

날개/스토어 모델의 플러터 억제 Flutter Suppression of Wing/Store Model

배재성* · 김도형* · 양승만** · 이인†

Jae-Sung Bae, Do-Hyung Kim, Seung-Man Yang and In Lee

(2002년 1월 30일 접수 ; 2002년 4월 11일 심사완료)

Key Words : Flutter Suppression(플러터 억제), Wing/Store Model(날개/스토어 모델), Aeroelasticity(공력탄성학)

ABSTRACT

Flutter suppression of a wing/store model is investigated. An aircraft wing with a store is modeled as a 2-D typical section. Unsteady aerodynamics of the wing/store model are computed by using doublet hybrid method(DHM) in the frequency-domain, and are approximated by minimum-state(MS) approximation. LQG controller is used to suppress the flutter of the wing/store model and the aeroelastic characteristics of the closed-loop system are investigated. The flutter characteristics of the wing/store model are improved and the flutter speed is increased up to about 24 %.

기호설명

- C : 감쇠
- h : 플러터 변위
- I_β : 플랩의 탄성모멘트
- K : 강성
- L : 양력
- M : 모멘트
- m : 날개질량
- m_s : 스토어의 질량
- \overline{Q}_{ij} : 공기역학적 상관계수
- r_a : Radius of gyration of wing about E.A.
- r_θ : Radius of gyration of wing about pivot
- s : 라플라스 변수
- U : 공기속도
- α : 파위변위(피치각)
- β : 플랩각

- θ : 스토어 피치각
- ρ : 공기밀도

1. 서론

비행체의 구조물은 비행 시 공기력과 구조물의 상호작용으로 인한 공력탄성학적 현상에 직면하게 된다. 이러한 공력탄성학적 문제에는 동적 불안정 현상인 플러터(flutter), 정적 불안정 현상인 다이버전스(divergence), 돌풍(gust)에 대한 응답 문제, 그리고, 공력하중에 의하여 구조물이 변형함에 따라 변화되는 공력 하중을 예측하는 정적하중 재분포 문제 등이 있다.^(1,2) 이러한 현상들은 구조물의 파괴 또는 제어 성능과 직접 연관되므로 설계시 많은 고려가 필요하다. 공탄성 현상은 구조물의 비행 중 파괴에 이를 수 있는 상황을 미리 방지하는 데 초점을 두며, 또한 비행 시 여러 상황에서 구조물과 공기력의 상호작용을 이해함으로써 그 성능을 높이는데도 중점을 둔다.

최근에는 이러한 고전적인 공력탄성학적 문제와 더불어 비행체 제어 시스템의 영향에 대한 연구 및 제어시스템을 기존의 공력탄성학계(aeroelastic system)에 도입하여 공력탄성학적 특성을 변경하고자 하는 연구가 많이 수행되고 있다. 서어보공력탄성학(aero

† 책임저자, 정회원 한국과학기술원 기계공학과(항공우주전공)
E-mail : inlee@asdl.kaist.ac.kr
Tel : (042) 869-3717, Fax : (042) 869-3710
* 한국과학기술원 기계공학과(항공우주전공) 대학원
** 한국과학기술원 기계공학과(항공우주전공) 대학원

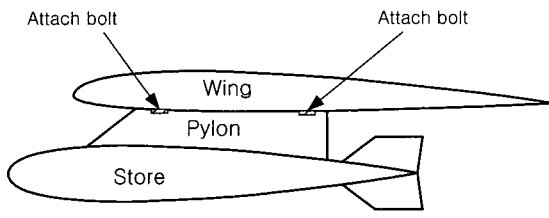


Fig. 1 Configuration of wing/store model

servoelasticity)은 기존의 공력탄성학계에 비행 제어 시스템, 즉, 작동기(actuator), 감지기(sensor) 및 제어기(controller)가 연계된 시스템에 대한 연구이다. 이에 비해, 공력탄성학적 제어(active control of aeroelasticity, 혹은 플러터 억제)는 제어시스템을 도입하여 공력탄성학적 안정성을 높이는 연구이다.

공력탄성학적 분야에서 공력탄성학적 제어는 앞에서 언급한 고전적인 공탄성 해석에 의한 공력탄성학적 특성 파악보다 더 능동적인(active) 방법이다. 고전적인 공탄성 해석은 시스템의 공력탄성학적 안정성을 파악하여 설계 시 이를 고려하게 한다. 이에 비해 플러터 제어는 제어 시스템을 사용하여 비행체의 공력탄성학적 안정성을 높이는 방법이다. 이러한 공력탄성학적 제어는 플러터 제어(flutter control)를 통해 비행영역(flight envelope)을 확장시키거나, 혹은 돌풍에 의한 동적 응답을 감소시킴으로써 구조의 피로 파괴를 억제하고 동시에 승객의 쾌적성을 향상 시킬 수 있다.

본 연구에서는 간단하면서도 공력탄성학적 특성을 쉽게 살펴 볼 수 있는 2차원 익형 모델(typical section)에 대한 플러터 억제를 수행하였다. 항공기의 날개를 피치(pitch), 플러지(plunge), 플랩(flap), 스토어(store)로 모델링하여, 공탄성 해석 및 플러터 억제에 관한 연구를 수행하였다.

