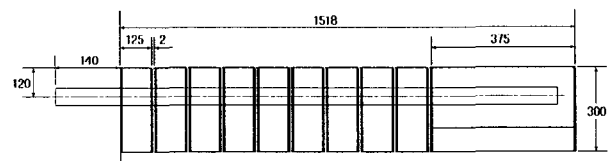


Fig. 1 Conceptual Drawing for Flexible Wing Model (Plan View)

[†] 한국항공우주연구원 항공구조그룹
E-mail : lsw@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2833, Fax : (042) 860-2009

* 한국항공우주연구원 항공구조그룹

** 한국항공우주연구원 항공기술실

*** 울산대학교 항공우주공학과

유연 날개 모델의 구조물 설계시 항공기 날개 구조물에 일반적으로 사용되는 박스형 구조물로 설계할 경우 실제 크기 항공기 날개 구조물의 유연한 진동특성(기본 진동수 10 Hz 이하)을 구현하기 어려우므로, 특정 단면을 갖는 알루미늄 보를 통해 원하는 진동특성을 갖도록 설계하고, 림, 스파, 외피 등으로 구성되는 기본 날개요소를 알루미늄 보에 부착하여 풍동시험에 필요한 날개 단면 형상을 구현하였다. 각각의 기본 날개요소는 알루미늄 보에만 부착하였으며, 기본 날개요소 상호간에는 날개의 변형이나 진동에 의한 상호 접촉을 피하기 위해 약 2mm의 간격을 두었다. 또한, 날개요소 사이의 간격은 풍동시험 수행시 원하지 않은 Cavity 효과를 발생하게 되므로, 날개요소 사이를 우레탄 폼 등으로 채워 날개 구조물의 강성증가를 최소화하면서, 공기역학적인 문제를 해결할 수 있도록 하였다.

2.2 주요 구성 부품 및 조립 방법

유연 날개 모델은 Fig.1과 같이 알루미늄 보 1개, 동일한 기본 날개요소 9개(Section 1~9), 조종면 구동부 1개(Section 10)로 구성되며, 각각의 기본 날개요소와 조종면 구동부는 약 2mm 간격을 두고 떨어져서 개별적으로 알루미늄 보에 체결하는 개념을 사용하였다. 유연 날개 모델을 구성하는 주요 부품 각각의 세부적인 구성은 다음과 같다.

기본 날개요소(Section 1~9)는 날개 단면 형상을 구현하는 구조요소로서 풍동시험시 공기력을 발생시켜 알루미늄 보에 전달하는 역할을 수행한다. 기본 날개요소는 Fig.2에 나타난 것과 같이 림, 스파, 외피 등 총 12개의 부품으로 구성되는 박스형 구조물 형태로, 동일한 9개의 기본 날개요소를 제작하였으며, Joint Board(Fig.2의 부품번호 7)를 이용하여 각각을 알루미늄 보에 장착하였다. 조종면 구동부(Section 10)는 기본 날개요소와 같이 날개 단면 형상을 구현하는 구조요소로서 풍동시험시 발생한 공기력을 알루미늄 보에 전달하는 역할을 수행하며, Rear Spar 뒷부분에 힌지를 통해 조종면을 장착하여 돌풍응답완화를 위한 제어력을 발생시킬 수 있도록 구성하였다. 조종면 구동부의 주요 구성 부품은 Fig.3과 같다.

