

조종면 및 외부 장착물을 갖는 2차원 날개의 천음속 플러터 억제

Flutter Suppression of the Two-dimensional Wing with Control Surface and External Store in Transonic Region

이승준*, 이 인(한국과학기술원), 한재홍(한국과학기술원)

1. 서 론

공력탄성학(aeroelasticity)은 항공기를 설계하는데 있어서 매우 중요하게 여겨지는 문제로써, 공기력(aerodynamic forces)과 구조물의 탄성력(elastic force) 및 관성력(inertia forces)의 상호작용을 연구하는 학문이다. 최근의 경량화되고 유연화된 미사일 또는 전투기의 개발로 인해 공력탄성학적인 문제는 더욱 주목을 받게 되었다. 이러한 유체-구조 연계시스템이 겪게되는 공력탄성학적인 현상으로는 플러터(flutter), 버펄링(buffeting), 다이버전스(divergence) 등의 문제들이 존재한다. 그중에서 동적 불안정성인 플러터와 같은 문제를 고려하지 못하였을 경우 구조물은 수명단축 뿐만아니라 누적된 피로로 인한 갑작스러운 구조의 파괴에 이르게 되므로 공력탄성학적인 문제에 대한 철저한 이해와 검토가 필요하다. 이러한 공탄성 문제에 대한 해결책으로는 가장 근본적인 구조의 형상이나 강성을 바꾸는 수동적인 방법 이외에도, 능동제어기법(Active Control Technology)을 이용하여 플러터 모드를 억제하거나, 압전재료와 같은 스마트 재료를 적용함으로써 공기역학적, 공탄성적 최적화된 형상으로 변형하는 방법이 연구되고 있다. 또한 최근의 전투기는 임무 수행에 따른 다양한 외부 장착물을 날개에 장착하는데 이로 인해 유발된 공력탄성학적인 불안정성을 억제하기 위해 decoupler pylon 과 같은 반수동, 반능동 억제장치를 개발하여 적용하였다. 그러나 항공기에 플러터 억제기를 실제로 적용함에 있어서 스마트 재료는 플랩(flap)을 이용하는 일반적인 방법에 비해 성능과 내구성 등의 면에서 검증이 부족하다.

전투기와 같은 천음속과 낮은 초음속 영역의 비행체의 경우 날개 표면 위에 존재하는 충격파(shock wave)로 인하여 천음속 강하(transonic dip)와 같은 공력탄성학적인 불안정현상이 발생한다. 천음속 영역에서의 공기역학적인 비선형성을 예측하기 위해 Batina와 Yang[1]은 complex s-plane 에서 공기력을 근사하였다. 그러나 최근 컴퓨터 성능의 향상에 따른 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD) 기법의 발달로 인해 시간 영역에서 보다 정확한 공기역학적인 힘을 계산할 수 있게 되었다. 이는 공기역학적인 선형성을 가정하는 주파수영역 근사법과 비교하여 비선형성에 대한 정밀한 예측을 가능하게 할 뿐만 아니라, 각 시간 스텝에 대하여 구조와 공기력과 제어기의 통합계산을 수행하도록 만들어줌으로써 제어기의 구조와 공기력에 대한 영향을 직접적으로 고려할 수 있다는 장점이 있다.

본 연구에서는 플러터 억제기법의 일반적인 적용을 위해 뒷전 플랩(trailing-edge flap)을 작동기로 선정하였고, 천음속 미소교란 운동방정식(Transonic Small Disturbance, TSD)을 이용하여 공기력을 계산하였다. CFD 결과에 대해 시스템 식별(system identification) 기법을 적용하여 공탄성 시스템을 근사함으로써 LQR 선형 제어기를 설계하였다. 구조응답과 공기력과 제어기는 각 시간 스텝별로 정보를 교환하며 연계되어 계산된다. 플러터 경계가 확장되는 것을 확인하였고, 시스템 식별법을 이용하여 설계된 제어기의 파라미터 선정이 제어 성능에 미치는 영향을 알아 보았다.