2. 수식화

2.1 날개/스토어 모델(wing/store model)

Fig. 1은 항공기 날개에 스토어(store)가 장착된 모델을 보여 준다. 일반적으로 스토어가 부착되어 있는 파일런이 항공기 날개에 부착된다. 본 연구에서는 파일런이 decoupler pylon이라고 가정하여, 날개/스토어(wing/store) 모델에 대한 해석을 위해 날개의 피치각(pitch angle, α), 플러지(plunge, h), 그리고 스

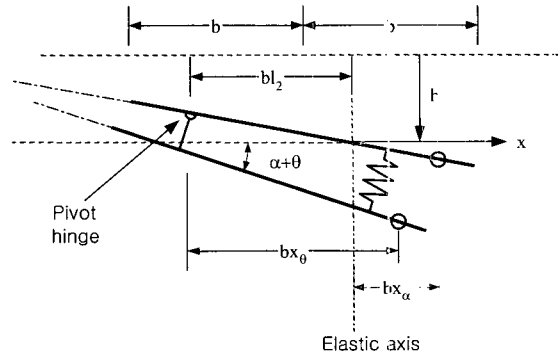


Fig. 2 Schematic diagram of a thin airfoil and decoupler pylon-mounted store

토어의 회전각(θ)을 자유도로 정하였다. Fig. 2는 Fig. 1의 날개/스토어 모델을 간략화한 것이다.⁽³⁾ decoupler pylon은 앞의 연결 부분이 힌지이고, 뒤의 연결 부위는 스프링으로 모델링이 되므로, 스토어는 날개에 대해 상대 회전변위(θ)를 가지게 된다. 스토어에 의한 공기력을 무시하면 날개/스토어 모델의 운동방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} m+m_s & S_a+S_0-bl_2m_s & S_0 \\ S_a+S_0-bl_2m_s & I_a+I_\theta-2bl_2S_\theta+(bl_2)^2m_s & I_\theta-bl_2S_\theta \\ S_0 & I_\theta-bl_2S_\theta & I_0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \\ \ddot{\theta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_h & 0 & 0 \\ 0 & K_\alpha & 0 \\ 0 & 0 & K_\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h \\ \alpha \\ \theta \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -L \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (1)$$

여기서,

$$S_0 = \int_{store} \rho x_s dx_s = mbx_{\theta_0}, \quad S_a = \int_{wing} \rho x dx = mbx_a$$

$$I_\theta = \int_{store} \rho x_s^2 dx_s = m(br_\theta)^2, \quad I_a = \int_{wing} \rho x^2 dx = m(br_a)^2$$

본 연구에서는 날개/스토어 모델의 플러터 억제를 위해 뒷전의 플랩(flap)을 이용하였으며, 플랩의 동역학은 다음과 같다.

$$I_\beta \ddot{\beta} + C_\beta \dot{\beta} + K_\beta \beta = D_\beta \beta_{com} \quad (2)$$

여기서, β 는 플랩각(flap angle), β_{com} 은 플랩각에 대한 입력 신호이며, I_β , C_β , K_β , D_β 는 각각 관성모멘트, 감쇠, 강성, 제어력항이다.

식 (1)과 식 (2)로부터 플랩이 있는 날개/스토어 모델의 운동 방정식은 다음과 같다.

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = \{F\} + \{D_\beta\}\beta_{com} \quad (3)$$

여기서,

$$\{x\} = [h \ \alpha \ \theta \ \beta]^T$$

$$[M] = \begin{bmatrix} m+m_s & S_\alpha+S_\theta-bl_2m_s & S_\theta & 0 \\ S_\alpha+S_\theta-bl_2m_s & I_\alpha+I_\theta-2bl_2S_\theta+(bl_2)^2m_s & I_\theta-bl_2S_\theta & 0 \\ S_\theta & I_\theta-bl_2S_\theta & I_\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_\beta \end{bmatrix}$$

$$[C] = \begin{bmatrix} C_h & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C_\alpha & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_\beta \end{bmatrix} \quad [K] = \begin{bmatrix} K_h & 0 & 0 & 0 \\ 0 & K_\alpha & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & K_\beta \end{bmatrix}$$

$$\{F\} = \begin{bmatrix} -L \\ M \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \{D\} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ D_\beta \end{bmatrix}$$

식 (1)에서 L 과 M 은 공기력에 의한 양력(lift)과 모멘트(moment)이며, 시스템이 조화진동한다고 가정하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} -L \\ M \end{bmatrix} = \frac{1}{2}\rho U^2 \left(\begin{bmatrix} \bar{Q}_{hh} & \bar{Q}_{h\alpha} \\ \bar{Q}_{\alpha h} & \bar{Q}_{\alpha\alpha} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{Q}_{h\theta} \\ \bar{Q}_{\alpha\beta} \end{bmatrix} \beta \right) \quad (4)$$

여기서, \bar{Q}_{ij} 는 공기력 상관계수이며, 본 연구에서는 3차원 DHM 코드⁽⁴⁾를 이용하여 계산하였다. 식 (4)를 이용하여 식 (3)의 공기력 항을 다시 쓰면 다음과 같다.

