

항공기 날개 돌풍 응답해석 및 완화기법

Gust Response Analysis and Alleviation Method for Aircraft Wing

이상욱* · 김태욱** · 황인희** · 하철근***

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

Key Words : Gust Loads Alleviation(돌풍하중 완화), Aeroservoelastic Model(서보 공탄성 모델), Continuous Turbulence(연속돌풍), Optimal Control(최적 제어), Output Feedback(출력 피드백)

ABSTRACT

A study on gust loads alleviation using aircraft control surface was performed. Aeroservoelastic model including control surface controller was formulated and validated by comparing the results of continuous turbulence response analysis with those of MSC/NASTRAN. Optimal control with output feedback was adopted for designing the control surface controller, and the effects of gust loads alleviation was validated by performing the numerical simulation for the controller designed.

1. 서론

항공기 운항 중 작용하는 돌풍은 항공기의 파괴 위험을 증가시키고, 진동을 유발하여 피로수명을 단축시킨다. 이러한 돌풍의 영향은 기체구조가 경량화되고, 유연하고 가로세로비가 큰 날개 구조를 많이 사용하게 됨에 따라 더욱 중요하게 부각되고 있다. 비행 중 작용하는 돌풍에 의한 응답을 완화시킬 수 있다면, 비행체의 안전성을 향상시키고 피로수명을 연장하는 등의 효과를 얻을 수 있다. 따라서, 돌풍응답 완화기술에 대해서는 항공기 조종면을 이용한 방법에서부터 압전 작동기 등을 적용하는 방법에 이르기까지 다양한 연구가 이루어졌다⁽¹⁻³⁾.

본 연구에서는 돌풍의 PSD 모델을 이용하는 통계적인 방법을 통해 항공기 날개의 돌풍 응답해석을 수행하였다. 또한, 항공기에 작용하는 공기력 및 조종면 제어효과를 포함한 서보 공탄성 모델을 구성하였으며, 이를 바탕으로 돌풍응답 완화를 위한 출력 피드백 최적 제어를 설계하였다. 설계된 돌풍응답 완화용 제어기의 성능은 서보 공탄성 모델에 대한 수치 시뮬레이션을 수행하여 검증하였다.

2. 서보 공탄성 모델링

항공기 날개 돌풍응답 해석 및 완화를 위한 서보 공탄성 모델은 Fig. 1에 나타낸 것처럼 공탄성 모델, 조종면 작동기 모델, 돌풍 모델 등으로 구성되며, 측정된 가속도와 변형률 신호를 이용하여 피드백 제어를 하게 된다. Fig. 1의 각 구성 모델에 대한 상세한 정식화 과정을 아래에 기술하였다.

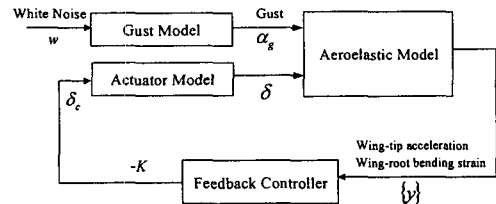


Fig. 1 Aeroservoelastic Model for Gust Response Analysis and Gust Response Alleviation

2.1 공탄성 모델

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

$$\begin{aligned}
 & [M_s] \{\ddot{\xi}\} + [C_s] \{\dot{\xi}\} + [K_s] \{\xi\} \\
 & = [Q_a] \{\xi\} + [Q_c] \{\delta_c\} + [Q_G] \frac{w_y}{V}
 \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, $[M_s]$, $[C_s]$, $[K_s]$ 는 각각 일반화된 질량, 감쇠 및 강성 행렬을 나타내며, $[Q_a]$, $[Q_c]$, $[Q_G]$ 는 각각 구조물 진동

* 한국항공우주연구원 기체구조그룹
E-mail : lsw@kari.re.kr
Tel : (042) 800-2833, Fax : (042) 800-2009

