

슬라이딩 모드 제어기법을 이용한 유연날개 동적 응답 제어

Dynamic Response Control of a Flexible Wing using Sliding Mode Control

이상욱* · 석진영†

Sang-Wook Lee and Jinyoung Suk

Key Words : Dynamic Response Control(동적 응답 제어), Flexible Wing(유연 날개), Gust Loads Alleviation(돌풍 하중 경감), Sliding Mode Control(슬라이딩 모드 제어), Aeroservoelastic Model(서보공탄성 모델)

ABSTRACT

In this study, dynamic response control of a flexible wing such as gust loads alleviation using sliding mode control method is presented. To achieve this purpose, trailing edge control surface of a flexible wing is used as control means generating the aerodynamic control force. Aeroservoelastic (ASE) model consisting of aeroelastic plant, control surface actuator model, and gust model depicting the atmospheric turbulence is formulated in the state space. A sliding mode controller based on the estimated state vector is designed for active dynamic response control of flexible wing aeroservoelastic model. The performance of the controller designed is demonstrated via numerical simulation for the representative flexible wing model under atmospheric turbulence loading.

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
- $\{\xi\}$: 일반화된 좌표
- δ : 조종면 제어 입력
- w_g : 돌풍 속도
- V : 항공기 비행속도
- q : 동압 (dynamic pressure)
- σ_{wg} : 돌풍 속도 RMS 값
- L : 돌풍 크기 (scale of turbulence)
- τ_g : L/V
- w : 백색 잡음 (white noise)

높은 고도에서 장시간 제공할 수 있는 성능과 같은 최신 항공기의 고성능 요구조건들은 비행체 설계를 더욱 어렵고 복잡하게 한다. 장시간 체공을 위해서는 높은 양항비(Lift over Drag)를 가지도록 날개의 가로세로비(Aspect Ratio)가 커지게 되며, 구조물 경량화 요구조건도 기존 항공기보다 훨씬 가혹하여 날개 구조물이 매우 유연해지게 된다. 이러한 유연 날개는 비행 중 불가피하게 작용하는 돌풍 등의 외란에 더욱 민감하게 반응하고, 플러터와 같이 공기력, 탄성력, 관성력이 상호 작용하여 발생하는 공탄성 안정성 측면에서 취약하다. 이에 따라 항공 업계에서는 에일러론(Aileron), 엘리베이터(Elevator)와 같은 조종면이나 지능 구조물 등을 이용하여 비행 중인 유연 날개의 동적 응답을 능동적으로 저감하려는 연구가 지속되고 있다⁽¹⁾⁻⁽⁴⁾.

다양한 제어기법 가운데 슬라이딩 모드 제어기법은 시스템 모델의 불확실성과 외란에 대해 강인한 특성을 갖고, 다변수 시스템에 대해서도 체계적인 제어기

† 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

설계방법을 제공하기 때문에⁽⁵⁾, 비행 중인 유연날개의 동적 응답과 같은 공탄성 응답 능동 제어 문제에 적용하기 좋은 방법이다. 하지만, 슬라이딩 모드 제어 기법을 이용한 공탄성 응답 능동 제어에 관한 연구는 2차원 날개(에어포일)를 대상으로 한 것이 대부분이며⁽⁶⁾⁻⁽⁹⁾, 3차원 유연날개에 대한 연구는 최근에 유연날개를 복합재 박막 보로 모델링하고 날개 포면에 분포된 압전 재료로 제어력을 발생시켜 공탄성 응답을 저감하는 연구가 수행되었다⁽¹⁰⁾.

본 논문에서는 유연날개의 동적 응답 저감을 위한 능동 제어시스템을 슬라이딩 모드 제어기법을 이용해 설계하였다. 제어력으로는 유연날개 뒷전 조종면인 에일러론에서 발생하는 공기력을 이용하였다. 이를 위해 공탄성 모델, 조종면 작동기 모델, 돌풍 모델로 구성되는 서보 공탄성 모델링을 수행하였다. 동적 응답 저감을 위한 능동 제어시스템은 상태 변수 피드백 슬라이딩 모드 제어기와 유연날개에서 측정된 가속도, 변형률 등의 출력 값으로부터 상태 변수를 추정하는 칼만 필터를 조합해 구성하였다. 마지막으로 돌풍 외란 조건에서 유연날개 모델의 공탄성 응답 시뮬레이션을 통해 제어기 성능을 확인하였다.

2. 시스템 모델링 및 제어기 설계

2.1 서보 공탄성 모델링

유연날개의 돌풍 응답이나 플러터와 같은 공탄성 현상의 능동 제어를 위해서는 Fig. 1과 같이 유연날개에서 측정된 가속도, 변형률 등의 출력 신호를 이용한 피드백 제어시스템을 사용한다. 유연날개 동적 응답 제어시스템 설계 시 공탄성 모델, 조종면 작동기 모델, 돌풍 모델로 구성되는 서보 공탄성 모델은 시스템 플랜트 역할을 한다. 본 논문에서는, 제어기 설계에 다양한 기법을 활용할 수 있도록 서보 공탄성 모델 지배방정식을 상태 공간 형태로 유도하였다.