$$\{F\} = \frac{1}{2}\rho U^2 \begin{bmatrix} \bar{Q}_{hh} & \bar{Q}_{h\alpha} & 0 & \bar{Q}_{h\theta} \\ \bar{Q}_{\alpha h} & \bar{Q}_{\alpha\alpha} & 0 & \bar{Q}_{\alpha\beta} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \\ \theta \\ \beta \end{bmatrix} = \frac{1}{2}\rho U^2 [\bar{Q}]\{x\} \quad (5)$$

상태변수 방정식을 구성하기 위해 식 (5)의 공기력 상관계수를 최소상태 변수 근사법(minimum-state approximation)⁽⁵⁾을 이용하여 다음과 같이 근사화하였다.

$$[\bar{Q}(s)] = [P_1] \left(\frac{b}{U} \right)^2 s^2 + [P_2] \left(\frac{b}{U} \right) s + [P_3] + [D](s[I] - [\bar{R}])^{-1} [E]s \quad (6)$$

식 (3)을 라플라스 변환하고, 식 (6)을 이용하여 정리하면 다음과 같다.

$$([\bar{M}]s^2 + [\bar{C}]s + [\bar{K}])\{X(s)\} = [\bar{D}]\{X_a(s)\} + \{D_\beta\}\beta_{com}(s) \quad (7)$$

여기서,

$$[\bar{C}] = [C] - \frac{1}{2}\rho U b [P_2], \quad [\bar{M}] = [M] - \frac{1}{2}\rho b^2 [P_1]$$

$$[\bar{D}] = \frac{1}{2}\rho U^2 [D], \quad [\bar{K}] = [K] - \frac{1}{2}\rho U^2 [P_3]$$

식 (7)에서 공기력의 근사화에 의해 추가되는 상태변수 $\{X_a(s)\}$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$\{X_a(s)\} = (s[I] - [\bar{R}]^{-1}) [E]s \{X(s)\} \quad (8)$$

새로운 상태변수 $v=x$ 로 정의하고, 식 (7)과 식 (8)을 이용하여 최종 상태 방정식을 구성하면 다음과 같다.

$$\{\dot{\eta}\} = [A]\{\eta\} + \{B\}\beta_{com} \quad (9)$$

여기서,

$$\{\eta\} = [v^T \ x^T \ x_a^T]^T$$

$$[A] = \begin{bmatrix} -[\bar{M}]^{-1}[\bar{C}] & -[\bar{M}]^{-1}[\bar{K}] & -[\bar{M}]^{-1}[\bar{D}] \\ [I] & [0] & [0] \\ [E] & [0] & [\bar{R}] \end{bmatrix}$$

$$\{B\} = \left[([\bar{M}]^{-1}\{D_\beta\})^T \ \{0\}^T \ \{0\}^T \right]^T$$

2.2 제어기 설계

플러터 제어 시스템은 구조 모델의 상태변수 및 공기력에 의한 상태까지 포함된 시스템이므로, 일반적인 진동제어 시스템과 달리 상당히 복잡한 특성을 가진다. 이로 인해 효과적인 제어기 설계가 용이하지 않으므로, 본 연구에서는 시스템 모델을 기초로한 최적 제어기인 LQG제어기를 사용하였다. LQG제어기에 비해 LQR제어기를 사용하는 것이 보다 우수한 성능을 나타낼 수 있으나, 공기역학적 근사화에 의한 상태변수등이 모두 측정 가능하지 않으므로 출력 되먹임 형태의 LQG제어기를 사용하였다. LQG 제어 문제는 다음과 같은 성능 지수(performance measure)를 최소화하는 제어 입력을 생성하는 동적 보상기(dynamic compensator)를 찾는 것이다.^(6,7)

