

## 2 차원 날개/스토어 모델의 플러터 억제

### Flutter Suppression of 2-D Wing/Store Model

\*배재성\*·김도형\*\*·양승만\*\*\*·이인\*\*\*

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

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 16 %.

기호설명	
$h$	: plunge
$\alpha$	: pitch
$\theta$	: store pitch
$\beta$	: flap angle
$\rho$	: density of air
$U$	: air speed
$m$	: mass of wing
$m_s$	: mass of store
$r_\alpha$	: radius of gyration of wing about E.A.
$r_\theta$	: radius of gyration of wing about pivot
$L$	: aerodynamic lift
$M$	: aerodynamic moment
$\bar{Q}_{ij}$	: aerodynamic influence coefficients

### 1. 서론

비행체의 구조물은 비행시 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 응답문제, 그리고, 공력하중에 의하여 구조물이 변형함에 따라 변화되는 공력 하중을 예측하는 정적하중 재분포 문제 등이 있다<sup>(1),(2)</sup>. 이러한 현상들은 구조물의 파괴 또는 제어 성능과 직접 연관되므로 설계시 많

은 고려가 필요하다. 공탄성 현상은 구조물의 비행 중 파괴에 이를 수 있는 상황을 미리 방지하는데 초점을 두며, 또한 비행시 여러 상황에서 구조물과 공기력의 상호작용을 이해함으로써 그 성능을 높이는 데도 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(aeroservoelasticity)은 기존의 공력탄성학계에 비행 제어시스템, 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 높이게 하는 방법이다. 이러한 공력탄성학적 제어는 플러

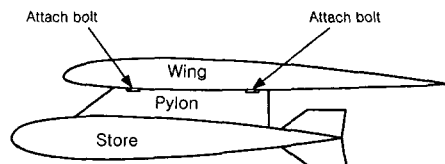


Fig. 1 Configuration of wing/store model.

\* 한국과학기술원 기계공학과(항공우주전공) 대학원  
E-mail : bjs@asdl.kaist.ac.kr  
Tel : (042) 869-3757, Fax : (042) 869-3710

\*\* 한국과학기술원 기계공학과(항공우주전공) 대학원

\*\*\* 한국과학기술원 기계공학과(항공우주전공)

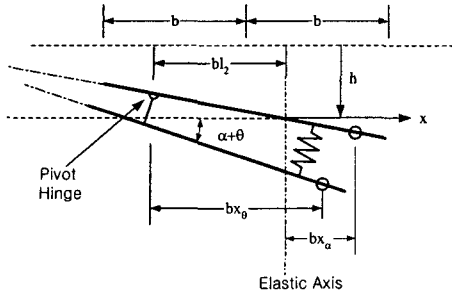


Fig. 2 Schematic diagram of a thin airfoil and decoupler pylon-mounted store.

터 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 살펴볼 수 있는 2 차원 익형 모델(typical section)에 대한 플러터 억제를 수행하였다. 항공기를 날개를 피치(pitch), 플러지(plunge), 플랩(flap) 및 스토어(store)로 모델링하여, 공탄성 해석 및 플러터 억제에 관한 연구를 수행하였다.

## 2. 수식화

### 2.1 날개-스토어 모델(Wing/Store Model)

Fig. 1 은 항공기 날개에 스토어(store)가 장착된 모델을 보여 준다. 일반적으로 스토어가 부착되어 있는 파일린이 항공기 날개에 부착된다. 본 연구에서는 파일린이 decoupler pylon 이라고 가정하여, 날개/스토어(wing/store) 모델에 대한 해석을 위해 날개의 피치각(pitch angle,  $\alpha$ ), 플러지(plunge,  $h$ ), 그리고, 스토어의 회전각( $\theta$ )을 자유도로 정하였다. Fig. 2 는 Fig. 1 의 날개/스토어 모델을 간략화한 것이다<sup>(3)</sup>. decoupler pylon 은 앞의 연결 부분이 힌지이고, 뒤의 연결 부위는 스프링으로 모델링이 되므로, 스토어는 날개에 대해 상대 회전변위( $\theta$ )를 가지게 된다. 스토어에 의한 공기력을 무시하면 날개/스토어 모델의 운동방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} m+m_s & S_\alpha+S_\theta-bl_2m_s & S_\theta \\ S_\alpha+S_\theta-bl_2m_s & I_\alpha+I_\theta-2bl_2S_\theta+(bl_2)^2m_s & I_\theta-bl_2S_\theta \\ S_\theta & I_\theta-bl_2S_\theta & I_\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \\ \ddot{\theta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_h & 0 & 0 \\ 0 & K_\alpha & 0 \\ 0 & 0 & K_\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h \\ \alpha \\ \theta \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -L \\ M \\ 0 \end{Bmatrix}$$

(1)

여기서,

$$S_\alpha = \int_{wing} \rho x dx = mbx_\alpha, \quad S_\theta = \int_{store} \rho x_s dx_s = mbx_\theta$$

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

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,  $\beta$  는 플랩각(flap angle)이고,  $\beta_{com}$  은 플랩 각에 대한 입력 신호이다.