유연날개의 공탄성 지배방정식은 식 (1)과 같이 모달 영역에서 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 공기력 행렬들은 주파수 영역에서 사용자가 지정한 마하수, 무차원 진동수 조합에서 계산

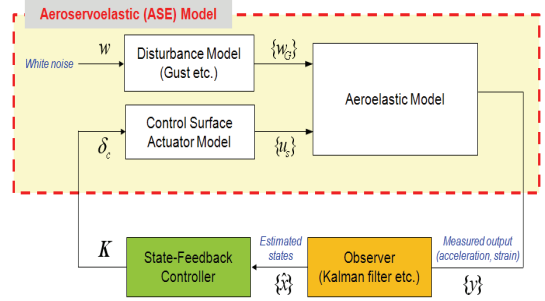


Fig. 1 Schematic of active aeroelastic control system

되므로, 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.

비행 중 항공기에 작용하는 돌풍은 랜덤 외란으로 PSD(Power Spectral Density) 함수 형태로 정의되는데, 항공 분야에서 주로 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)와 같은 PSD 함수는 백색 잡음과 돌풍 속도의 전달함수 형태로 표현할 수 있고, 이는 다시 상태 공간 형태로 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.

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

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

식 (6)에서 $\{y\}$ 는 유연날개에서 측정된 응답 값으로, 본 연구에서는 날개 끝단 가속도와 지지부 변형률을 사용하였다.

2.2 슬라이딩 모드 제어기 설계

유연날개 동적 응답 완화 문제는 비행 중 작용하는 돌풍과 같은 랜덤 외란 조건에서도 응답을 최소화할 수 있는 제어기를 설계하는 것으로 생각할 수 있다. 따라서, 유연날개 동적 응답 완화 제어기 설계를 위한 서보공탄성 지배방정식은 식 (7)과 같이 표현할 수 있다.

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

슬라이딩 모드 제어기 설계 과정은 바람직한 슬라이딩 모드 특성을 갖도록 슬라이딩 평면을 정하는 단계와 슬라이딩 평면에 유한 시간에 도달해서 슬라이딩 모드를 계속 유지할 수 있도록 하는 제어법칙을 결정하는 단계로 구분할 수 있다. 슬라이딩 평면 설계를 위해 식 (8)과 같은 선형 변환을 통해 식 (7)을 정칙 형식(Regular Form)으로 변환한다.

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

식 (8)에서 $[T_r]$ 은 $[B]$ 행렬을 QR 인수분해한 뒤에 행 재정렬 과정을 통해 구할 수 있는 직교 행렬로, $[T_r][B] = \begin{bmatrix} 0 & B_2^T \end{bmatrix}^T$ 가 되는 특성을 가지고 있다. 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 함수는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\{\sigma\} \equiv [S]\{x\} \quad (10)$$

$$\equiv [S_1 \ S_2]\{z\} = [S_2][M_m \ I][T_r]\{x\}$$

식 (10)에서 $[S_1] = [S_2][M_m]$ 으로 가정하였다. 본 연구에서 $[S_2]$ 행렬은 $[S_2][B_2] = [A]$ 가 되도록 결정하였는데, $[A]$ 는 대각 행렬로서 설계 변수이다. $[M_m]$ 행렬은 식 (11)과 같은 성능지수가 최소화되도록 결정하였다.

$$J = \frac{1}{2} \int_{t_s}^{\infty} \{x\}^T [Q] \{x\} dt \quad (11)$$

$$= \frac{1}{2} \int_{t_s}^{\infty} \{z\}^T [\bar{Q}] \{z\} dt$$

여기서, $[Q]$ 는 양 한정(Positive Definite) 대칭 행렬로 설계 변수이며, 본 연구에서는 성능지수가 시스템의 운동 에너지와 변형에너지를 묘사할 수 있도록 $[Q]$ 행렬을 선정하였다. $[\bar{Q}]$ 는 변환된 양 한정 대칭 행렬로 식 (8)을 이용하여 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, 시스템이 슬라이딩 모드에 따라 거동할 때 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 다음의 대수 리카티(Riccati) 방정식의 양의 한정 해이다.

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

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, 제어법칙 설계를 위해 식 (15)와 같은 변환을 식 (9)에 적용하면, 변환된 지배방정식을 식 (16)과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{\sigma} \end{Bmatrix} = [T_l] \begin{Bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{Bmatrix} \quad (15)$$

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

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. 이제, 식 (16)을 이용하면 슬라이딩 모드 제어기의 선형과 비선형 파트를 각각 식 (17), (18)과 같이 구할 수 있다.