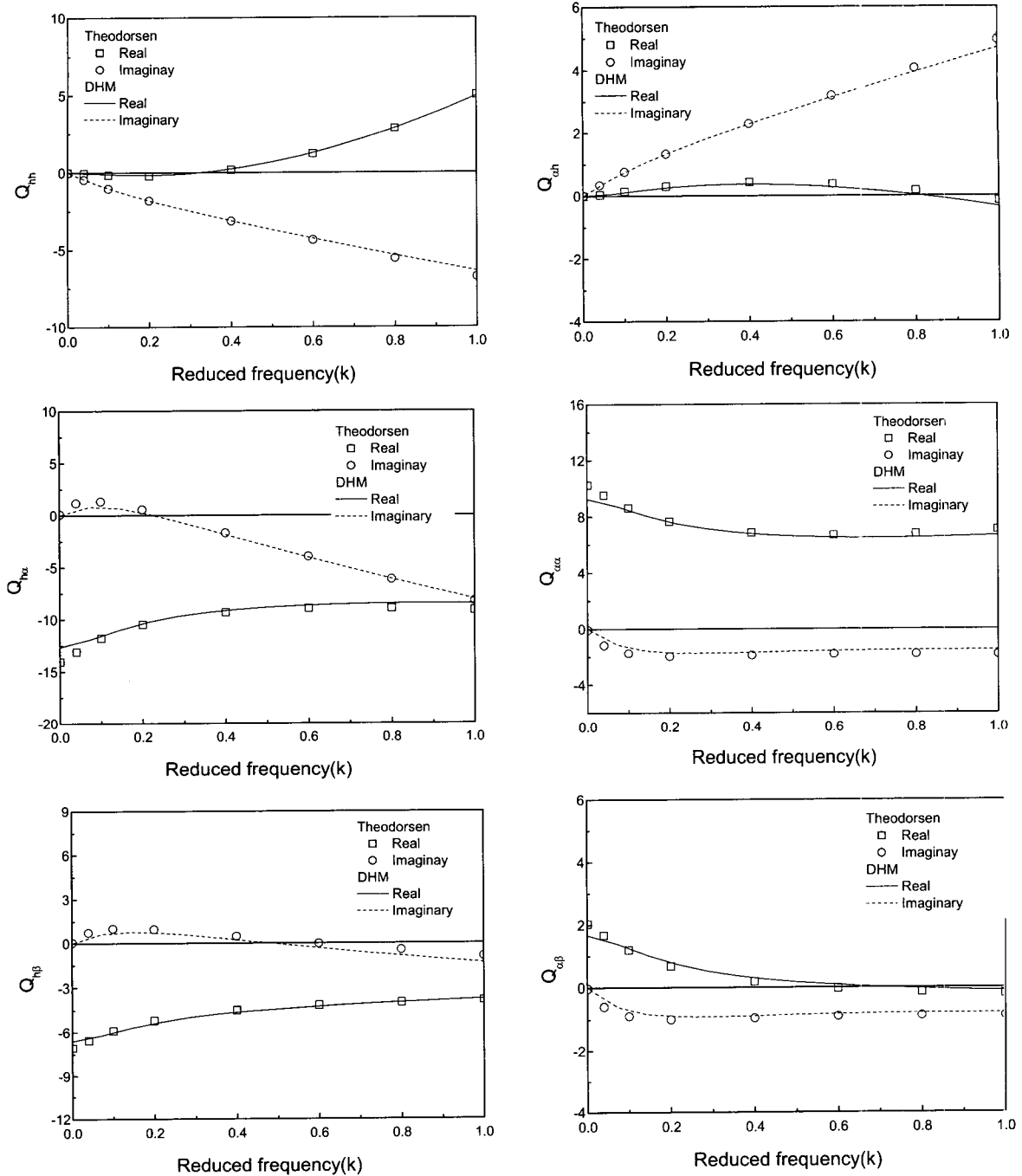


Fig. 3 Comparison of 2-D AIC between DHM and Theodorsen function

$$V = \lim_{t \rightarrow \infty} E \{ \mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u} \} \quad (10)$$

여기서, \mathbf{x} 는 상태 변수 벡터이며, \mathbf{u} 는 입력 벡터를 의미한다. 그리고, \mathbf{Q} 와 \mathbf{R} 은 상태 변수와 입력에 대한

가중치(weighting)이다.

피드백 되는 상태를 추정하기 위해 다음과 같은 상태 추정기(state-estimator)를 정의한다.

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{K}_f(\mathbf{y} - \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}}) \quad (11)$$

여기서, K_f 는 칼만 필터 게인이며, 다음과 같다.

$$\begin{aligned} K_f &= SC^T \Theta \\ 0 &= AS + SA^T + \Xi - SC^T \Theta^{-1} CS \end{aligned} \quad (12)$$

여기서, Ξ 와 Θ 는 시스템 잡음 $\xi(t)$ 와 측정잡음 $\theta(t)$ 의 공분산 행렬로써 다음과 같이 표현된다.

$$E\{\xi(t)\xi^T(t)\} = \Xi \delta(t-\tau), E\{\theta(t)\theta^T(t)\} = \Theta \delta(t-\tau) \quad (13)$$

그리고, 상태-피드백 게인, K_c 는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} u &= -K_c \hat{x}, K_c = R^{-1} B^T P \\ 0 &= A^T P + PA + Q - PBR^{-1} B^T P \end{aligned} \quad (14)$$

식 (12)와 식 (14)를 이용하면 시스템의 차수와 동일한 LQG 제어기를 얻을 수 있다.

3. 날개/스토어 모델의 공탄성 해석 및 플러터 억제

3.1 해석 모델 및 공탄성 해석

본 연구에서 공탄성 해석 및 플러터 억제를 위해 사용된 날개/스토어 모델의 변수 값은 Table 1에 제시되었다. Fig. 3은 3차원 DHM코드⁽⁴⁾를 이용하여 계산된 아음속 비정상 공기력 상관계수(aerodynamic influence coefficient)를 보여주고 있다. 본 연구에서 사용한 비정상 공기력 상관계수가 Theodorsen의 비압축성 2차원 이론⁽⁸⁾의 결과와 잘 일치하고 있다. Fig. 4는 Karpel의 최소상태변수 근사법을 이용하여 공기력 상관계수를 근사화하였다. 공기력 근사화에 의한 극점(pole)의 개수가 3이상이면, 최소상태변수 근사법이 공기력 상관계수를 잘 근사화하고 있음을 알 수 있다.