** 한국항공우주연구원 기체구조그룹

*** 울산대학교 수송시스템공학부

모드, 조종면 단위 회전변위 및 돌풍과 관련된 일반화된 비정상 공기력 행렬을 나타낸다. 또한, $\{\xi\}, \{\delta_c\}, w_g, V$ 는 각각 일반화된 좌표, 조종면 제어 입력신호, 돌풍 속도 및 항공기의 비행속도를 나타낸다. 시스템 제어관련 설계, 해석 및 시뮬레이션 기법들을 돌풍 응답 제어에 적용하기 위해서는 식(1)과 같은 공탄성 지배방정식을 시간 불변의 선형 state space 방정식으로 표현해야 한다. 이를 위해서는 지정된 마하수, 무차원 진동수 조합에서 미리 계산된 일반화된 공기력 행렬들을 라플라스 영역에서 근사화하는 과정이 필요하다. 본 연구에서는 이를 위해 Karpel 등이 제시한 최소 상태 근사법⁽⁴⁻⁵⁾을 사용하였다. 최소 상태 근사법을 사용하면 일반화된 공기력 행렬을 다음과 같이 근사화할 수 있다.

$$\begin{aligned} \bar{Q}(s) = & [A_0] + [A_1]s + [A_2]s^2 \\ & + [D]([I]s - [R])^{-1}[E]s \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, $\bar{s}(= sb/V)$ 는 무차원화된 라플라스 변수이며, b 는 기준 반시위 길이를 나타낸다. $[R]$ 은 음의 실수인 대각선 요소를 갖는 대각행렬로서, $[R]$ 행렬 대각선 요소의 개수에 의해 최소 상태 근사법에 의해 발생하는 공기력 상태변수의 개수가 결정된다. $[A_0], [A_1], [A_2], [D], [E]$ 행렬들은 일반화된 공기력 행렬 $[Q]$ 를 근사화하는 실수 행렬들을 나타낸다. 식 (1)과 (2)를 이용하면 다음과 같이 state space 형태로 표현된 공탄성 지배방정식을 얻을 수 있다.

$$\dot{x}_s = [A_s]\{x_s\} + [B_s]\{u_s\} + [B_C]\{w_G\} \quad (3)$$

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 일반화된 공기력 행렬 근사화 과정에서 발생하는 공기력 상태변수를 나타낸다.

2.2 조종면 작동기 모델

조종면 작동기의 전달 함수(transfer function)는 식 (4)와 같이 표현할 수 있으며, 이를 state space 형태로 표현하면 식 (5)와 같다.

$$\frac{\delta}{\delta_c} = \frac{a_3}{s^3 + a_1s^2 + a_2s + a_3} \quad (4)$$

$$\dot{x}_c = [A_c]\{x_c\} + [B_c]\delta_c \quad (5)$$

여기서, $\{x_c\} = \{\delta, \dot{\delta}, \ddot{\delta}\}^T$ 를 나타낸다.

2.3 돌풍 모델

본 연구에서 사용한 Dryden 돌풍모델과 백색잡음(white noise)간의 전달함수는 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$T_g(s) \equiv \frac{w_g(s)}{w(s)} = \sigma_{wg} \frac{\sqrt{3} \tau_g^{-1/2} s + \tau_g^{-3/2}}{(s + \tau_g^{-1})^2} \quad (6)$$

여기서, σ_{wg} 는 돌풍 속도 RMS 값이고, $\tau_g = L/V$ 이며, L 은 돌풍난류의 크기(scale of turbulence)를 나타낸다. $T_g(s)$ 에 low pass 필터 $a/(s+a)$ 를 적용하고, 이를 state-space 형태로 표현하면 다음과 같은 돌풍 모델을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_g &= [A_g]\{x_g\} + [B_g]w \\ y_g &= [C_g]\{x_g\} \end{aligned} \quad (7)$$

여기서, $\{y_g\}$ 는 $\{w_g, \dot{w}_g\}^T$ 이고, w 는 백색잡음을 나타낸다.

2.4 서보 공탄성 모델

앞에서 유도한 공탄성, 조종면 작동기, 돌풍 모델을 이용하여 돌풍응답 완화용 피드백 제어시스템을 구성하기 위해 augmented state 벡터 $\{x\}$ 를 다음과 같이 정의하였다.

$$\begin{aligned} \{x\} &= \{\xi, \dot{\xi}, x_a, x_c, x_g\}^T \\ &= \{x_s : x_c : x_g\}^T \end{aligned} \quad (8)$$

여기서, x_s, x_c, x_g 는 각각 구조물의 진동모드, 조종면 제어 입력 및 돌풍과 관련된 상태변수이다. 식 (3), (5), (7)과 $\{y_g\} = \{w_G\} = \{w_g, \dot{w}_g\}^T$, $\{u_s\} = \{x_c\} = \{\delta, \dot{\delta}, \ddot{\delta}\}^T$ 의 관계를 이용하면 전체 서보 공탄성 시스템의 state space 모델을 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= [A]\{x\} + [B]\delta_c + [D]w \\ y &= [C]\{x\} \end{aligned} \quad (9)$$

여기서, $\{y\}$ 는 가속도, 변형을 등과 같이 피드백 제어를 위한 출력 측정응답을 나타낸다.