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

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

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

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

식 (17)~(18)과 같이 유도한 슬라이딩 모드 제어기는 전체 상태 변수를 피드백하는 제어기이다. 하지만, 서보 공탄성 모델의 상태 변수 가운데 공기력 근사화에 사용한 공기력 상태변수 등 대부분의 상태 변수는 물리적으로 측정할 수 없으므로, 슬라이딩 모드 제어를 실제 시스템에 적용하려면 측정값으로부터 시스템 상태 변수를 추정하는 상태 관측기와 결합하여 제어 시스템을 구성해야 한다. 본 연구에서는 유연날개 끝단 가속도와 지지부 변형을 측정값을 이용해 서보 공탄성 모델의 상태 변수를 추정하는 칼만 필터를 설계하여, 앞에서 유도한 슬라이딩 모드 제어기와 연결하여 제어 시스템을 구성하였다.

3. 수치해석 및 결과 분석

3.1 해석 모델

유연날개 동적 응답 저감 제어기의 성능을 평가하기 위해 Fig. 2와 같이 외팔 지지된 유연날개 해석 모델을 사용하였다. Fig. 2에서 왼쪽은 유한요소 모델, 오른쪽은 공기력 모델이며, 음영 표시된 부분은 제어력을 발생시키는 유연날개 뒷전 조종면(에일러론)을 나타낸다. 2.1절에서 유도한 서보 공탄성 모델을 구성하기 위해서는 구조물의 고유 진동모드 및 이와 관련된 일반화된 공기력 행렬을 계산해야 하는데, 이 부분에는 MSC/NASTRAN을 이용하였다. NASTRAN에서는 플

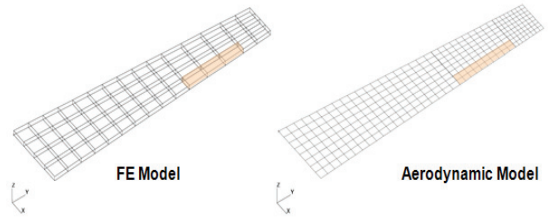


Fig. 2 Flexible composite box wing model

러터, 돌풍응답 등 동적 공탄성 해석을 위해 다양한 비정상 공기력 계산방법을 제공하는데, 본 연구에서는 이음속 영역에서 많이 사용되는 DLM(Doublet Lattice Method) 방법을 적용하였다. 유연날개 동적 응답에는 저주파 영역에 존재하는 수직 굽힘 및 비틀림 모드가 해석결과에 주요한 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, 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 참고 문헌 [14]에 기술되어 있다.

3.2 동적 응답 수치해석

서보 공탄성 모델을 검증하기 위해 유연날개 모델에 대한 랜덤 돌풍 응답 해석을 서보 공탄성 모델을 이용해 수행하고, 그 결과를 주파수 영역에서 해석을 수행하는 MSC/NASTRAN 결과와 비교/분석하였다. 해석 조건으로는 $V = 15\text{m/s}$, $\sigma_{wg} = 0.5\text{m/s}$, $L = 2\text{m}$ 를 사용하였다. Table 1은 랜덤 돌풍에 의한 가속도, 변형률의 응답 RMS 값을 비교하여 나타낸 것인데, 두 가지 해석결과가 최대 2% 정도의 오

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%

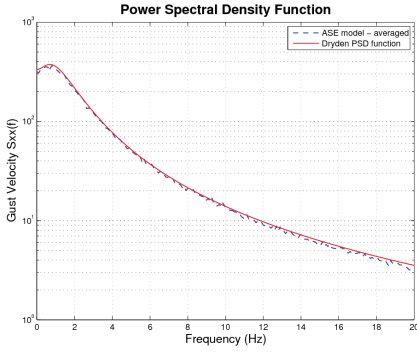


Fig. 3 PSD of random gust

차로 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. Table 1에서 가속도는 날개 끝단에서의 수직 성분이고, 변형률은 날개 지지부 윗면 외피에서의 값을 나타낸다. Fig. 3은 식 (4)로부터 계산한 Dryden 돌풍모델의 PSD 함수와 서보 공탄성 모델을 이용해 돌풍 응답 시뮬레이션을 1000회 수행한 결과를 평균하여 산출한 돌풍 PSD를 비교한 것인데, 두 가지 결과가 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

유연날개 동적 응답 제어기의 성능을 평가하기 위해 폐회로(closed loop) 시스템과 개회로(open loop) 시스템 각각에 대해 수치 해석을 수행하여, 제어기 적용에 따른 응답 저감 효과를 확인하였다.