Table 2는 제어 하지 않은 경우의 플러터 해석 결과를 보여 주고 있다. 날개만 고려한 경우, rigid pylon과 decoupler pylon의 경우 모두 플러터 속도와 플러터 주파수가 참고 문헌⁽³⁾의 결과와 잘 일치하고 있으며, clean wing 및 rigid 파일런의 경우보다 decoupler pylon에 의해 스토어가 연결된 경우에 플러터 속도가 더 높음을 알 수 있다. 이것은 decoupler pylon의 강성을 조절하므로써, 플러터 속도를 제어할 가능성을 의미한다. 그러나, decoupler pylon의 강성을 조절하여 플러터 속도를 높이려는 시도⁽³⁾는 높은

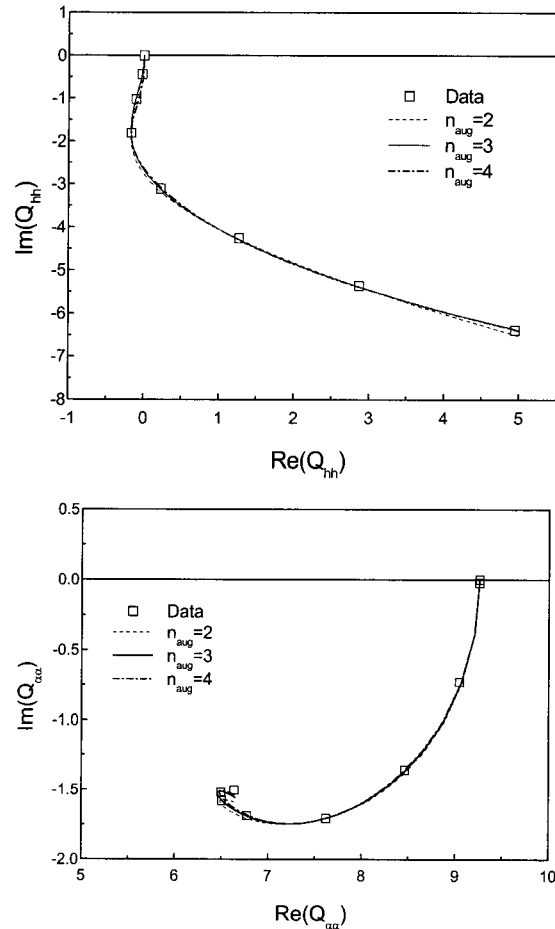


Fig. 4 Minimum-state approximation of 2-D AIC

제어 성능은 발휘하지 못하였다.

Fig. 5는 속도가 증가함에 따라 날개/스토어 모델의 개루프(open-loop) 시스템의 근궤적(root-locus) 변화를 보여 준다. 속도가 증가하면서 플러터 모드의 실수부가 0보다 크게 되고, 이 점이 플러터 점이 된다. 작동기의 극점은 속도변화에 대해 변화가 없으며, 공기역학적 극점은 시스템의 안정성에는 아무런 영향을 주지 못함을 알 수 있다. Fig. 6은 불안정한 영역인 속도가 191 m/s일 때의 시간 응답을 보여 준다. 본 연구에서는 시스템이 불안정해지는 플러터 속도부근을 기준으로 제어기를 설계하였다.

3.2 플러터 억제

LQG제어를 위해 플러터와 피치 자유도를 감지하였으며, 제어는 1초 후부터 시작하였다. Fig. 7은

Table 1 System variables of wing/store model

ρ	4,2538 kg/m ³
m_s	1027.6 kg
m	5.3 m _s
br_α	0.635 m
br_θ	0.830 m
b	1.12 m
bx_α	0.178 m
bx_θ	0 m
bl_1	0.223 m
ab	0.1702 m
ω_h	24.5 rad/s
ω_a/ω_h	1.27

Table 2 Flutter speed and frequency of wing/store model ($\omega_a/\omega_h = 0.55$)

	Present		Ref.
	Speed (m/s)	Frequency (Hz)	Speed (m/s)
Clean wing	169.8	3.96	165.8
Rigid pylon	146.4	3.66	142.2
Decoupler pylon	189.9	3.81	190.4

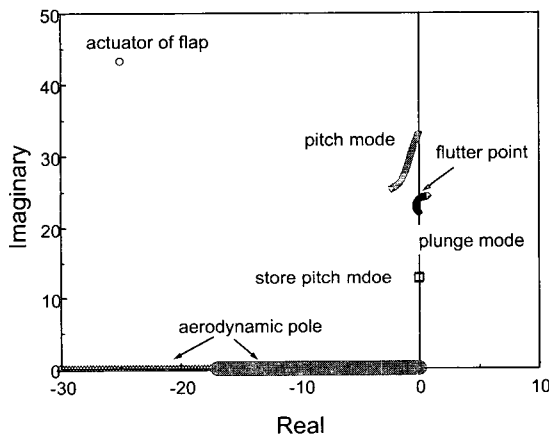


Fig. 5 Root-loci of open-loop wing/store model

플러터 속도 부근에서 제어를 하지 않은 시간 응답과 제어를 한 시간 응답을 보여 준다. 제어를 하지 않은 경우와 비교하여 세 모드 모두 잘 제어 되고 있음을 알 수 있다.

