

플랩이 있는 날개의 공탄성 응답 능동제어

Active Aeroelastic Response Control of 3-D Airfoil System with Flap

정 찬 훈* · 나 성 수**

ChanHoon Chung and Sungsoo Na

Key Words : LQG Control, Aeroelastic Control, Flap

ABSTRACT

본 연구는 비압축성 유동에 노출되어 있는 2-D wing-flap 시스템의 공탄성 응답의 능동제어를 다루고 있다. 본 연구 논문의 목표는 LQG 제어법칙을 수행함으로써 임계 비행속도하에서 플러터의 비안정성을 억제하고 돌풍이나 blast load에 의한 임계 공탄성 응답의 성능을 향상시키는 것과 동적응답을 감소하는 수행능력들을 증명하는데 있다.

1. 서 론

차세대 전투기는 과거상태보다 더 심각한 환경에서 임무를 수행하여야 한다. 이것은 항공기가 blast나 연료 폭발, sonic boom등에 노출될 수 있다는 것을 의미한다.

이러한 환경에서 날개 구조물은 플러터 속도이하에서도 피로에 의해 파괴를 가져올 수 있는 큰 진동을 일으키게 된다.[1,2]

게다가 특별한 임무를 수행하는 동안 비행체는 플러터 속도에 도달 할 수 있고 그 결과 구조물의 완전함에도 불구하고 현저한 불안정성을 일으킬 수가 있다.

이러한 문제들은 구조적인 강성과 질량 균형을 증가시키고 속도를 제한하는 등의 수동적인 방법으로 해결해왔다. 그러나 이러한 모든 해결방법들은 공탄성 응답특성을 향상시키는 반면 비행자체의 하중을 증가시키며 불가피하게 여타 다른 비행능력을 감소시키게 된다.

따라서 플러터 속도를 증가시키는 대안적인 방법을 연구할 필요가 여전히 제기되고 있다.

이러한 모든 요소들은 다음 두 가지 목적을 수행하는 능동제어의 성능의 필요성에 초점을 맞추게 한다.

a)가능한 짧은 시간에 날개 진동의 억제를 감지하여 임계 상태에서의 공탄성 응답을 향상시킴.

b)플러터 비안정성을 억제함으로써 허용 비행 속도를 증가시켜 비행 범위를 확대시킴.

이러한 목표 하에 본 논문은 비압축성 유동장에서의 플랩이 있는 2차원의 날개 시스템의 능동적인 공탄성제어를 목표를 두고있다.

이 시스템의 모델은 3차원 날개의 동적인 거동을 묘사할

수 있고 이러한 이유로 선형과 비선형성 분석에 잘 사용되어 왔다.[3,4]

반면에 제어 메커니즘의 명확한 이해는 복잡한 날개 형상에 매우 중요하다.

지난 20년간 능동 제어 기술의 진보는 능동적인 플러터 억제와 능동 진동제어 시스템에 적용이 가능할 수 있도록 했다.[3-5]

고전적인 의미에서 능동 플러터 및 진동억제 제어는 제어면(control surface)을 주된 제어수단으로 이용한 방법이다. 제어면의 변위는 2차원 날개의 운동과 제어면의 변형 관계를 서술하는 적당한 제어 법칙에 의해 조절될 수가 있다.

본 논문에서는 LQG(Linear Quadratic Gaussian)제어기를 이용한 플러터의 억제를 기술하였고 이들의 성능결과를 포함했다.

물리적인 관점에서 능동제어는 날개에 가해지는 공력의 성격 전반을 바꾸기 위해 제어면을 움직임으로 수행된다.

본 논문에서는 plunging-pitching-flapping의 변형을 특성화한 3차원 익형에 대응하는 시간에 따른공력을 Wagner function을 이용하여 Theodorsen 식을 사용하여 기술하고 있다.

본 시스템의 운동방정식은 제어목적에 맞게 상태방정식 형태로 기술되었다.

2. 플랩이 있는 2-D 날개 구조물의 수학적 모델링

그림1은 본 연구에서 채택한 플랩을 포함한 날개 부분을 묘사하고 있다. 이 모델은 2차원 공탄성 분석에 적합한 것이다 [11,12]. 익형에 관련한 3자유도는 그림 1에서 명확히 나타난다. Pitching과 plunging 변위는 익형의 탄성축에 접촉되어 있는 스프링에 의해 구속되어 있고 K_α 와 K_β 의 상수를 가진다.

