

슬라이딩 모드 제어기법을 이용한 3차원 유연날개 돌풍응답 제어

Gust Response Alleviation of a Three-dimensional Flexible Wing using Sliding Mode Control

이상욱* · 석진영†

Sang-Wook Lee and Jinyoung Suk

Key Words : Sliding Mode Control(슬라이딩 모드 제어), Gust Response Alleviation(돌풍 응답 완화), Three-dimensional Flexible Wing(3차원 유연날개), Aeroservoelastic Model(서보공탄성 모델)

ABSTRACT

In this study, active control system using sliding mode control method is presented to achieve the gust response alleviation of a three-dimensional flexible wing model. For this purpose, aeroservoelastic model which is composed of aeroelastic plant, control surface actuator model, and gust model depicting the atmospheric turbulence is formulated in the state space. The aerodynamic force generated by the motion of a trailing edge control surface of a flexible wing is made use of as control means. An active control system combining state feedback sliding mode controller and state estimator based on measured responses such as wing tip acceleration and wing root strain is designed for gust response alleviation of a flexible wing aeroservoelastic model. The performance of the controller designed is demonstrated via numerical simulation for the representative flexible wing model under gust loading conditions

1. 서 론

기 호 설 명

- $[M_s], [B_s], [K_s]$: 일반화된 질량, 감쇠, 강성행렬
- $[Q_s], [Q_c], [Q_G]$: 일반화된 비정상 공기력행렬
- $\{\xi\}, \{\dot{\xi}\}, \{\ddot{\xi}\}$: 일반화된 변위, 속도, 가속도벡터
- q : 동압 (dynamic pressure)
- δ : 조종면 제어 입력
- w_g : 돌풍 속도
- V : 항공기 비행속도
- σ_{wg} : 돌풍 속도 RMS 값
- L : 돌풍 크기 (scale of turbulence)
- τ_g : L/V
- w : 백색 잡음 (white noise)

최근 항공 분야에서는 공중에서 장시간 체공하면서 정찰 등의 임무를 수행할 수 있는 항공기 개발이 세계적으로 활발히 진행되고 있다. 장시간 체공을 위해서는 좋은 공기역학적인 특성(높은 양력 대 항력비)을 가지도록 가로세로비가 큰 날개를 사용하며, 구조물 경량화 요구조건도 기존 항공기보다 훨씬 가혹하여 날개 구조물이 매우 유연해진다. 이러한 유연날개는 비행 중 불가피하게 작용하는 돌풍 등의 외란에 기존 날개보다 더욱 민감하게 반응하고, 플러터와 같은 공탄성 안정성 측면에서도 상대적으로 취약하다. 이에 대한 수동적인 대처 방안으로는 구조물 보강, 형상 변경, 질량 밸런싱(Mass Balancing) 등이 있으나, 이 경우 기체 중량이 증가하거나 항공기 성능이 저하되는 단점이 있다. 이에 따라 에일러론과 같은 날개 뒷전 조종면이나 압전 재료 등의 지능 구조물을 이용해 비행 중인 유연날개의 동적 응답을 능동적으로 완화하려는 연구가 지속적으로 수행되고 있다⁽¹⁾⁻⁽⁴⁾.

† Corresponding Author ; Member, Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University
E-mail : jsuk@cnu.ac.kr

Tel : +82-42-821-6685, Fax : +82-42-825-9225

* Member, Korea Aerospace Research Institute

슬라이딩 모드 제어기법은 시스템 모델의 불확실성과 외란에 대해 강한 특성을 갖기 때문에⁽⁵⁾, 비행 중인 유연날개의 돌풍 응답과 같은 공탄성 시스템의 능동 제어 문제에 적용하기 좋은 방법이다. 슬라이딩 모드 제어 기법을 적용한 공탄성 시스템의 능동 제어 관련 기존 연구들은 대부분 2차원 날개를 대상으로 수행되었지만⁽⁶⁾⁻⁽¹⁰⁾, 본 연구에서는 항공기 구조 개념을 모사한 3차원 유연날개에 대한 서보공탄성 모델링을 수행하고, 이에 대한 조종면을 이용한 제어시스템을 설계하여, 실제 항공기 유연날개에서도 활용할 수 있도록 하였다. 유연날개 돌풍응답 완화를 위한 능동 제어시스템은 상태 변수 피드백 슬라이딩 모드 제어기와 유연날개에서 측정된 가속도, 변형률 등의 출력 값으로부터 상태 변수를 추정하는 관측기를 조합해 구성하였다. 마지막으로 돌풍 외란 조건에서 유연날개 모델의 공탄성 응답 시뮬레이션을 통해 제어기 성능을 확인하였다.