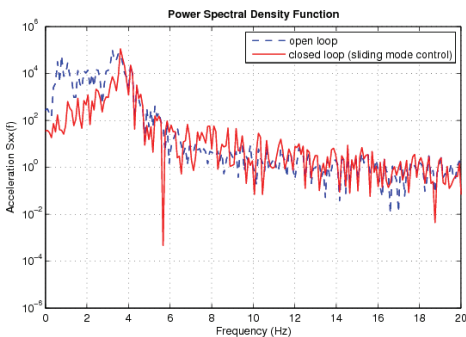
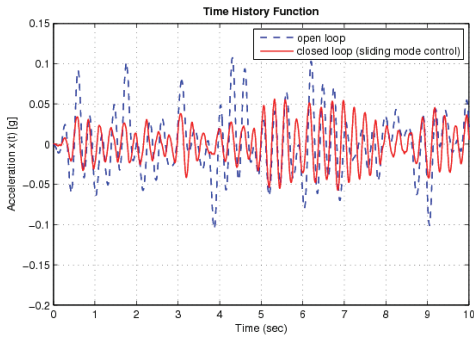


Fig. 4 Acceleration response to random gust

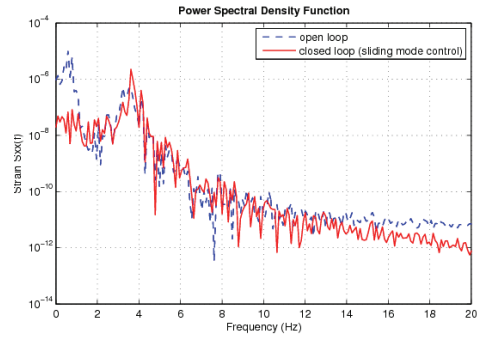
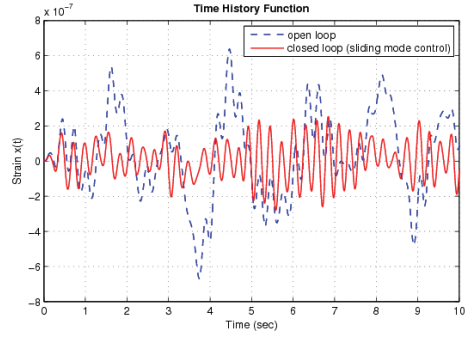


Fig. 5 Strain response to random gust

슬라이딩 모드 제어기와 상태 변수 추정을 위한 칼만 필터는 모두 $V = 15\text{m/s}$ 조건에서 설계하였다. Fig. 4, 5는 제어기 설계 조건에서 랜덤 돌풍 입력에 대한 유연날개 끝단 수직 가속도와 지지부에서의 변형률 동적 응답을 나타낸 것이다. 동적 응답 제어기를 작동시킨 경우, 2Hz 이하의 저주파수 대역에서 동적 응답이 현저하게 완화됨을 알 수 있다. Fig. 6은 제어기 설계 조건을 벗어난 조건에서 랜덤 돌풍 입력에 대한 유연날개 끝단 가속도 응답을 나타낸 것인데, 개회로 시스템의 경우 응답이 발산하지만, 제어기를 작동시킨 경우, 응답이 안정화됨을 알 수 있다.

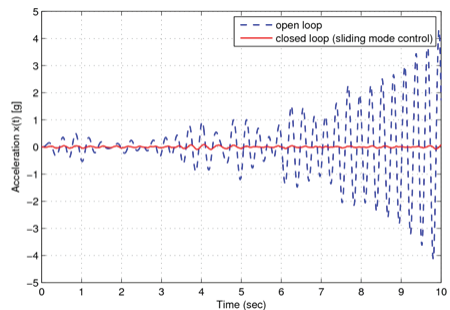


Fig. 6 Acceleration response to random gust at off-design condition ($V = 25\text{m/s}$)

4. 결 론

본 연구에서는 돌풍응답 저감과 같은 유연날개 동적 응답 제어에 활용할 수 있는 서보공탄성 모델링 방법을 제시하였다. 또한, 유연날개 서보공탄성 모델에 대한 랜덤 돌풍응답 해석 결과를 상용 소프트웨어 해석 결과와 비교하여 제시한 방법을 검증하였다. 마지막으로 유연날개 서보공탄성 모델에 대해 조종면을 이용한 동적 응답 완화용 슬라이딩 모드 제어를 설계하고, 이에 대한 수치 해석을 통해 랜덤 돌풍 응답 저감 효과를 확인하였다. 본 연구에서 제시된 유연날개 서보공탄성 모델링과 동적 응답 완화 제어기 설계 기법은 향후 다양한 능동 제어기법과 연계하여 전기비행기, 장기체공 무인항공기 등 초경량 비행체 설계에 응용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

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

참 고 문 헌

(1) 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.

(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) 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

(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) 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.

(7) 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.

(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) 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.

(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.