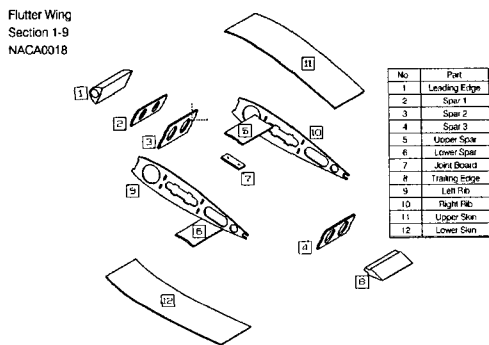


Fig. 2 Structural Components for Typical Wing Section

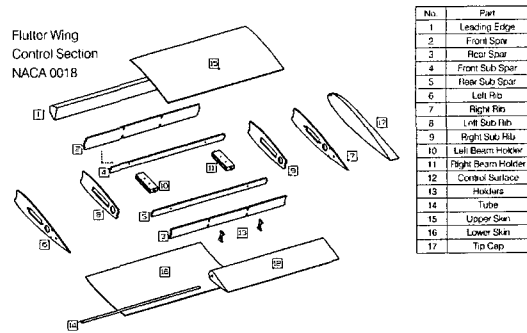


Fig. 3 Structural Components for Control Section

각각의 기본 날개요소는 Fig.2의 Joint Board(No. 7)와 볼트를 이용하여 알루미늄 보에 체결하였으며, 기본 날개요소끼리는 체결하지 않았다. 이때, 기본 날개요소는 알루미늄 보와 볼트를 통해 완전 체결하지 않고, Fig.4에 도식적으로 나타난 것과 같이 Lower Spar(No. 6)와 Joint Board를 관통한 볼트가 알루미늄 보와 볼트 끝단에서만 면 접촉을 하는 방식으로 체결하였으며, 이때, 알루미늄 보와 볼트 끝단의 수평방향 미끄러짐을 최소화할 수 있도록 하였다. 조종면 구동부는 Fig.3 Left Beam Holder(No. 10) Right Beam Holder(No. 11)를 이용하여 알루미늄 보에 체결하였으며, 조종면 구동부는 알루미늄 보와 볼트를 통해 완전 체결하는 것이 아니라, 기본 날개요소 체결방법과 같은 방법으로 두개의 Beam Holder 위치에서 알루미늄 보가 볼트 끝단이 면 접촉을 하는 방식으로 체결하였다.

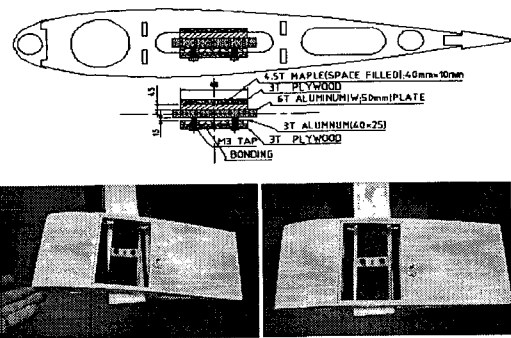


Fig. 4 Wing Section to Aluminum Beam Attachment

2.3 중량 측정 및 모달시험

알루미늄 보, 기본 날개요소와 조종면 구동부를 구성하는 각각의 부품 중량과 조립된 형태의 각각의 기본 날개요소 및 조종면 구동부의 중량을 측정하였으며, 최종적으로 조립된 유연 날개에 대한 총 중량을 측정하여 유연 날개 모델의 중량특성을 분석하였다. 측정결과, 표면 코팅된 각각의 기본 날개요소와 조종면 구동부의 중량은 각각 124g, 375g이었으며, 알루미늄 보의 중량은 1,340g, 최종적으로 조립된

유연 날개의 총 중량은 2,860g을 나타내었다. 설계 착수시 유연 날개 모델의 1차 수직 굽힘 모드의 고유진동수 목표를 5Hz 미만으로 설정하였으며, 이를 검증하기 위해 Fig.5와 같이 유연 날개 모델에 대한 모달시험을 수행하였다. 모달 시험시 총 12개의 가속도계를 사용하였으며, 가진방법으로는 임팩트 해머를 사용하였다. Fig.6은 가진점에서의 주파수 응답함수를 나타낸 것이고, Fig.7은 모달시험을 통해 획득한 유연 날개 모델의 1~4번째 고유진동모드를 나타낸 것이다.