2. 시스템 모델링 및 제어기 설계

Fig. 1은 유연날개 돌풍 응답과 같은 공탄성 현상의 능동 제어를 위한 시스템 개략도를 나타낸 것이다. 이와 같은 능동 제어시스템에서 시스템 모델은 공탄성 모델, 조종면 작동기 모델, 돌풍 모델로 구성되는 서보공탄성 모델이다. 본 논문에서는 다양한 제어기 설계 기법을 활용할 수 있도록 서보공탄성 모델을 상태 공간 형태로 유도하고, 이에 대한 제어기를 슬라이딩 모드 제어기법을 이용해 설계하였다.

2.1 시스템 모델링

비행 중 작용하는 돌풍 등의 외란과 조종면 작동시 발생하는 공기력을 고려한 유연날개의 공탄성 지배방정식은 모달 영역에서 식 (1)과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} [M_s]\{\ddot{\xi}\} + [B_s]\{\dot{\xi}\} + [K_s]\{\xi\} \\ = q([Q_s]\{\xi\} + [Q_c]\delta + [Q_G]\frac{w_g}{V}) \end{aligned} \quad (1)$$

식 (1)에서 일반화된 비정상 공기력 행렬들은 주파수 영역에서 사용자가 지정한 마하수, 무차원 진동수 조합에서 계산되므로, 식 (1)을 상태 공간 형태로 표현하기 위해서는 공기력 행렬들을 라플라스 영역으로 근사화해야 한다. 이를 위해 본 연구에서는 Karpel 등이⁽¹¹⁾⁻⁽¹²⁾ 제시한 최소 상태 근사법을 사용하여, 식 (1)을 식 (2)와 같이 상태 공간 형태로 정리하였다.

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

여기서, $\{x_s\} = \{\xi, \dot{\xi}, x_a\}^T$, $\{u_s\} = \{\delta, \dot{\delta}, \ddot{\delta}\}^T$, $\{w_G\} = \{w_g, \dot{w}_g\}^T$ 이고, x_a 는 공기력 근사화 과정에서 발생하는 공기력 상태변수를 나타낸다.

조종면 작동기 모델은 3차의 전달함수로 모델링할 수 있으며, 이를 상태 공간 형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\dot{\{x_c\}} = [A_c]\{x_c\} + [B_c]\delta_c \quad (3)$$

식 (3)에서 $\{x_c\} = \{\delta, \dot{\delta}, \ddot{\delta}\}^T$ 를 나타낸다.

불규칙한 외란으로 작용하는 돌풍은 PSD 함수 형태로 정의할 수 있는데, 항공 분야에서 많이 사용되는 Dryden 돌풍 모델의 PSD 함수는 식 (4)와 같다⁽¹³⁾.

$$\Phi_{w_g}(\omega) = \sigma_{w_g}^2 \frac{\tau_g}{\pi} \frac{1 + 3(\tau_g \omega)^2}{[1 + (\tau_g \omega)^2]^2} \quad (4)$$

식 (4)는 백색 잡음을 입력, 돌풍 속도를 출력으로 하여 상태 공간에서 식 (5)와 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{\{x_g\}} = [A_g]\{x_g\} + \{B_g\}w \quad (5)$$

$$\{y_g\} = [C_g]\{x_g\}$$

여기서, $\{y_g\}$ 는 $\{w_g, \dot{w}_g\}^T$ 이다.

Augmented 상태 벡터 $\{x\}$ 를 $\{x_s^T, x_c^T, x_g^T\}^T$ 로 정의하면, 식 (2), (3), (5)를 결합하여 서보공탄성 모델을 다음과 같이 상태 공간 형태로 정리할 수 있다.