항공역학적으로 불균형한 제어 플랩은 스프링 또한 플랩의 힌지축에 접합되어 있고 이것의 스프링 상수는 K_β 이다. h 는 plunge 변위를 나타내고(아래방향을 양수), α 는 pitching angle(익형의 탄성축에서 수평인 부분으로부터 측정, positive nose-up)을 그리고 β 는 보조 날개의 변위(제어 플랩 힌지에서 익형에 의해 만들어 지는 측으로부터 측정, positive flap down)를 나타낸다.

3. 공탄성 모델의 지배 방정식

3자유도 공탄성 시스템과 관련한 지배 방정식은 전통적인 공탄성 관련연구에서 찾을 수 있다. 2-D wing-flap 시스템의 공탄성적인 거동의 행렬 형태의 지배방정식은 다음과 같다 [7,8].

$$M\ddot{Y}(t) + KY(t) = -[L_T(t) \ M_T(t) \ T_T(t)]^T \quad (1)$$

이 식에서 plunging/pitching/flapping 변위의 종벡터는 다음과 같이 정의된다.

$$Y(t) = \begin{bmatrix} \frac{h(t)}{b} & \alpha(t) & \beta(t) \end{bmatrix}^T \quad (2)$$

또한 질량, 강성 행렬은 아래와 같이 정의된다.

$$M = \begin{bmatrix} bm & S_\alpha & S_\beta \\ bS_\alpha & I_\alpha & I_\beta + bcS_\beta \\ bS_\beta & I_\beta + bcS_\beta & I_\beta \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$K = \begin{bmatrix} bm & 0 & 0 \\ 0 & K_\alpha & 0 \\ 0 & 0 & K_\beta \end{bmatrix} \quad (4)$$

2차 공탄성 지배 방정식은 다음과 같은 1차 상태 방정식 형태로 계산이 된다.

$$\dot{X}(t) = AX(t) + Bu(t) + Gw(t) + \xi \quad (5.1)$$

$$y(t) = CX + \theta \quad (5.2)$$

위식에서 A 는 공역 행렬이고 상태 벡터는 다음과 같이 주어진다.

$$X(t) = \begin{bmatrix} h(t)/b & \alpha(t) & \beta(t) & \dot{h}(t)/b & \dot{\alpha}(t) & \dot{\beta}(t) & B_1(t) & B_2(t) & A_1(t) & A_2(t) \end{bmatrix}^T \quad (6)$$

$B_1(t)$, $B_2(t)$, $A_1(t)$ 와 $A_2(t)$ 는 aerodynamic lag state를 나타내고 $u(t)$ 는 제어 입력, $w(t)$ 는 외부에서 가해지는 blast, sonic-boom 혹은 step 입력 pulse처럼 시간에 따른 외부 교란을 나타낸다. G 는 가진 입력 행렬이고 반면 B 는 다음과 같이 주어지는 제어 입력 행렬이다.

$$B = \frac{1}{I_\beta} [(M^{-1} [0 \ 0 \ 1]^T)^T \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T \quad (7)$$

귀환 제어의 이용은 공탄성 시스템을 안정화 하고 플러터의 억제를 가능하게 한다. 이러한 상황에서는 한 가지 기법으로써 plunge/pitching 속도를 조합한 귀환 제어나 LQR, MBB, 그리고 FLC같은 다양한 형태의 제어 방법을 적용할 수 있다.

본 논문에서는 칼만 필터를 이용한 LQG controller가 사용되었고 Performance Index는 다음과 같다.

$$J = E \left[\frac{1}{t_f - t_0} \int_{t_0}^{t_f} (x'(t)Qx(t) + u'(t)Ru(t)) dt \right] \quad (8)$$

이 제어법칙의 솔루션은

$$u_c(\hat{x}, t) = K(t)\hat{x} \quad (9)$$

이며 여기서 \hat{x} 는 칼만 필터를 이용한 상태 방정식로부터 얻게 된다.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}} &= [A(t) + L(t)C(t)]\hat{x}(t) \\ &\quad + B(t)u_c(\hat{x}(t), t) - L(t)y(t) \end{aligned} \quad (10)$$

식 (5)에서의 ξ , θ 는 각각 플랩트의 외란과 출력 noise 이다.