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

$$\begin{Bmatrix} -L \\ M \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} \rho U^2 \begin{bmatrix} \bar{Q}_{hh} & \bar{Q}_{h\alpha} \\ \bar{Q}_{\alpha h} & \bar{Q}_{\alpha\alpha} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h \\ \alpha \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{Q}_{h\beta} \\ \bar{Q}_{\alpha\beta} \end{bmatrix} \beta \quad (3)$$

여기서,  $\bar{Q}_{ij}$  는 공기력 상관계수이며, 본 연구에서는 3 차원 DHM 코드<sup>(4)</sup>를 이용하여 계산하였다.

상태변수 방정식을 구성하기 위해 식(3)의 공기력 상관계수를 최소상태 변수 근사법(minimum-state approximation)<sup>(5)</sup>을 이용하여 다음과 같이 근사화하였다.

$$\begin{aligned} [\bar{Q}(s)] &= [P_1] \left( \frac{b}{U} \right)^2 s^2 + [P_2] \left( \frac{b}{U} \right) s + [P_3] \\ &+ [D] (s[I] - [\bar{R}])^{-1} [E] s \end{aligned} \quad (4)$$

식(1)을 라플라스 변환하고, 식(4)를 이용하여 정리하기 위해 다음과 같은 공기력 근사화에 의한 상태변수를 정의한다.

$$\{X_o(s)\} = (s[I] - [\bar{R}])^{-1} [E] s \{X(s)\} \quad (5)$$

새로운 상태변수  $v = \dot{x}$  로 정의하고, 식(1)~식(5)를 이용하여 최종상태 방정식을 구성하면 다음과 같다.

$$\{\dot{\eta}\} = [A] \{\eta\} + \{B\} \beta_{com} \quad (6)$$

### 2.2 제어기 설계

본 연구에서는 날개/스토어 모델의 플러터 억제를 위해서 LQG 제어기를 사용하였다. LQG 제어 문제는 다음과 같은 성능 지수(performance measure)를 최소화하는 제어 입력을 생성하는 동적 보상기(dynamic compensator)를 찾는 것이다<sup>(6)</sup>.

$$V = \lim_{t \rightarrow \infty} E \{ \mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u} \} \quad (7)$$

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.

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{K}_r (\mathbf{y} - \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}}) \quad (8)$$

여기서,  $\mathbf{K}_r$ 는 칼만 필터 게인이며, 다음과 같다.

$$\mathbf{K}_r = \mathbf{S}\mathbf{C}^T \boldsymbol{\Theta} \quad (9)$$

$$0 = \mathbf{A}\mathbf{S} + \mathbf{S}\mathbf{A}^T + \boldsymbol{\Xi} - \mathbf{S}\mathbf{C}^T \boldsymbol{\Theta}^{-1} \mathbf{C}\mathbf{S}$$

그리고, 상태-피드백 게인,  $\mathbf{K}_c$ 는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\mathbf{u} = -\mathbf{K}_c \hat{\mathbf{x}}, \quad \mathbf{K}_c = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \quad (10)$$

$$0 = \mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A} + \mathbf{Q} - \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P}$$

식(9)와 식(10)을 이용하면 시스템의 차수와 동일한 LQG 제어를 얻을 수 있다.

Table 1 System variables of wing/store model.

$\rho$	$4.2538 \text{ kg/m}^3$
$m_s$	$1027.6 \text{ kg}$
$m$	$5.3 m_s$
$br_\alpha$	$0.635 m$
$br_\theta$	$0.830 m$
$b$	$1.12 m$
$bx_\alpha$	$0.178 m$
$bx_\theta$	$0 m$
$bl_1$	$0.223 m$
$ab$	$0.1702 m$
$\omega_h$	$24.5 \text{ rad/s}$
$\omega_\alpha / \omega_h$	$1.27$

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

	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
Decoupled pylon	189.9	3.81	190.4

### 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. Table 2는 선형 공탄성 해석 결과를 보여 주고 있다. 플러터 속도와 플러터 주파수 모두 참고 문헌과 잘 일치하고 있으며, clean wing 및 rigid 파일런의 경우보다 decoupler 파일런으로 스토어가 연결된 경우에 플러터 속도가 더 높음을 알 수 있다.