2. 이론 전개

2.1 천음속 영역에서의 공기력 해석

천음속영역 유동의 지배방정식은 비점성, 비회전성, 미소교란의 가정을 갖는 TSD 방정식을 shearing 좌표변환법을 이용하여 다음과 같은 계산영역(computational domain)에서의 지배방정식으로 정리하였다.

$$\begin{aligned}
 & -\frac{\partial}{\partial t} \left[\frac{A}{\xi_x} \phi_t + B \phi_\xi \right] \\
 & + \frac{\partial}{\partial \xi} \left[E \xi_x \phi_\xi + F \xi_x^2 \phi_\xi^2 + G (\xi_x \phi_\xi + \phi_\eta)^2 \right. \\
 & \left. + \frac{\xi_y}{\xi_x} (\xi_x \phi_\xi + \phi_\eta) + H \xi_y \phi_\xi (\xi_x \phi_\xi + \phi_\eta) \right] \\
 & + \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{1}{\xi_x} (\xi_x \phi_\xi + \phi_\eta) + H \phi_\xi (\xi_x \phi_\xi + \phi_\eta) \right] \\
 & + \frac{\partial}{\partial \zeta} \left[\frac{1}{\xi_x} \phi_\zeta \right] = 0
 \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 ξ , η , ζ 는 기준 코드길이(reference chord length)로 무차원화된 계산영역의 직교좌표를 뜻하고, ϕ 는 미소교란 포텐셜을 의미한다. 나머지 계수값들은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 A &= M^2, \quad B = 2M^2, \quad E = 1 - M^2 \\
 F &= -0.5(\gamma + 1)M^2, \quad G = 0.5(\gamma - 3)M^2 \\
 H &= -(\gamma - 1)M^2
 \end{aligned} \quad (2)$$

식(1)은 AF(Approximation Factorization) 알고리즘을 이용하였고, 공간에 대한 차분에서는 E-O(Engquist-Osher) 차분법을 사용하였다.

2.2 구조 모델

본 연구는 스토어가 부착된 플랩을 갖는 에어포일(airfoil)에 대해서 플러터 억제를 수행하는 것을 목표로 한다. 그림1은 날개/스토어/플랩 시스템을 개략적으로 나타낸 그림이고, Inman 등 [2]은 운동방정식을 다음과 같이 정리하였다.

$$[M]\{\ddot{x}(t)\} + [K]\{x(t)\} = \{F(t)\} \quad (3)$$

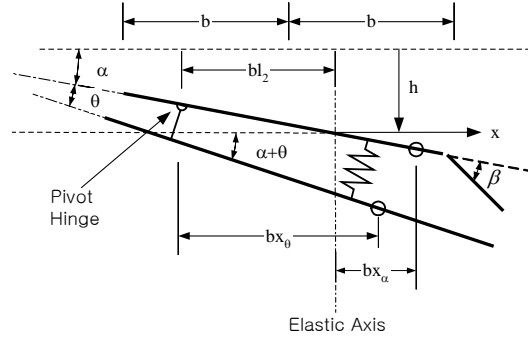


Fig. 1 Schematic diagram of Wing/Store/Flap system.

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

식(3)의 자유도는 플러지(plunge, h), 피치(pitch, α), 에어포일에 대한 스토어의 상대회전각도(θ) 및 플랩회전각도(β)의 4 자유도를 갖는다. 또한 구조적으로 스토어는 공기력을 유발하지 않는다는 가정을 하였다.

2.3 공기력과 구조 모델의 합성

식(3)과 같이 2차 선형 미분방정식으로 표현된 유체-구조 연계된 시스템은 아래와 같은 1차 상태공간 방정식으로 변형될 수 있다.

$$\{\dot{y}(\tau)\} = [A]\{y(\tau)\} + [B]\{Y(\tau)\} \quad (4)$$

여기서

$$\begin{aligned}
 \{y(t)\} &= \{\{\dot{x}(t)\}^T, \{x(t)\}\}^T \\
 \{Y(t)\} &= \{\{0\}^T, \{F(t)\}\}^T
 \end{aligned}$$

$$[A] = \begin{bmatrix} [0] & [I] \\ -[M]^{-1}[K] & -[M]^{-1}[C] \end{bmatrix} \quad [B] = \begin{bmatrix} [0] & [0] \\ [0] & [M]^{-1} \end{bmatrix}$$

식(4)의 공탄성 방정식은 5차의 Runge-Kutta 기법을 이용하여 시간적분을 수행하였다.