특히 감소함수는 상태와 입력사이에 cross-coupling을 포함하고 있다. 즉

$$\dot{x}(x, y) = x'Qx + 2u'N_c x + u'Ru \quad (11)$$

또한 noise 신호 역시 다음과 같은 상호 관계를 가질 수 있다.

$$E\{\xi(t)\xi(\tau)\} = \Xi\delta(t-\tau) \quad (12.1)$$

$$E\{\theta(t)\theta(\tau)\} = \Theta\delta(t-\tau) \quad (12.2)$$

$$E\{\xi(t)\theta(\tau)\} = N_f\delta(t-\tau) \quad (12.3)$$

그리고 아래와 같이 정의된 두 행렬을 통해서 LQG 보상기의 상태 공간을 얻을 수 있다.

$$W = \begin{bmatrix} Q & N_c \\ N_c^T & R \end{bmatrix} \quad V = \begin{bmatrix} \Xi & N_f \\ N_f^T & \Theta \end{bmatrix} \quad (13)$$

공기역학적인 부하 벡터는 식 (1)에서 표현되었고 그것의 요소들은 다음과 같다.

$$L_T(t) = L(t) + L_G(t) \quad (14)$$

$$M_T(t) = M(t) + M_{yG}(t) \quad (15)$$

$$T_T(t) = T(t) + T_{yG}(t) \quad (16)$$

여기서 L, M, T 는 각각 aerodynamic Lift(positive in upward direction), 익형의 1/4 chord에 대한 Pitching Moment(positive nose down), 그리고 조종면의 힌지에 가해지는 플랩의 토크를 가리킨다.

식 (14)-(16)에서 두 번째 부분은 돌풍(gust)에 의한 것이다.

여기에 관해서 돌풍에 의한 부하는 다음과 같다.[9]

$$L_G(t) = \int_0^t I_{LG}(t-\sigma) \frac{w_G}{V} d\sigma \quad (17)$$

$$M_{yG}(t) = \int_0^t I_{MG}(t-\sigma) \frac{w_G}{V} d\sigma \quad (18)$$

$$T_{yG}(t) = \int_0^t I_{TG}(t-\sigma) \frac{w_G}{V} d\sigma \quad (19)$$

여기서 w_G 는 돌풍의 수직 속도이고 반면 I_{LG}, I_{MG} 와 I_{TG} 는 충격파에 관계한 것이다.

비압축성 유동에서는[9]

$$I_{LG} = 4\pi\phi \quad (20)$$

$$I_{MG} = I_{LG}(1/2 + x_{EA}/b) \quad (21)$$

$$I_{TG} = 0 \quad (22)$$

로 나타낼 수 있다.

Kussner's function ϕ 는 다음과 같이 간략화 된다.[9]

$$\phi(t) = 1 - 0.5e^{-0.13t} - 0.5e^{-t} \quad (23)$$

시간영역에서 공기역학적인 부하는 다음과 같은 형태를 가지게 된다.

$$L(t) = \pi\rho b^2 \left[\dot{h}(t) - bx_{EA}\ddot{\alpha}(t) + \frac{b}{2\pi}\Phi_4\dot{\beta}(t) + V\dot{\alpha}(t) + \frac{V}{\pi}\Phi_3\dot{\beta}(t) \right] + 2\pi\rho VbD(t) \quad (24)$$

$$M(t) = \pi\rho b^3 \left[-x_{EA}\dot{h}(t) + b\left(\frac{1}{8} + x_{EA}^2\right)\ddot{\alpha}(t) + \frac{b}{4\pi}\Phi_7\dot{\beta}(t) + \left(\frac{1}{2} - x_{EA}\right)V\dot{\alpha} + \frac{V}{2\pi}\Phi_6\dot{\beta}(t) + \frac{V^2}{\pi b}\Phi_5\beta(t) \right] - 2\pi\rho b^2 \left(\frac{1}{2} + x_{EA}\right)VD(t) \quad (25)$$