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

$$\{y\} = [C]\{x\}$$

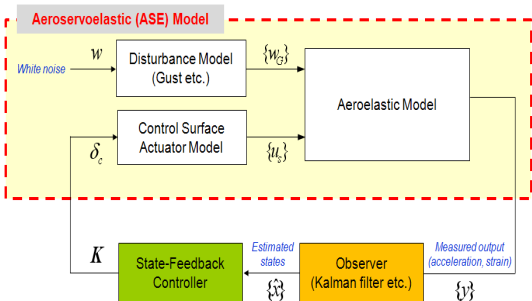


Fig. 1 Schematic of active aeroelastic control system

2.2 슬라이딩 모드 제어기 설계

유연날개 돌풍응답 완화를 위한 능동 제어시스템은 상태 변수 피드백 슬라이딩 모드 제어기와 유연날개에서 측정된 가속도, 변형률 등의 출력 값으로부터 상태 변수를 추정하는 관측기를 조합해 구성하였다. 여기서는, 상태 변수 피드백 슬라이딩 모드 제어기를 설계하는 과정을 기술하였다. 유연날개 돌풍응답 완화 문제는 돌풍과 같은 외란 조건에서도 시스템 응답을 최소화하는 제어기를 설계하는 것이므로, 제어기 설계를 위한 기준 방정식은 식 (7)과 같이 표현할 수 있다.

$$\{\dot{x}\} = [A]\{x\} + [B]\{u\} \quad (7)$$

슬라이딩 모드 제어기 설계의 첫 번째 과정인 슬라이딩 평면 설계를 위해, 식 (8)과 같은 선형 변환을 통해 식 (7)을 정칙 형식(Regular Form)으로 변환한다.

$$\{z\} = [T_r]\{x\} = \{z_1^T \ z_2^T\}^T \quad (8)$$

식 (8)에서 $[T_r]$ 은 $[T_r][B] = [0 \ B_2^T]^T$ 가 되는 특성을 갖는 직교 행렬로서, 이를 이용하면 식 (7)은 다음과 같이 정칙 형식으로 변환할 수 있다.

$$\{\dot{z}\} = \begin{Bmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{z}_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ B_2 \end{bmatrix} \{u\} \quad (9)$$

슬라이딩 평면을 정의하는 스위칭 함수(Switching Function)는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \{\sigma\} &\equiv [S]\{x\} \\ &= [S_1 \ S_2]\{z\} = [S_2][M_m \ I][T_r]\{x\} \end{aligned} \quad (10)$$

식 (10)에서 $[S_1] = [S_2][M_m]$, $[S_2][B_2] = [A]$ 가 되도록 가정하였는데, $[A]$ 는 대각 행렬로서 설계 변수이다. $[M_m]$ 행렬은 다음 성능지수가 최소화되도록 결정하였다.

$$\begin{aligned} J &= \frac{1}{2} \int_{t_s}^{\infty} \{x\}^T [Q] \{x\} dt \\ &= \frac{1}{2} \int_{t_s}^{\infty} \{z\}^T [\bar{Q}] \{z\} dt \end{aligned} \quad (11)$$

여기서, $[Q]$ 는 양 한정(Positive Definite) 대칭 행렬로 설계 변수이며, 본 연구에서는 성능지수가 시스템의 에너지를 모사할 수 있도록 $[Q]$ 행렬을 선정하였다. $[\bar{Q}]$ 는 변환된 양 한정 대칭 행렬로 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$[\bar{Q}] = [T_r][Q][T_r]^T = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} \end{bmatrix} \quad (12)$$

식 (9)~(12)를 이용하면, 식 (11)의 성능지수를 최소화하는 $[M_m]$ 행렬을 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$[M_m] = [\bar{Q}_{22}]^{-1}([A_{12}]^T [P^*] + [\bar{Q}_{21}]) \quad (13)$$

식 (13)에서 $[P^*]$ 는 식 (14)의 양의 한정 해이다.

$$\begin{aligned} &[\bar{A}]^T [P^*] + [P^*][\bar{A}] + [\bar{Q}^*] \\ &- [P^*][A_{12}][\bar{Q}_{22}]^{-1}[A_{12}]^T [P^*] = 0 \end{aligned} \quad (14)$$

여기서, $[\bar{A}]$, $[\bar{Q}^*]$ 는 각각 $[A_{11}] - [A_{12}][\bar{Q}_{22}]^{-1}[\bar{Q}_{21}]$, $[\bar{Q}_{11}] - [\bar{Q}_{12}][\bar{Q}_{22}]^{-1}[\bar{Q}_{21}]$ 를 나타낸다.