3. 제어기 설계

본 연구에서는 돌풍에 의한 응답을 경감시키기 위해 출력 피드백을 이용한 최적 제어기법(LQG; Linear Quadratic Gaussian)을 이용하여 제어기를 설계하였다. 또한, 효과적인 돌풍응답 제어를 위해 돌풍의 영향에 특히 민감한 구조진동 모드의 응답을 억제할 수 있는 특정 주파수 가중에 의한 최적제어 기법(Frequency Weighted LQG)을 적용하였다⁽⁶⁾.

3.1 성능 지수

최적제어 기법을 적용하기 위해서 본 연구에서는 다음과 같은 성능 지수를 사용하였다.

$$\begin{aligned} J = & \frac{1}{2} \int_{-\infty}^{\infty} (\{z(jw)\}^T Q(jw) \{z(jw)\} \\ & + \{\delta_{cc}(jw)\}^T \delta_{cc}(jw) \{ \delta_{cc}(jw) \}) dw \end{aligned} \quad (10)$$

여기서, $\{z(jw)\}$ 는 평가변수(criterion variable)로 시스템

의 출력 $[y]$ 와 동일하게 선정하였으며, $\{\delta_{ec}(j\omega)\}$ 는 δ_c 를 나타낸다. 또한, $[Q(j\omega)]$ 는 주파수 가중필터(Frequency Shaping Filter)로서 Dryden 돌풍모델의 PSD 형상을 고려하여 선정하였다. 본 연구에서는 피드백 제어시스템의 민감도 함수가 돌풍의 영향이 민감한 영역에서 작도록 $[Q(j\omega)]$ 를 다음과 같이 선정하였다.

$$[Q(s)] = \frac{32.25}{s+4} =: \begin{cases} A_q B_q \\ C_q D_q \end{cases} \quad (11)$$

식 (11)과 같은 주파수 가중필터 $[Q(s)]$ 의 상태 변수를 포함하여, 식 (9), (10)의 시스템 state space 방정식과 성능 지수를 다시 정리하면 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_c &= [A_c]\{x_c\} + [B_c]\delta_c + [D_c]w \\ y_c &= [C_c]\{x_c\} + \nu \\ J &= \frac{1}{2} E [\{x_c\}^T [Q_c]\{x_c\} + \delta_c^2] \end{aligned} \quad (12)$$

3.2 출력 피드백 최적 제어기 설계

최적 선형 레귤레이터(LQR; Linear Quadratic Regulator)의 상태변수 피드백 이득은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} K_{LQR} &= -B_c^T S \\ \delta_c &= K_{LQR} x_c \end{aligned} \quad (13)$$

여기서, S 는 다음의 리카티 대수방정식을 만족시키는 행렬을 나타낸다.

$$S A_c + A_c^T S + S B_c B_c^T S + Q_c = 0 \quad (14)$$

한편, 측정 가능한 변수는 항공기 날개 끝단 가속도와 굽힘 변형을 등이므로, 식 (13)으로는 실제 피드백 시스템 구현이 불가능하다. 따라서, LQG 최적제어 이론에서 칼만 필터(Kalman Filter)를 설계하여 출력기반의 최적 제어기를 구성하였다. 일반적인 칼만 필터 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}_c &= A_c \hat{x}_c + B_c \delta_{ec} + K_{LQE} (y_c - C_c \hat{x}_c) \\ K_{LQE} &= -P_c C_c^T R_w^{-1} \end{aligned} \quad (15)$$