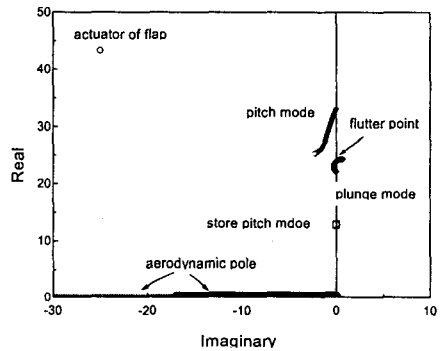


Fig. 3 Root-loci of open-loop wing/store model.

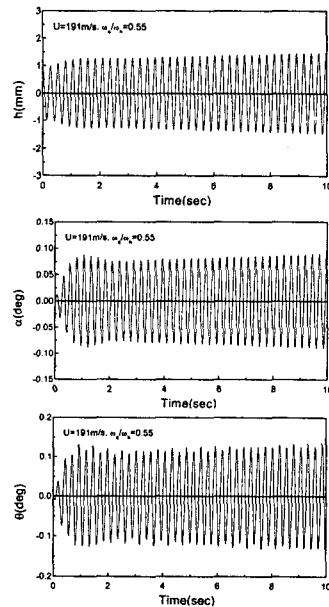


Fig. 4 Open loop response of wing/store model at the vicinity of flutter speed.

Fig. 3은 속도가 증가하면서 날개/스토어 모델의 open-loop 시스템의 근궤적(root-locus) 변화를 보여 준다. 속도가 증가하면서 플러터 모우드의 실수부가 0보다 크게 되고, 이 점이 플러터 점이 된다. 작동기의 pole은 속도변화에 대해 변화가 없으며, 공기역학적 pole은 시스템의 안정성에는 아무런 영향을 주지 못함을 알 수 있다. Fig. 4는 불안정한 영역인 속도가 191m/s 일 때의 시간 응답을 보여 준다.

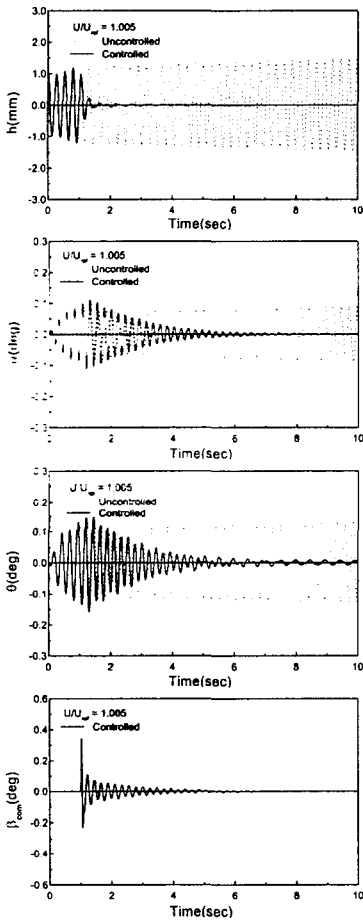


Fig. 5 Closed loop responses of wing/store model.

### 3.2 플러터 억제

LQG 제어를 위해 플러터 자유도를 감지하였으며, 제어는 1 초 후부터 시작하였고, 게인  $K_c$ 는 open loop 시스템의 플러터 속도를 기준으로 설계하였다. Fig. 5는 플러터 속도 부근에서 제어를 하지 않은 시간 응답과 제어를 한 시간 응답을 비교

하였다. 제어를 하지 않은 경우와 비교하여 약간의 overshoot는 발생하지만, 세 모우드 모두 제어가 되고 있음을 알 수 있다.

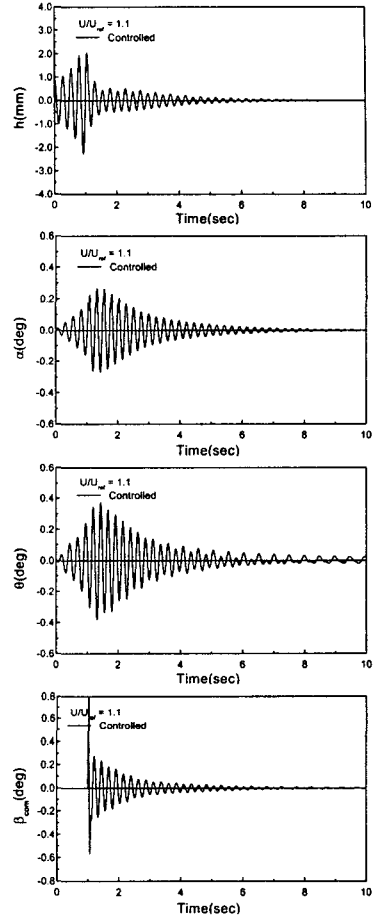


Fig. 6 Closed loop responses of wing/store model ( $U/U_{ref} = 1.1$ ).