2.4 시스템 식별법 이용한 시스템 재구성

식(4)와 같은 시간영역에서의 공탄성 방정식은 공기력 항이 마치 외란(disturbance)처럼 구조 시스템에 적용된다. 이와 같은 경우 제어기와 공탄성 시스템을 통합하여 해석하는데 있어 공기력 항을 임의의 외란 함수로 모델링하여야만 한다. 특히, 천음속 유동과 같은 공기역학적인 비선형성이 강하게 존재하는 영역의 경우 신뢰성 있는 공기력의 예측치를 구하는 것이 매우 힘들다. 따라서 본 연구에서는 시스템 식별법을 이용하여 공탄성 시스템을 재구성함으로써 유체-구조-제어 연계해석을 수행하였다. 현재 비선형 서보공력탄성학 분야에서는 CFD 결과를 기초로 한 높은 정확도(high-fidelity)를 갖는 저차 모델링(reduced-order) 기법이 많이 연구되고 있다.[3] 이중 시스템 식별법을 이용한 연구는, 구조적인 복잡성이나 복잡한 이론전개 및 격자생성 과정을 거쳐야만 했던 비선형 현상들에 대해 간편하게 빠르게 시스템을 이해하고 구성할 수 있다는 장점을 이용한 대표적인 예이다.

시간전개(time-serise) 모델링 기법중에서 일반적으로 ARMAX(auto regressive moving average with exogenous input) 모델이 많이 사용되고 있는데, 본 연구에서는 그 중의 하나인 ARX 모델을 이용하였고 이를 식(5)에 나타내었다.

$$a_0 y(t) + a_1 y(t-1) + \dots + a_n y(t-na) = b_1 u(t-nk-1) + b_2 u(t-nk-2) + \dots + b_m u(t-nk-nb) \quad (5)$$

여기서, a, b 는 시스템의 계수를 나타내고, na, nb 는 각각 출력과 입력의 과거 데이터수를 뜻하고, nk 는 입력의 시간지연을 의미한다.

$$\{y(t)\} + \sum_{i=1}^n [A_i] \{y(t-i)\} = \sum_{i=1}^m [b_i] \beta(t-nk-i) \quad (6)$$

식(6)에서 보듯이 조종면의 진동에 대한 날개 응답의 상관관계를 다음과 같은 SIMO(Single-Input Multi-Output) 시스템으로 구성하였고 이를 벡터형태로 다시 쓰면 다음과 같다.

$$\{y(t)\} = \{\theta(t)\}^T \{\phi(t)\} \quad (7)$$

여기서

$$\begin{aligned} \{\theta(t)\}^T &= [-[A_1] \ -[A_2] \ \dots \ -[A_{na}] \ \{b_1\} \ \{b_2\} \ \dots \ \{b_{nb}\}] \\ \{\phi(t)\} &= [\{y(t-1)\}^T, \ \{y(t-2)\}^T, \ \dots, \ \{y(t-na)\}^T, \\ &\quad \beta(t-1), \ \dots, \ \beta(t-nb)]^T \end{aligned}$$

본 연구에서 관심을 갖는 공탄성 시스템은 마하수(Mach number)와 고도(altitude)가 고정된 후 고정익(fixed wing)의 플러터 특성을 파악하는 전형적인 시불변(time-invariant) 시스템이다. 즉, 각 경우에 대해 한 번 계산된 파라미터 값은 해석이 진행되는 동안 변하지 않는다. 파라미터를 결정(parameter estimation)하기 위하여 간편히 MATLAB 프로그램을 이용하였으며 이는 least square method 를 바탕으로 하고 있다. 결과적으로 시스템 식별법을 이용하여 재구성된 공탄성 방정식은 다음과 같다. 참고로 이에 대한 상세한 이론전개는 Friedmann[4]의 논문을 참고하기 바란다.

$$\{x_p(t+1)\} = [A_p] \{x_p(t)\} + [b_p] \beta(t-nk) \quad (8)$$

식(4)에서, 구조 시스템에 대해 외란으로 존재 하던 공기력 항이 식(8)에서는 시스템 행렬에 포함되었음을 볼 수 있다. 그림2는 날개/스토어/플랩 시스템에 대한 시스템 식별법을 적용한 결과를 나타내고 있다. 전체적으로 시스템이 높은 정확도로 모델링 되었음을 볼 수 있다.