식 (15)에서 R_w 는 출력변수의 노이즈 강도로서 1로 가정하였다. 또한, P_c 는 식 (16)과 같은 대수방정식을 만족해야 한다. 여기서는 시스템의 입력측에 모델 오차가 존재한다고 가정하고, 식 (13)의 LQR이 갖는 강건성을 회복하도록 의사 프로세서 노이즈(Pseudo Process Noise)를 고려한 칼만 필터를 설계하였다.

$$\begin{aligned} P_c A_c^T + A_c P_c - P_c C_c^T R_w^{-1} C_c P_c \\ + (D_c Q_w D_c^T + q B_c B_c^T) = 0 \end{aligned} \quad (16)$$

여기서, 프로세서 노이즈 강도는 1로 가정하였다. 또한, q 는

의사 노이즈 강도를 제어하는 변수로서, 본 연구에서는 반복 시행을 통해 $q = 10^5$ 로 선정하였다. 이제, 식 (13)과 (15)를 결합하여 최적제어기를 다음과 같이 설계한다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_c &= A_c x_c + B_c y_c \\ u_f &= C_c x_c \end{aligned} \quad (17)$$

여기서, A_c, B_c, C_c 행렬은 각각 다음과 같다.

$$\begin{aligned} A_c &= A_e + B_e K_{LQR} + K_{LQE} C_e \\ B_c &= K_{LQR}, \quad C_c = K_{LQE} \end{aligned} \quad (18)$$

설계된 제어기의 돌풍하중 완화효과를 평가하기 위해, 본 연구에서는 Dryden PSD를 갖는 돌풍이 작용할 때 출력 측정 변수의 RMS 응답값을 사용하였다. 우선, 시스템의 출력은 다음과 같이 표현한다.

$$y = [C \quad 0] x_c \equiv C_R x_c \quad (19)$$

이 경우, 피드백 시스템의 출력 RMS값(σ_y)을 계산하기 위해서는 다음과 같은 Lyapunov 대수식을 만족하는 해를 계산해야 한다.

$$\begin{aligned} A_{cl} X_{cl} + X_{cl} A_{cl}^T + D_g Q_w D_g^T &= 0 \\ Y_{cl} &= C_R X_{cl} C_R^T \\ \sigma_y &= \sqrt{[Y_{cl}]_{ii}} \end{aligned} \quad (20)$$

여기서, A_{cl} 은 폐회로(closed loop) 시스템 행렬, D_g 는 피드백 제어기를 포함한 경우 백색잡음 입력항을 나타낸다.

4. 해석 결과 및 분석

4.1 해석 모델

설계된 제어기의 돌풍응답 완화효과를 평가하기 위해 외 팔 지지된 단순화된 항공기 날개 해석 모델을 사용하였다. 앞에서 유도한 서보 공탄성 모델을 구성하기 위해서는 구조물의 고유 진동모드와 이와 관련된 일반화된 공기력 행렬을 계산해야 한다. 본 연구에서는 이를 위해 MSC/NASTRAN을 이용하였으며, 여기에 사용한 유한요소 모델과 공기력 모델을 Fig. 2에 나타내었다. Fig. 3은 구조물 유한요소 모델의 1~4번째 고유 진동모드를 나타낸 것으로서, 각각 1차 수직 굽힘, 2차 수직 굽힘, 1차 비틀림 및 1차 면내 굽힘 모드임을 알 수 있다. 돌풍 응답의 경우 저주파 영역에 존재하는 수직 굽힘 및 비틀림 모드가 해석결과에 주요한 영향을 끼치므로, 항공기 날개 해석모델의 1~3번째 고유 진동모드를 사용하여 서보 공탄성 모델을 구성하였다. 일반화된 공기력 행렬의 계산은 마하수 0.2에서 21개의 무차원 진동수 조건 ($k=0.001 \sim 1.5$)에서 수행하였다. 계산된 일반화된 공기력 행렬은 최소 상태 근사법을 통해 8개의 공기력 상태변수를 사용하여 라플라스 영역에서 근사화하였다.