$$T(t) = \pi\rho b^2 \left[\left(\frac{b}{2\pi}\Phi_4\right)\dot{h}(t) + \left(\frac{b^2}{4\pi}\Phi_7\right)\ddot{\alpha}(t) + \left(\frac{b^2}{2\pi^2}\Phi_{12}\right)\dot{\beta}(t) + \left(\frac{bV}{2\pi}\Phi_3\right)\dot{\alpha} + \left(\frac{bV}{2\pi^2}\Phi_{11}\right)\dot{\beta}(t) + \left(\frac{V^2}{\pi^2}\Phi_{10}\right)\beta(t) \right] + \pi\rho VbP(t) \quad (26)$$

여기서 $\Phi_i(\phi)$ 는 Theodorsen 상수이고 또한 $\phi = \arccos(-x_{flap}/b)$ 이다.[7]

이러한 과도한 공기역학적인 부하는 2차원 비압축성 진동상수의 Fourier 변환으로부터 얻어진다 [10,11] 함수 $D(t)$ 와 $P(t)$ 는 다음과 같이 주어지는 Duhamel 적분으로 표현된다.

$$D(t) = \int_0^t \phi\left[\frac{(t-\sigma)V}{b}\right] Q_1(\sigma) d\sigma \quad (27)$$

$$P(t) = \int_0^t \phi\left[\frac{(t-\sigma)V}{b}\right] Q_2(\sigma) d\sigma \quad (28)$$

$\phi[V(t-\sigma)/b]$ 는 Wagner's function이다. 또한 초기상태에서 정지해 있는 시스템에서

$Q_1(\tau)$ 과 $Q_2(\tau)$ 는 다음과 같이 표현될 수 있다. [8,11]

$$Q_1(\tau) \left(\equiv \frac{dQ_1(\tau)}{d\tau} \right) = h''(\tau) + \left(\frac{1}{2} - x_{EA}\right)ba''(\tau) + \frac{b}{2\pi}\Phi_2\beta'(\tau) + V\alpha'(\tau) + \frac{V}{\pi}\Phi_1\beta'(\tau) \quad (29)$$

$$Q_2(\tau) \left(\equiv \frac{dQ_2(\tau)}{d\tau} \right) = \frac{b}{h}\Phi_8h''(\tau) + \frac{b^2}{\pi}\left(\frac{1}{2} - x_{EA}\right)\Phi_8\alpha''(\tau) + \frac{b^2}{2\pi^2}\Phi_2\Phi_8\beta'(\tau) + \frac{Vb}{\pi}\Phi_8\alpha'(\tau) + \frac{Vb}{\pi^2}\Phi_1\Phi_8\beta'(\tau) = \frac{b}{\pi}\Phi_8Q_1(\tau) \quad (30)$$

상기해야 할 것 중 하나는 이 모델에서 사용된 공기역학적인

부분은 Indicial함수의 형태로 조합이 되어 있다는 것이다. 이러한 식들을 사용하게 된 동기는 이 식들을 통해 비 안정화된 공기역학적인 부하들을 시간영역에서 Duhamel's convolution을 통해서 선형화할 수 있기 때문이다.

Indicial함수는 합리적인 근사화, computational fluid dynamics 나 실험적인 방법같은 다양한 접근을 통해 기술 될 수가 있다. Indicial함수, 비압축성 선형적인 비안정한 공기 역학적인 부하를 재 기술한 기초 위에 압축성 아음속과 천음속 유동으로 발전시킬 수가 있다.[12-15]

4. numerical simulation

본 논문에서는 수치적으로 시뮬레이션 한 플랩을 포함한 2차원 날개 시스템의 기하학적이고 물리적인 형태와 수치는 참고자료 12를 참고 하였고 표 1에 기술 되어 있다.

위의 자료들에 대하여 플러터 속도는 $V_F=890 ft/sec$ 이다. 플러터 속도의 정확한 값은 공탄성 응답의 분석을 통한 고유치 문제를 풀어 얻게 되었다. 현재 접근방식을 통한 플러터의 특성은 참고 자료 12과 13의 결과와 아주 잘 일치한다.