이제, 슬라이딩 평면에 유한 시간에 도달해서 슬라이딩 모드를 계속 유지할 수 있도록 하는 제어법칙 설계를 위해 식 (15)와 같은 변환을 식 (9)에 적용하면, 변환된 지배방정식을 식 (16)과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{\sigma} \end{Bmatrix} = [T_i] \begin{Bmatrix} z_1 \\ \sigma \end{Bmatrix} \quad (15)$$

$$\begin{Bmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{\sigma} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{A}_{11} & \hat{A}_{12} S_2^{-1} \\ S_2 \hat{A}_{21} & S_2 \hat{A}_{22} S_2^{-1} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} z_1 \\ \sigma \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ A \end{bmatrix} \{u\} \quad (16)$$

식 (16)에서, $[\hat{A}_{11}] = [A_{11}] - [A_{12}][M_m]$, $[\hat{A}_{12}] = [A_{12}]$, $[\hat{A}_{21}] = [M_m][A_{11}] + [A_{21}] - [A_{22}][M_m] - [M_m][A_{12}][M_m]$, $[\hat{A}_{22}] = [M_m][A_{12}] + [A_{22}]$ 이다. 식 (16)을 이용하면 슬라이딩 모드 제어기의 선형과 비선형 성분을 각각 식 (17), (18)과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \{u_i\} &= -[A]^{-1}([S_2][\hat{A}_{21}]\{z_1\} \\ &+ ([S_2][\hat{A}_{22}][S_2]^{-1} - [\Phi^*])\{\sigma\}) \end{aligned} \quad (17)$$

$$\{u_{nl}\} = -\eta_n [A]^{-1} \frac{[\bar{F}]\{\sigma\}}{\|[\bar{F}]\{\sigma\}\| + \Delta} \quad (18)$$

여기서, $[\Phi^*]$ 는 임의의 안정한 행렬, η_n 는 양의 스칼라 함수로 모두 설계 변수이며, Δ 는 양의 스칼라 상수로 제어 입력의 채터링 현상을 방지하는 역할을 한다. 또한, $[\bar{F}]$ 는 다음 Lyapunov 방정식의 양의 한정 해이다.

$$[\bar{F}][\Phi^*] + [\Phi^*]^T [\bar{F}] = -[I] \quad (19)$$

3. 수치해석 및 결과 분석

3.1 해석 모델

Fig. 2는 수치해석에 사용된 외팔 지지된 3차원 유연 날개 해석 모델을 나타낸 것으로, 왼쪽은 유한요소 모델, 오른쪽은 공기력 모델을 나타내며, 음영 표시된 부분은 돌풍응답 완화를 위한 제어력을 발생시키는 유연날개 뒷전 조종면(에일러론)이다. 서보 공탄성 모델을 구성하기 위해서는 구조물의 고유 진동모드 및 이와 관련된 일반화된 공기력 행렬을 계산해야 하는데, 이 부분에는 MSC/NASTRAN을 이용하였다. 비정상 공기력 계산 방법으로는 MSC/NASTRAN에서 제공하는 DLM (Doublet Lattice Method)을 적용하였다.

유연날개 돌풍응답에는 저주파 영역의 수직 굽힘 및 비틀림 모드가 많은 영향을 끼치므로, 서보 공탄성 모델링 과정에서 구조물 고유 진동모드는 저차의 3개 모드(1차 수직 굽힘, 2차 수직 굽힘, 1차 비틀림)를 고려하였다. 일반화된 공기력 행렬의 계산은 마하수 0.2에서 21개의 무차원 진동수 조건(0.001~1.5)에서 수행하였으며, MSC/NASTRAN을 이용해 주파수 영역에서 계산된 일반화된 공기력 행렬은 최소 상태 근사법을 통해 라플라스 영역으로 근사화하였다. 이 과정에서 9개의 공기력 상태 변수가 추가되었다. 해석 모델 관련 보다 상세한 정보는 참고문헌 [14]에 기술되어 있다.