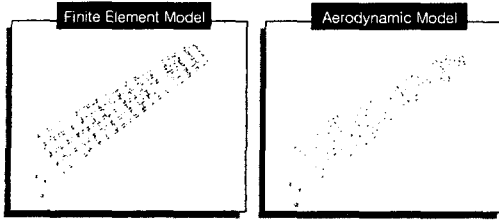


Fig. 2 Finite Element and Aerodynamic Model

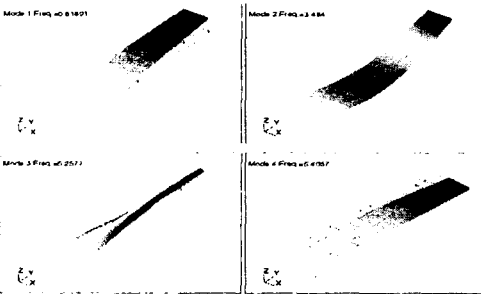


Fig. 3 Normal Modes of Aircraft Wing Model

4.2 돌풍응답 해석 결과

본 연구에서 제시된 서보 공탄성 모델링 방법을 검증하기 위해 해석모델에 대한 돌풍 응답 해석을 MSC/NASTRAN 동적 공탄성 모듈을 통해 수행한 결과와 서보 공탄성 모델링 방법을 통해 유도된 open loop 시스템 state-space 방정식을 이용한 결과를 비교하였다. 돌풍 모델로는 Dryden PSD를 사용하였으며, 해석 조건으로는 공기흐름 속도(V) 15m/s, 수직 돌풍속도(σ_w) 0.5m/s, 돌풍 규모(L) 2m를 사용하였다. 해석시 구조물의 모달 감쇠값(g)은 고려하지 않았다. Table 1은 NASTRAN과 본 연구에서 제시된 방법을 통해 계산한 변위, 가속도, 변형률 등의 연속돌풍 응답 특성들의 RMS값을 비교하여 나타낸 것이다. 여기서, 변위와 가속도는 날개 끝단에서의 수직방향 성분이고, 변형률은 날개 뿌리부 윗면 외피에서의 값을 나타낸 것이다. Table 1에서 두가지 방법이 모든 경우에 대하여 3% 이내의 오차를 보여주고 있음을 알 수 있다.

Table 1 Comparison of RMS Response for Random Gust (NASTRAN vs. ASE approach)

Response	NASTRAN	ASE Model	Error(%)
Displacement	9.47	9.67	2.1%
Acceleration	426.65	433.62	1.6%
Strain (ϵ_z)	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%

4.3 돌풍응답 완화 제어 결과

설계된 돌풍응답 완화 제어기의 성능을 평가하기 위해 서보 공탄성 closed loop 시스템에 대한 수치 시뮬레이션을 수행하여 open loop 시스템의 경우와 비교하였다. Table 2는 제어기의 작동 유무에 대한 가속도, 변형률 등의 돌풍 응답 RMS값을 비교한 것이다. 해석조건으로는 돌풍 응답해석 시 사용한 값을 동일하게 적용하였다. Table 2에서 돌풍응답 완화를 위한 피드백 제어시스템은 날개 끝 가속도와 날개 뿌리부의 굽힘 변형률을 현저히 감소시키는 효과가 있음을 알 수 있다. Fig. 4는 랜덤 돌풍 입력에 대한 가속도와 변형률의 과도 응답을 나타낸 것이다. 수치 시뮬레이션을 수행할 때마다 랜덤 돌풍 입력은 달라지는데, Fig. 4는 임의의 시뮬레이션 결과를 선정하여 나타낸 것이다. Fig. 5는 1000회의 시뮬레이션을 수행하고, 매번의 결과를 평균하여 계산한 응답 PSD를 나타낸 것인데, 돌풍응답 완화 시스템을 작동시킨 경우 저주파수 대역에서 랜덤 돌풍 입력에 대한 응답이 현저하게 완화됨을 알 수 있다. 이상의 수치 시뮬레이션 결과로부터 돌풍응답 완화를 위한 서보 공탄성 모델링 및 이를 통해 설계된 출력 피드백을 이용한 최적 제어기의 효용성을 확인할 수 있다.