5. 결론

본 논문에서는 플랩을 갖춘 2차원 날개 구조물과 공탄성 응답의 관계를 분석하고 이에 대한 제어를 수행하였다. 본 연구는 아음속 영역 비압축성 유동장에서의 플러터 제어를 수행하였고 제어 법칙은 플랩을 통한 LQG 제어를 설계하였고 그 성능을 증명할수 있었다.

차기 연구과제로 아음속 영역의 압축성 유동장에서의 플러터 제어와 천음속영역과 초음속 영역에서의 제어를 수행하는 연구를 계속 수행중이다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 목적기초연구(R01-2002-000-00129-0) 지원으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

[1] Marzocca, P., Librescu, L., and Chiochia, G., "Aeroelastic Response of a 2-D Lifting Surface to Gust and Arbitrary Explosive Loading Signatures," *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 25, No.1, 2001, pp41-65.
 [2] Marzocca, Librescu, P., L., Chiochia, G.

"Aeroelasticity of Two-Dimensional Lifting Surface Via Indicial Function Approach," *The Aeronautical Journal*, March 2002, pp. 147-153

[3] Horikawa, H. and Dowell, E.H., "An Elementary Explanation of the Flutter Mechanism with Active Feedback Controls," *Journal of Aircraft*, Vol 16, No.4, 1979, pp. 225-232.

[4] Vipperman, J.S., Clark, R.L., Conner, M.D., Dowell, E.H., "Investigation of the Experimental Active Control of a Typical Section Airfoil Using a Trailing Edge Flap," *Journal of Aircraft*, Vol.35, No. 2, 1998, pp.224-229.

[5] Lazaraus, K., Crawley, E., Lin, C., "Fundamental Mechanism of Aeroelastic Control with Control Surface and Strain Actuation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.18, No. 1, 1995, pp.10-17.

[6] Scanlan, R.H., and Rosenbaum, R., *Introduction to the study of Aircraft Vibration and Flutter*, The Macmillian Co., 1951

[7] Edward J.W., "Unsteady Aerodynamic Modeling and Active Aeroelastic Control," SUDARR 504 (NASA Grant ngl-05-020-007), Stanford University, Feb. 1977. Also available as NASA CR-148019.

[8] Olds, S.D., "Modeling and LQR Control of a Two-Dimensional Airfoil," MS Thesis, Department of Mathematics, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA, April 1997.

[9] Dowell, E.H. *A Modern Course in Aeroelasticity*, Sijthoff and Noordhoff, 1978.

[10] Rodden, W.P., and Stahl, B., "A Strip Method for Prediction of Damping in Subsonic Wind Tunnel and Flight Flutter Tests," *Journal of Aircraft*, Vol. 6, No. 1, pp.9-17, 1969.

[11] York, D.L., "Analysis of Flutter and Flutter Suppression via an Energy Method", MS Thesis, Department of Aerospace and Ocean Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA, May 1980.

[12] Leishman, J.G., "Unsteady Lift of an Airfoil with a Trailing-Edge Flap based on Indicial Concepts," *Journal of Aircraft*, Vol.31, No.2, March-April, 1994.

[13] Marzocca, P., Librescu, L., Chiochia, G. "Aeroelastic Response of a 2-D Airfoil in Compressible Flight Speed Regimes Exposed to Blast Loadings," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 6, No.4, June 2002, pp.259-272.

[14] Qin, Z., Marzocca, P., Librescu, L., "Aeroelastic Instability and Response of Advanced Aircraft Wings at Subsonic Flight Speeds," *Aerospace Science and*

| | |
|---|--|
| $b = 3ft$ | $K_h = 50^2 m$ |
| $x_{EA} = -0.4$ | $K_\alpha = 100^2 I_\alpha$ |
| $c = 1.0$ | $K_\beta = 300^2 I_\beta$ |
| $m = 2.6883 \frac{slugs}{ft}$ | $\rho = 0.002378 \frac{slugs}{ft^3}$ |
| $I_\beta = 0.151217 \frac{slug-ft^2}{ft}$ | $S_\beta = 0.1008 slugs$ |
| $S_\alpha = 1.61298 slugs$ | $I_\alpha = 6.04868 \frac{slugs-ft}{ft}$ |