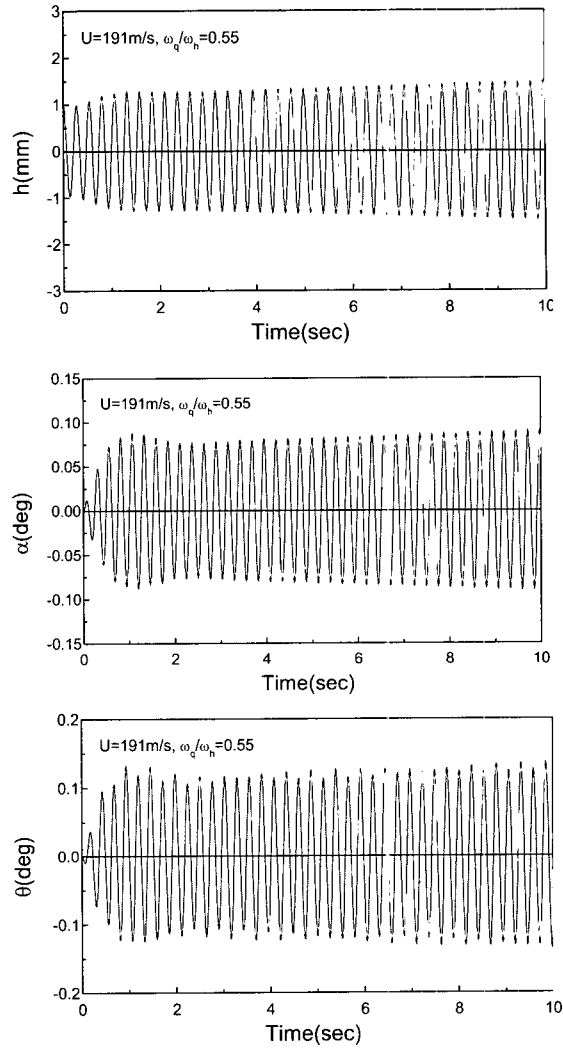


Fig. 6 Open loop response of wing/store model at the vicinity of flutter speed

Fig. 8과 Fig. 9는 개루프시스템의 플러터 속도보다 높은 영역에서의 시간 응답을 보여 주고 있다. Fig. 8은 속도비가 1.1인 경우이며, Fig. 9는 1.24인 경우이다. 속도비가 1.1인 경우는 개루프 시스템의 플러터 속도보다 높은 영역임에도 플러터 제어가 되고 있다. 그러나, 속도비가 1.24인 경우는 제어가 잘 되지 않고, 중립점에 가까움을 알 수 있다. 그러므로, 이 속도가 페루프(closed-loop)시스템의 플러터 속도이며, 개루프시스템에 비해 약 24% 정도 플러터 속도가 증가하였다. Fig. 10은 페루프시스템의 근궤적을 보여 주고 있다. Fig. 10(a)는 시스템의 근궤적 전체를 보여주고 있다. LQG제어기에 의해 시스템의 구조 모드

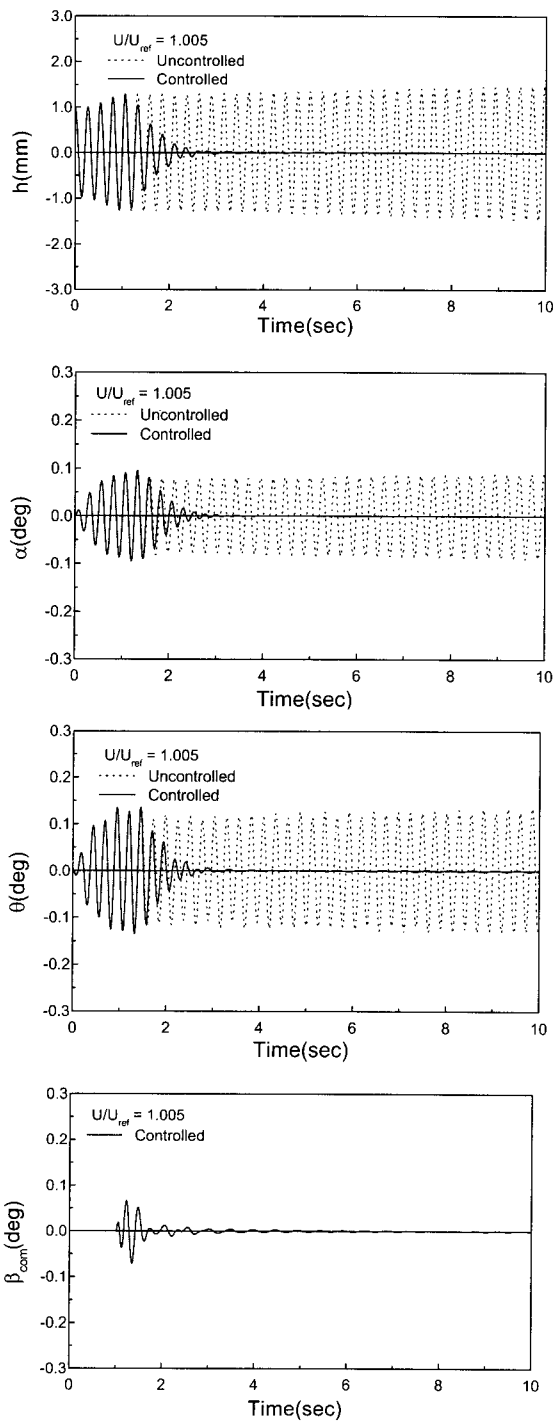


Fig. 7 Closed loop responses of wing/store model ($U/U_{ref}=1.005$)