Table 2 Comparison of RMS Response for Random Gust (open vs. closed loop system)

Response	Open Loop	LQR	LQG/LTR
Acceleration	433.6	95.3	96.9
Strain (ϵ_y)	2.63e-3	8.31e-4	8.47e-4

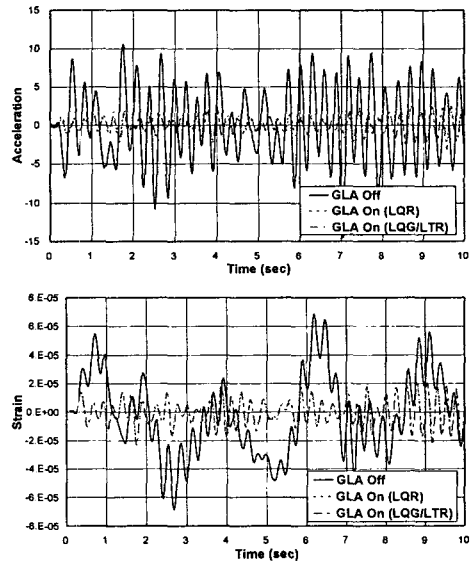


Fig. 4 Transient Response for Random Gust

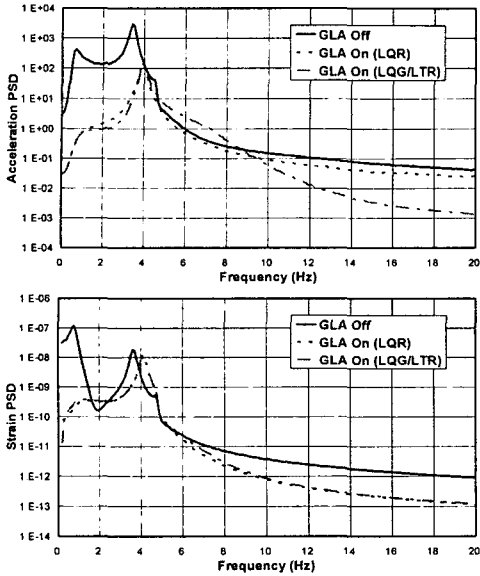


Fig. 5 Averaged PSD Response for Random Gust

5. 결론

본 연구에서는 돌풍에 의한 항공기 날개의 응답을 해석하고 조종면 제어를 통해 돌풍응답을 완화하기 위해 공탄성 모델, 조종면 작동기 모델, 돌풍 모델 등에 대한 state space 방정식을 제시하고, 가속도와 변형률 등의 측정된 출력신호를 이용하는 피드백 루프를 구성하였다. 또한, open loop 시스템에 대한 연속돌풍 응답해석을 수행하여 NASTRAN을 이용한 해석결과와 비교함으로써 구성된 서보 공탄성 지배 방정식을 검증하였다. 돌풍응답 완화를 위한 조종면 제어기 설계에는 출력 피드백을 이용한 최적 제어기법을 사용하였으며, 주파수 가중필터를 적용하여 돌풍의 영향에 민감한 구조 진동모드의 응답을 효과적으로 억제할 수 있도록 하였다. 설계된 돌풍응답 완화용 제어기에 대한 수치 시뮬레이션을 수행하여 임의의 가진에 대해 가속도와 굽힘 변형률의 RMS 응답을 비교, 분석한 결과, 조종면을 이용한 돌풍응답 완화시스템을 작동시킨 경우 돌풍에 의해 발생하는 응답이 현저하게 경감됨을 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 공공기술연구회에서 지원하고 한국항공우주연구원에서 시행한 2003년 기본연구사업 “무인기 성능/제어/안전성 향상 핵심기술 연구” 과제 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- (1) Karpel, M., 1982, "Design for Active Flutter Suppression and Gust Alleviation Using State-Space Aeroelastic Modeling," *Journal of Aircraft*, Vol.19, pp.221-227
- (2) Matsuzaki, Y., Ueda, T. and Matsushita, H., 1989, "Gust Load Alleviation of a Transport-Type Wing : Test and Analysis," *Journal of Aircraft*, Vol.26, pp.322-327
- (3) Nam C. Kim, Y. and Layton J. B., 1997, "Active Aeroelastic Wing Design for Gust Load Alleviation and Flutter Suppression," *Proceedings of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*
- (4) Karpel, M., 1990, "Time-Domain Aeroservoelastic Modeling Using Weighted Unsteady Aerodynamic Forces," *Journal of Guidance and Control*, Vol.13, No.1, pp.30-37
- (5) 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.
- (6) 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
- (7) Rodden, W. P. and Johnson, E. H., 1994, *MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide*, V68, MSC, Los Angeles
- (8) Reymond M., 2000, *MSC/NASTRAN 2001 DMAP Programmer's Guide*, MSC, Los Angeles