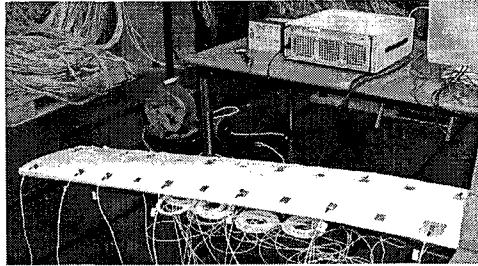


Fig. 5 Modal Test for Flexible Wing Model

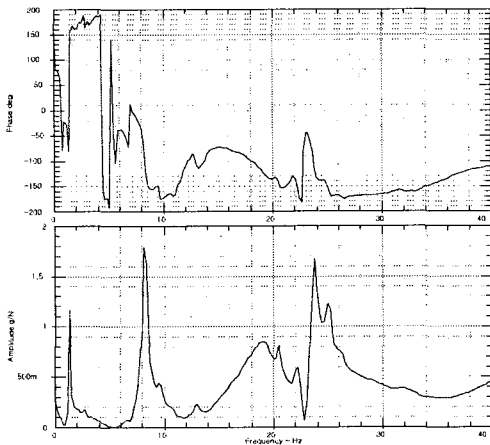


Fig. 6 Driving Point Frequency Response Function

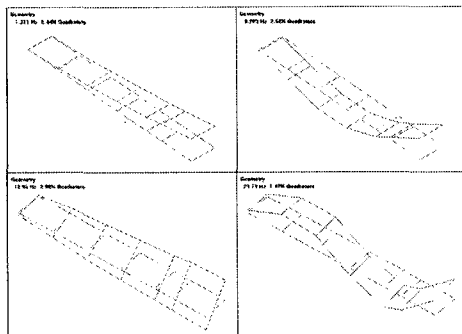


Fig. 7 Mode Shapes for Flexible Wing Model (1~4)

Table 1 Modal Characteristics of Flexible Wing Model

Mode	Frequency (Hz)	Mode Shape
1	1.3	1st Vertical Bending
2	8.2	2nd Vertical Bending
3	13.0	1st Torsion
4	23.8	3rd Vertical Bending

3. 돌풍응답완화 수치해석

3.1 모델링 및 제어기 설계 개념

유연날개 돌풍응답완화 수치해석을 위한 서보 공탄성 모델은 Fig.8에 나타낸 것처럼 공탄성 모델, 조종면 작동기 모델, 돌풍 모델 등으로 구성되며, 측정된 가속도와 변형률 신호를 이용하여 출력 피드백 제어를 하게 된다.

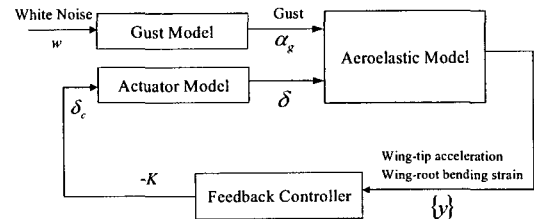


Fig. 8 ASE Model for Gust Response Alleviation

선형시스템 제어관련 설계, 해석 및 시뮬레이션 기법들을 돌풍응답제어에 적용하기 위해서 모든 구성 방정식은 state space 형태로 표현하였다. 이를 위해서는 지정된 마하수, 무차원 진동수 조합에서 미리 계산된 일반화된 공기력 행렬들을 라플라스 영역에서 근사화하는 과정이 필요한데, 본 연구에서는 이를 위해 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. 돌풍응답완화를 위한 제어기 설계에는 최적 제어기법인 LQG 방법을 이용하였으며, 효과적인 돌풍응답 제어를 위해 돌풍의 영향에 특히 민감한 구조진동 모드의 응답을 억제할 수 있는 특정 주파수 가중에 의한 최적제어 기법을 적용하였다⁽⁴⁾.

3.2 수치해석 결과 및 분석

외팔 지지된 유연 날개 해석모델에 대한 돌풍응답완화용 제어기를 설계하고, 이에 대한 수치해석을 통해 설계된 제어기의 돌풍응답완화 효과를 평가하였다. 돌풍응답완화용 서보 공탄성 모델을 구성하기 위해 필요한 구조물의 고유진동모드와 일반화된 공기력 행렬은 MSC/NASTRAN을 이용하여 계산하였다. 돌풍 응답의 경우 저주파 영역에 존재하는 수직 굽힘 및 비틀림 모드가 해석결과에 주요한 영향을 끼치므로, 유연 날개 해석모델의 1~3번째 고유진동모드를 사용하여 서보 공탄성 모델을 구성하였다. 일반화된 공기력 행렬은 마하수 0.2에서 21개의 무차원 진동수 조건 ($k=0.001\sim 1.5$)에서 계산하였으며, 최소 상태 근사법을 통해 8개의 공기력 상태변수를 사용하여 일반화된 공기력 행렬을 라플라스 영역에서 근사화하였다.