이외에 공기력 근사, 제어기(controller), 추정기(estimator)에 의한 극점들이 추가되었음을 확인할

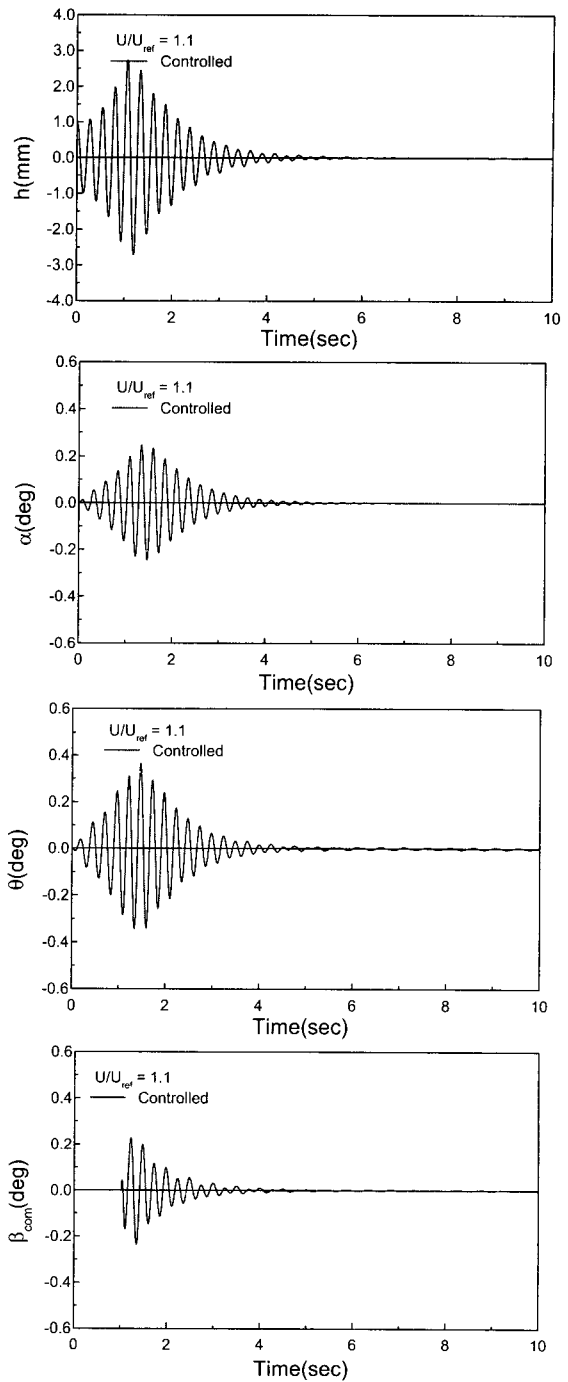


Fig. 8 Closed loop responses of wing/store model ($U/U_{ref}=1.1$)

수 있다. Fig. 10(b)는 Fig. 5와 달리 플러터, 피칭, 제어기등의 여러가지 모드들이 섞여서 플러터가 발생할 수 있다.