표 1

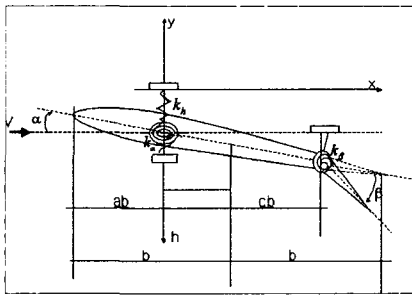
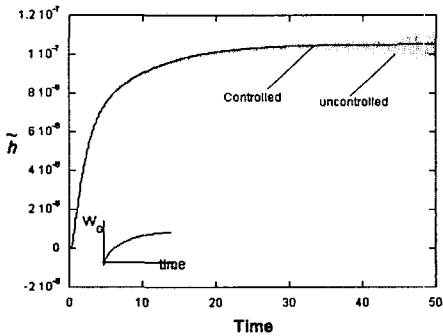
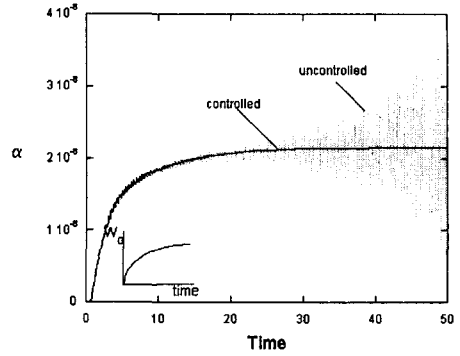


Fig.1 본 논문에 사용된 에어포일 모델

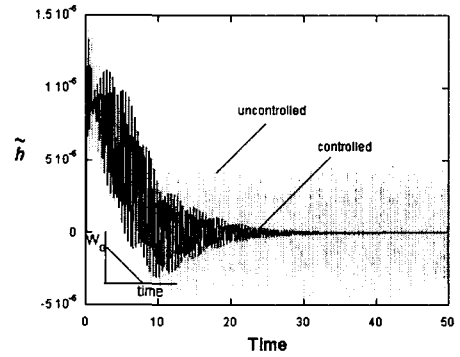


2 (a)

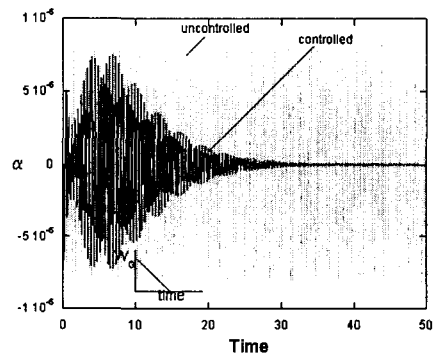


2 (b)

Fig.2 a,b grade 돌풍하중에 의한 open/close Loop에 대한 피칭/플러징 응답

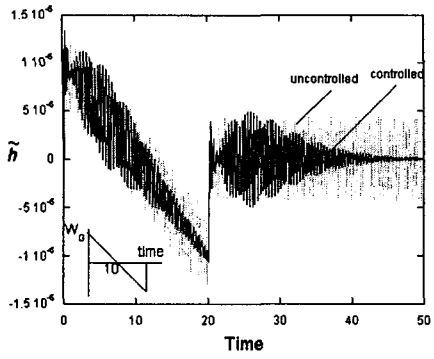


3 (a)

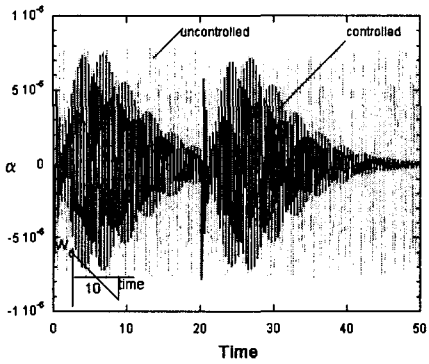


3 (b)

Fig.3 a, b blast Load에 의한 open/close loop 에 관한 피칭/플러징 시간응답



4 (a)



4 (b)

Fig. 4 a, b 음속 폭음에 대한 open/close loop의 피
칭 플러징 시간 응답