3.2 수치해석 및 결과 분석

3차원 유연날개에 대한 서보 공탄성 모델을 검증하기 위해 돌풍 응답 해석을 서보 공탄성 Open Loop 시스템을 이용해 수행하고, 그 결과를 NASTRAN 해석결과와 비교하였다. 이때, 비행속도(V)는 15m/s를 사용하였다. Fig. 3는 최대 돌풍속도(w_y) 0.5m/s인 $1-\cos$ 형태의 돌풍을 지날 때 유연날개의 가속도, 변형률 시간 응답을 비교한 것인데, 두 가지 해석결과가

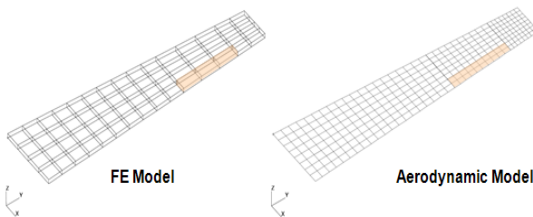


Fig. 2 Three-dimensional flexible wing model

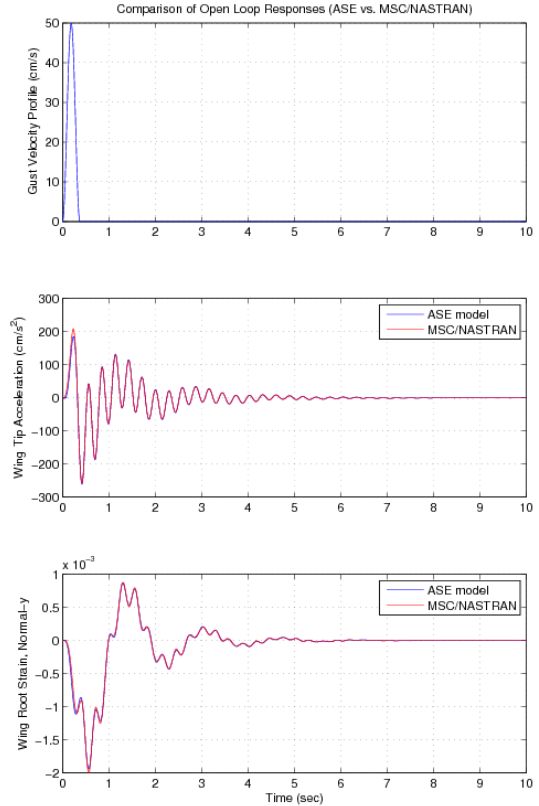


Fig. 3 Open-loop response to (1-cos) gust

Table 1 Open-loop RMS response for random gust (NASTRAN vs. ASE model)

Response	NASTRAN	ASE Model	Error(%)
Acceleration	426.65	433.62	1.6%
Strain (ϵ_x)	1.06e-4	1.07e-4	0.8%
Strain (ϵ_y)	2.64e-3	2.68e-3	1.3%
Strain (γ_{xy})	5.95e-4	5.90e-4	-0.9%

잘 일치하고 있다. Table 1은 $\sigma_{wg} = 0.5m/s$, $L = 2m$ 인 랜덤 돌풍에 의한 가속도, 변형률의 응답 RMS 값을 비교하여 나타낸 것인데, 두 가지 해석결과가 최대 2% 정도의 오차로 잘 일치하고 있다. Fig. 3, Table 1에서 가속도는 날개 끝단에서의 수직 성분이고, 변형률은 날개 지지부 뒷면 외피에서의 값을 나타낸다.

유연날개 돌풍응답 제어기의 성능을 평가하기 위해 피드백 제어(Closed Loop) 시스템과 Open Loop 시스템 각각에 대해 수치 해석을 수행 후 그 결과를 비교하였다. 유연날개 돌풍응답 완화를 위한 제어시