2.5 제어기 설계 및 공탄성 시스템 연계

식(8)의 모든 상태 변수는 측정 가능한 플러지, 피치, 스토어 회전 자유도, 플랩 회전각도의 선형조합으로 이루어져 있기에 LQR(Linear Quadratic Regulator) 최적제어기법을 도입하였다.

$$J = \sum_{k=0}^{\infty} (\{x_p\}^T [Q] \{x_p\} + r_u \beta^2) \quad (9)$$

식(9)의 linear quadratic performance index, J 를 최소화 하는 최적의 제어법칙(control law)은 다음과 같이 표현된다

$$\beta = -(G)^T \{x_p\} \quad (10)$$

여기서, 이득 행렬인 $\{G\}^T$ 는 다음과 같은

discrete-time algebraic Riccati 방정식으로부터 계

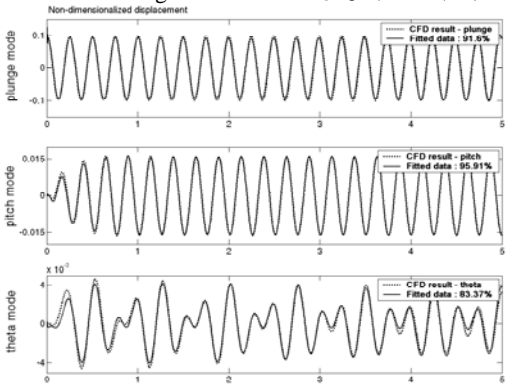


Fig. 2 System identification result for the wing/store/flap system at $M=0.7$, $V=70\text{m/s}$.

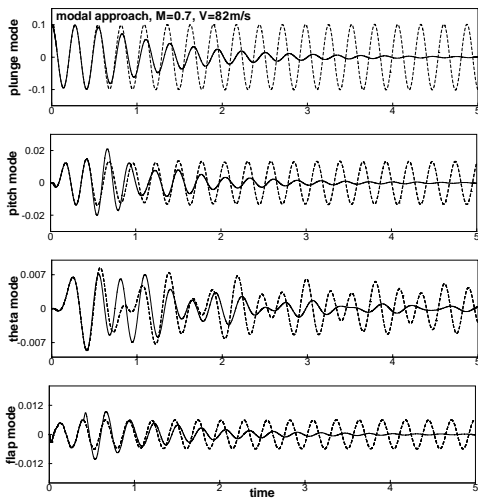


Fig. 3 Flutter suppression result for the wing/store/flap system at $M=0.7$, $V=82\text{m/s}$.

산된다. 식(12)는 반복적으로(iterative) 계산되며 수렴하는 값을 Riccati 행렬로 결정하였다. 그리고 식(10)의 요구 플랩각도(required flap angle)는 등가 힌지모멘트로 환산되어 공탄성-제어 연계식에 적용됨으로써 통합적인 해석을 수행하게 된다고 이는 Djayapertapa[5]를 참고하길 바란다.

3. 결 과

먼저 2 차원 천음속 영역에서의 플러터 해석 결과를 검증함으로써 천음속 공기력에 대한 코드의 신뢰성 및 효율성을 판별할 수 있었다. 2 차원 날개/플랩 모델의 플러터 억제 해석을 수행하였고, 이를 확장하여 날개/스토어/플랩 모델의 플러터 억제 해석을 수행함으로써 적용된 기법의 천음속 제어기로의 적용 가능성에 대해 확인할 수 있었다. 그림 3 은 시스템 식별법에 기인하여 설계된 제어기를 작동하였을 때의 플러터 억제 결과를 나타내고 있다. 이로써 24% 정도의 플러터 경계를 확장시킬 수 있었다.

4. 결 론

본 연구에서는 시스템 식별법을 이용하여 비선형 공기력을 모델링함으로써 제어기를 설계하였다. 이는 스토어와 같이 구조적인 비선형 특성이 있는 모델에 대하여도 효과적인 플러터 억제 성능을 보임을 알 수 있었다. 그러나 시스템의 파라미터를 선정하는데 있어서 체계적인 방법이 존재하지 않기에 이에 대한 추가적인 연구가 필요하다.