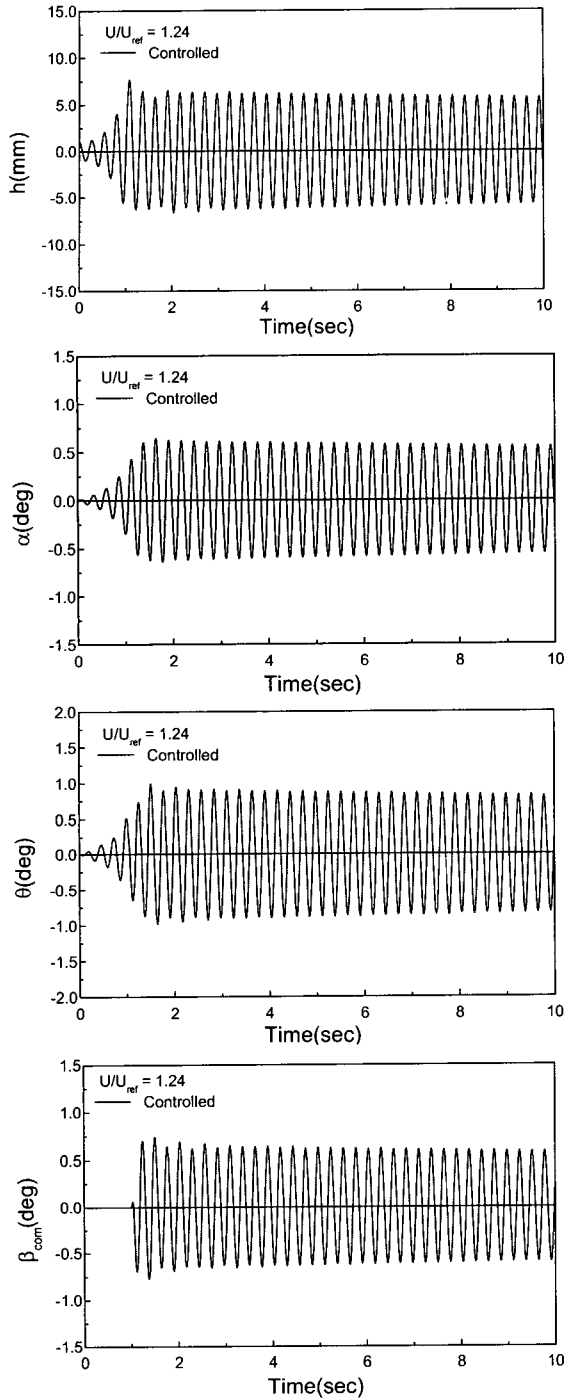
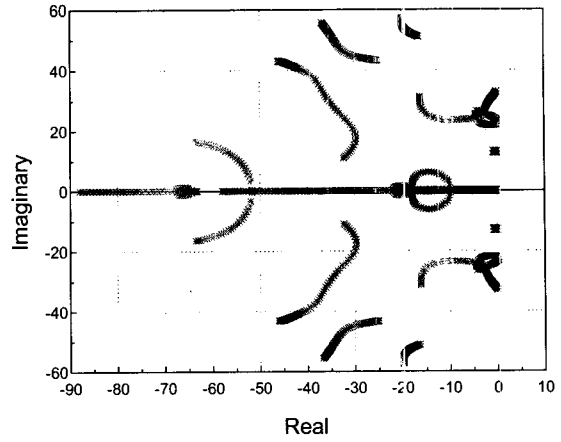


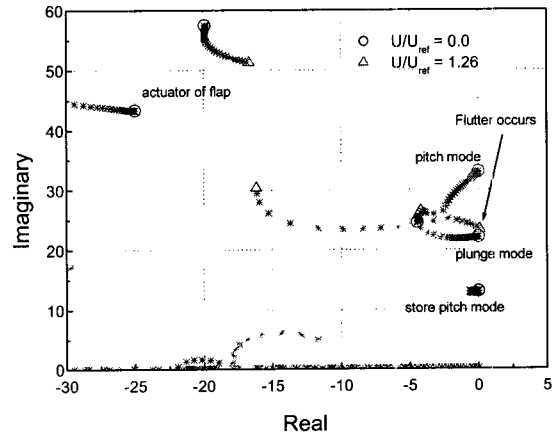
Fig. 9 Closed loop responses of wing/store model ($U/U_{ref}=1.24$)

4. 결론

본 연구에서는 2차원 날개/스토어 모델의 플러터



(a) Root-loci of entire system



(b) Root-loci of structural mode.

Fig. 10 Root-loci of closed-loop wing/store model

억제를 수행하였다. 스토어가 부착된 항공기 날개를 2차원 익형 (typical section)으로 모델링하였다. 비정상 공기력 계산을 위해 DHM을 이용하였으며, 최소상태 변수 근사법을 이용하여 근사화하였다. 플러터 억제를 위해 LQG 제어를 사용하였으며, 플러터 제어를 수행하여 약 24%의 플러터 속도 증가를 확인하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 연구비 지원(TECD-401-001119)과 국가지정연구실 사업(2000-N-NL-01-C-250)에 의해 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

- (1) Bisplinghoff, R. L., Ashley, H. and Halfman, R. L., Aeroelasticity, Addison-wesley Publishing Company, Cambridge, Mass., 1955.
- (2) Dowell, E. H., Crawley, E. F., Curtiss Jr., H. C., Peters, D. A., Scanlan, R. H. and Sisto, F., A Modern Course in Aeroelasticity, Kluwer Academic Publishers, 1995.
- (3) Gade, P. V. N. and Inman, D. J., 1998, "Active Control of Stroe-induced Flutter in Incompressible Flow," Journal of Aircraft, Vol. 35, No. 3, pp. 454~460.
- (4) 이인, 배재성 외, 2000. "구조비선형 감안 공탄성 해석 연구," TECD-401-001119, 국방과학연구소, 2000.
- (5) Karpel, M., 1982, "Design for Active Flutter Supression and Gust Alleviation Using State-space Aeroelastic Modeling," Journal of Aircraft, Vol. 19, No. 3, pp. 221~227.
- (6) Dorato, P., Abdallah, C., and Cerone, V., 1995, Linear Quàdratic Control, Prentice Hall, New Jersey.
- (7) 류근호, 한재홍, 이인, 1997, "압전 감지기/작동기를 이용한 복합재 평판의 최적진동제어실험," 한국소음진동공학회지, 제 7 권, 제 1 호, pp. 161~168.
- (8) Theodorsen, T., 1935, "General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter," NACA Report 496.