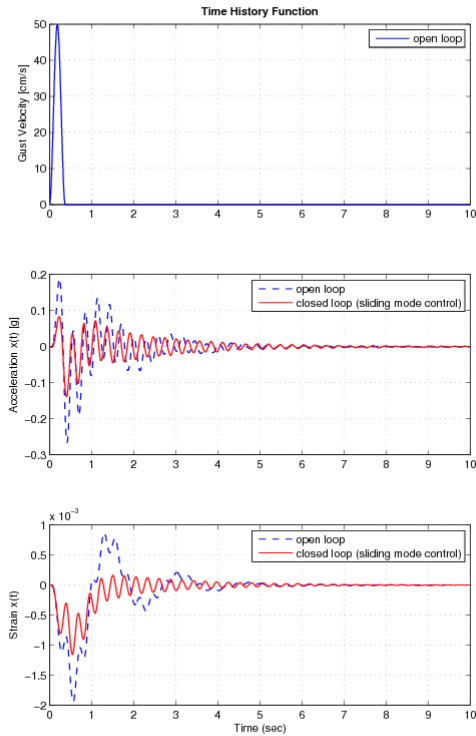


Fig. 4 Time response to (1-cos) gust

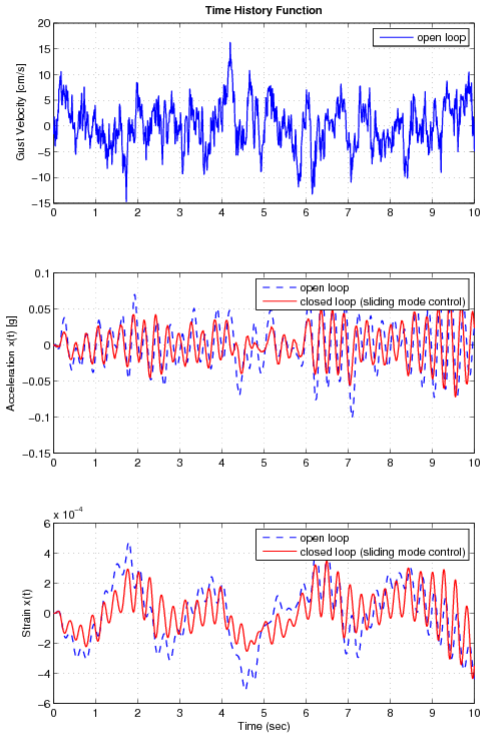


Fig. 5 Time response to random gust

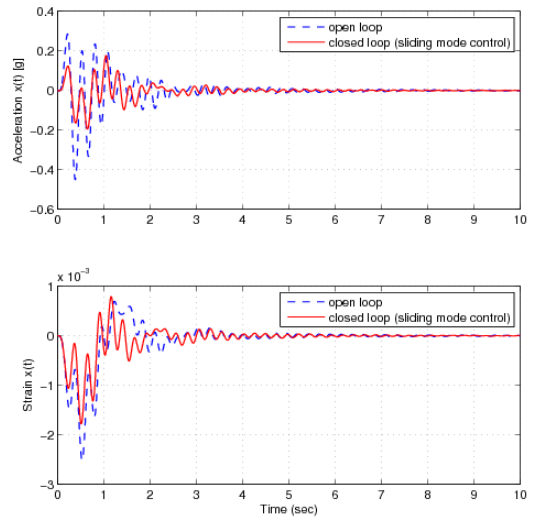


Fig. 6 Time response to (1-cos) gust at off-design condition ($V = 18\text{m/s}$)

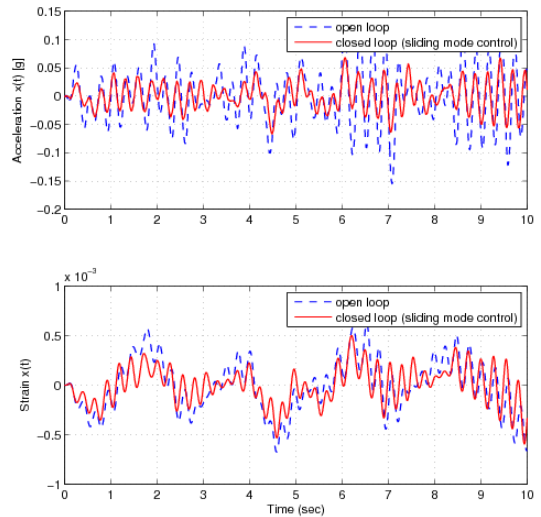


Fig. 7 Time response to random gust at off-design condition ($V = 18\text{m/s}$)