설계된 유연날개 돌풍응답완화 제어기의 성능을 평가하기 위해 서보 공탄성 closed loop 시스템에 대한 수치해석을

수행하여 open loop 시스템의 경우와 비교하였다. 해석 조건으로는 공기흐름 속도(V) 15m/s, 수직 돌풍속도(σ_w) 0.5m/s, 돌풍 규모(L) 2m를 사용하였다. Fig. 9는 랜덤 돌풍 입력에 대한 가속도와 변형률의 과도 응답을 나타낸 것이고, Fig. 10은 돌풍응답 PSD를 나타낸 것인데, 돌풍응답 완화 시스템을 작동시킨 경우 저주파수 대역에서 랜덤 돌풍 입력에 대한 응답이 현저하게 완화됨을 알 수 있다. 이상의 수치해석 결과로부터 돌풍응답완화를 위한 서보 공탄성 모델링 및 이를 통해 설계된 출력 피드백을 이용한 최적 제어기의 성능을 검증할 수 있다.

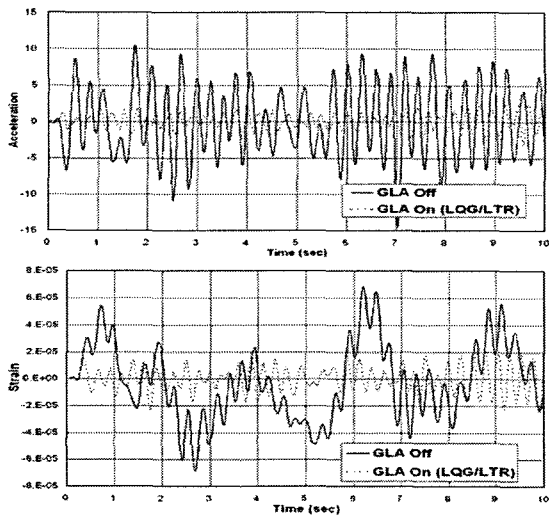


Fig. 9 Transient Reponse for Dryden Gust Model

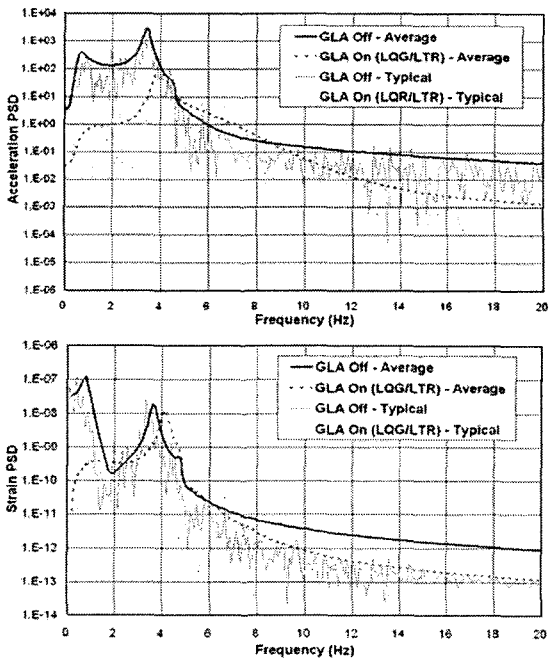


Fig. 10 PSD Reponse for Dryden Gust Model

4. 결론

본 연구에서는 유연 날개의 돌풍응답을 조종면 제어를 통해 완화하는 시스템을 풍동시험을 통해 검증하는데 필요한 유연 날개 모델의 설계/제작 개념을 제시하고, 제작된 유연 날개 모델에 대한 모달시험을 통해 설계 착수시 설정한 목표 고유진동수 충족여부를 확인하였다. 또한, 조종면을 이용한 돌풍응답완화용 출력 피드백 최적 제어기를 설계하고, 이에 대한 수치 시뮬레이션을 통해 돌풍응답완화 효과를 확인하였다. 본 연구에서 제시된 유연 날개 설계/제작방법과 조종면을 이용한 돌풍응답완화용 제어기 설계기법은 돌풍응답완화 풍동시험에 사용할 유연 날개 설계/제작 및 돌풍응답완화용 실시간 제어시스템 구성에 직접 활용될 것이다.

참고 문헌

- (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, 김성찬, 황인희, 하철근, 2005, "돌풍하중완화 풍동시험을 위한 돌풍발생장치 설계 및 지상시험," 추계학술발표회 논문집(수송기계편), 한국소음진동공학회, pp.45-48