참고문헌

- [1] Batina, J. T. and Yang, T. Y., "Application of Transonic Codes to Aeroelastic Modeling of Airfoils Including Active Controls," *Journal of Aircraft*, Vol. 21, No. 8, pp. 623-630, 1984.
- [2] Gade, Prasad V.N., Inman, D. J. "Active Control of Store-Induced Flutter in Incompressible Flow," *Journal of Aircraft*, Vol. 35, No. 3, pp. 454-461, 1998
- [3] Mukhopadhyay, V., "Historical Perspective on Analysis and Control of Aeroelastic Responses," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 26, No. 5, pp. 673-684, 2003.
- [4] Friedmann, P. P., Guillot, D. and Presente, E., "Adaptive Control of Aeroelastic Instabilities in Transonic Flow and Its Scaling," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 20, No. 6, pp. 1190-1199, 1997.
- [5] Djayapertapa, L., Allen, C. B. and Fiddes, S. P., "Two-dimensional transonic aeroservoelastic computation in the time domain," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 52, No. 12, pp.1355-1377, 2001.

- 열 환경하에 있는 경사기능 패널의 초음속 플러터 583
손기주*, 김지환(서울대학교)
- 구동장치의 비선형성을 고려한 미익의 비선형 공탄성 해석 587
신원호*(한국과학기술원), 배재성(한국항공대학교), 이 인(한국과학기술원)
- 조종면 및 외부 장착물을 갖는 2차원 날개의 천음속 플러터 억제 591
이승준*, 이 인, 한재홍(한국과학기술원)
- 불확정성을 고려한 항공기 플러터 현상의 고정밀 수치 해석 모델 595
정찬훈*, 신상준(서울대학교)

유도제어 (1)

- 비행안전 분석을 위한 우주발사체 실패율 분석 599
심형석*, 고정환, 최규성, 노용래(한국항공우주연구원)
- 위성 발사체 예비 실시간 모의시험 603
박용규*, 선병찬, 노용래, 조광래(한국항공우주연구원)
- 우주발사체의 파편 크기에 따른 낙하점 분석 607
최규성*, 고정환, 심형석, 노용래(한국항공우주연구원)
- 위성과 킥모터의 분리 후 상대운동 613
박창수*, 조상범, 노용래(한국항공우주연구원)
- 스마트무인기의 천이 제어기설계 617
강영신*, 박범진, 유창선(한국항공우주연구원)
- 축소형 스마트무인기의 헬리콥터 모드 SCAS 설계 621
민병문*, 탁민재(한국과학기술원), 이장호(한국항공우주연구원)
- 스마트무인기 유도법칙 설계 626
박범진*, 강영신, 유창선(한국항공우주연구원)
- 스마트무인기 플래퍼론 작동기 모델링 해석 630
유창선*(한국항공우주연구원), 정용배, 정순배(스마트텍)
- KSLV-1 탑재 전자부품인 TCU 구조설계 및 전기전자소자 파손 모드 분석 634
서현석*, 김석수, 김영제(항공우주산업), 김지훈, 정호락, 전상운, 최형돈(항공우주연구원), 한은수(항공우주산업)
- 수평 비행중인 위성발사체에서 GPS 수신기 시스템의 가시영역 분석과 운용시험 639
권병문*, 문지현, 최형돈(한국항공우주연구원)
- 플렉스셀 노즐 TVC 구동특성시험 및 분석기법 643
선병찬*, 박용규, 노용래, 박정주(한국항공우주연구원)
- 고고도 발사체용 전기-유압식 구동장치 개발 647
민병주*, 이희중, 박문수, 최형돈(한국항공우주연구원), 강이석(충남대학교)



2006

춘계학술발표회 논문집

Proceeding of the 2006 KSAS Spring Conference



일시 : 2006년 4월 13일(목) -14일(금)

장소 : 현대성우리조트(강원도 횡성)

주 최 : 한국항공우주학회

후 원 : 한국과학기술단체총연합회

삼 성 테 크 원 (주)

한 국 항 공 우 주 연 구 원

유 콘 시 스 템 (주)