시스템은 $V = 15\text{m/s}$ 조건에서 설계하였다. Fig. 4, 5는 제어기 설계 조건에서 1-cos 돌풍과 랜덤 돌풍 입력에 대한 유연날개의 시간 응답을 각각 나타낸 것이다. 돌풍응답 제어기를 작동시킨 경우, 가속도와 변형률 동적 응답이 모두 완화된 것을 알 수 있다. Fig. 6, 7은 제어기 설계 조건을 벗어난 상태에서 1-cos 돌풍과 랜덤 돌풍 입력에 대한 유연날개의 가속도 및 변형률 응답을 나타낸 것인데, 이 경우에도 응답 완화 효과가 있음을 확인할 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 3차원 유연날개의 돌풍응답 제어시스템을 슬라이딩 모드 제어기법을 이용해 구성하였다. 이를 위해 유연날개 서보공탄성 모델링 방법을 제시하고, $1 - \cos$ 형태와 랜덤 돌풍에 대한 응답 해석 결과를 상용 소프트웨어 해석 결과와 비교하여 제시한 방법을 검증하였다. 마지막으로 유연날개 서보공탄성 모델에 대해 뒷전 조종면을 이용한 동적 응답 완화용 슬라이딩 모드 제어기를 설계하고, 이에 대한 수치 해석을 통해 돌풍응답 완화 효과를 확인하였다. 본 연구에서 제시된 3차원 유연날개 서보공탄성 모델링과 돌풍응답 완화 제어기 설계 기법은 향후 다양한 능동 제어기법과 연계하여 전기비행기, 장기체공 무인항공기 등 초경량 비행체 개발에 응용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부 차세대 중형항공기 핵심기술 개발사업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

(1) Dillsaver, M. J., Cesnik, C. E.S. and Kolmanovsky I. V., 2011, Gust Load Alleviation Control for Very Flexible Aircraft, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, AIAA-2011-6368

(2) Scott, R. C., Castelluccio, M. A., Coulson, D. A. and Heeg, J., 2011, Aeroservoelastic Wind-Tunnel Test of a Free-Flying Joined-Wing Sensorcraft Model for Gust Load Alleviation, 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA-2011-1960.

(3) Penning, K. B., Zink, P. S., Wei, P., De La Garza, A. P. and Love, M. H., 2008, GLA and Flutter Suppression for a Sensorcraft Class Concept Using System Identification, 26th AIAA Applied Aerodynamic Conference, AIAA-2008-7188.

(4) Na, S. and Jeong, I., 2005, Response Characteristics of Aeroelastic Systems Using Robust Controller, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration

Engineering, Vol. 15, No. 4, pp. 437~444.

(5) Edwards, C. and Spurgeon, S., 1998, Sliding Mode Control : Theory and Applications, Taylor & Francis Group, LLC, Boca Raton.

(6) Chen, C., Chang, C. and Yau, H., 2012, Design of Dynamic Sliding Mode Controller to Aeroelastic Systems, Applied Mathematics & Information Sciences, An International Journal, Vol. 6, No. 1, pp. 89~98.

(7) Song, C., Wu, Z. and Yang, C., 2010, Active Flutter Suppression of a Two-Dimensional Airfoil Based on Sliding Mode Control Method, 3rd International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics (ISSCAA), pp. 1146~1150.

(8) Na, S., Marzocca, P., Librescu, L., Bong, K., Yoon, G. and Rubillo, C., 2007, Sliding Mode Aeroelastic Control of Supersonic 2-D Flapped Lifting Surfaces, 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA-2007-2349.

(9) Degaki, T. and Suzuki, S., 2001, Sliding Mode Control Application for Two-Dimensional Active Flutter Suppression, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 43, No. 142, pp. 174~181.

(10) Na, S., Song, J., Choo, J. and Qin, Z., 2011, Dynamic aeroelastic response and active control of composite thin-walled beam structures in compressible flow, Journal of Sound and Vibration, Vol. 330, No. 21, pp. 4998~5013.

(11) Hoadley, S. T. and Karpel M., 1991, Application of Aeroservoelastic Modeling Using Minimum-State Unsteady Approximations, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 14, No. 2, pp. 1267~1276.

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

(13) Hoblit, F. M., 1988, Gust Loads on Aircraft : Concepts and Applications, AIAA, Inc., Reston

(14) Lee, S. W., Kim, T. and Hwang, I. H., 2004, Computation and Extraction of Generalized Aerodynamic Matrices for Aeroelastic Analysis and Control, Aerospace Engineering and Technology, Vol. 3, No. 1, pp. 1~8.