Fig. 6과 Fig. 7은 open-loop 시스템의 플러터 속도보다 높은 영역에서의 시간 응답을 보여 주고 있다. Fig. 6은 속도비가 1.1인 경우이며, Fig. 7은 1.16인 경우이다. 속도비가 1.1인 경우는 플러터 제어가 잘 되고 있으나, 1.16인 경우는 제어가 되지 않고 발산함을 알 수 있다. 그러므로, 이 속도가 closed-loop 시스템의 플러터 속도이며, open-loop 시스템에 비해 약 16%정도 플러터 속도가 증가하였다. Fig. 8은 closed-loop 시스템의 근궤적을 보여 주고 있다. Fig. 8(a)는 시스템의 근궤적 전체를 보여주고 있다. LQG 제어기에 의해 시스템의 구조 모우드 이외에 많은 모우드들이 추가되었음을 확

인할 수 있다. Fig. 8(b)는 Fig. 3 과 비교하여 플러지 모우드는 안정해지나 피칭 모우드는 불안정해져서 결국 피칭 모우드에서 플러터가 발생하고 있음을 알 수 있다.

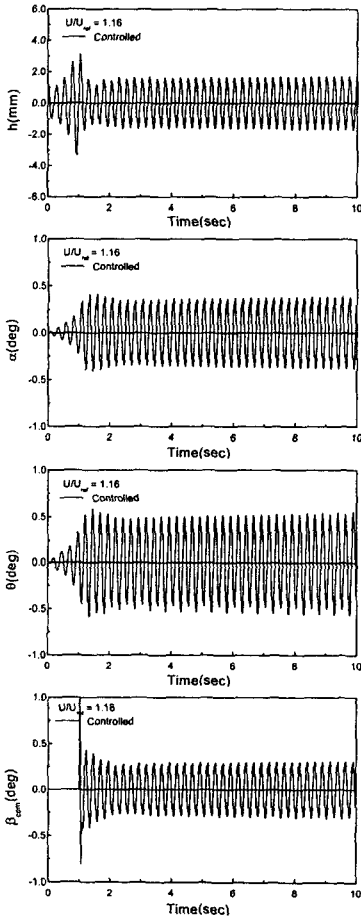


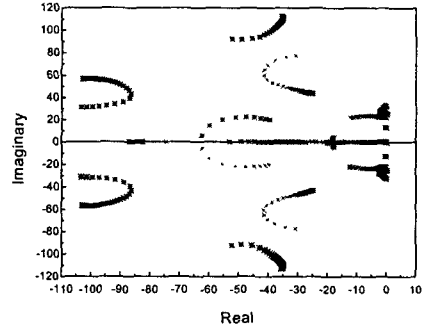
Fig. 7 Closed loop responses of wing/store model ( $U/U_{ref} = 1.16$ ).

#### 4. 결론

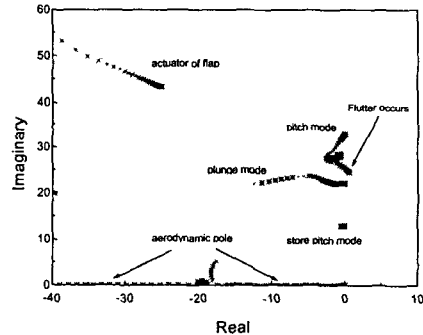
본 연구에서는 2 차원 날개/스토어 모델의 플러터 억제제를 수행하였다. 스토어가 부착된 항공기 날개를 2 차원 익형(typical section)으로 모델링하였다. 비정상 공기력 계산을 위해 DHM 을 이용하였으며, 최소상대변수 근사법을 이용하여 근사화하였다. 플러터 억제제를 위해 LQG 제어기를 사용하였으며, 플러터 제어를 수행하여 약 16%의 플러터 속도 증가를 확인하였다.

#### 후기

본 연구는 국방과학연구소의 연구비 지원(TECD-401-001119)에 의해 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.



(a) Root-loci of entire system



(b) Root-loci of structural mode.

Fig. 8 Root-loci of closed-loop wing/store model.

#### 참고문헌

- (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., "Active Control of Stoe-Induced Flutter in Incompressible Flow," Journal of Aircraft, Vol. 35, No. 3, 1998.
- (4) 이인, 배재성 외, "구조비선형 감안 공탄성 해석 연구," TECD-401-001119, 국방과학연구소, 2000.
- (5) Karpel, M., "Design for Active Flutter Suppression and Gust Alleviation Using State-Space Aeroelastic Modeling," Journal of Aircraft, Vol. 19, No. 3, 1982.
- (6) Dorato, P., Abdallah, C., and Cerone, V., Linear Quadratic Control, Prentice Hall, New Jersey, 1995.