

외부장착물이 있는 항공기 날개의 플러터 특성 및 능동 진동 제어

Flutter Characteristics and Active Vibration Control
of Aircraft Wing with External Store

강래형* **이승준*** **이인*** **한재흥***
Kang, Lae-Hyong Lee, Seung-Jun Lee, In Han, Jae-Hung

ABSTRACT

Modern aircraft are required to carry various external stores mounted at different locations on the wing. Sometimes the attachment of stores to an aircraft wing leads to flutter speed reduction, which is a very severe aeroelastic problem. In order to suppress structural vibration and expand the flutter boundary of the aircraft with stores, it is necessary to investigate the main problems and characteristics of them. In addition, active vibration control may be required because passive vibration isolators show limited capabilities for the various wing/store configuration. In this paper, therefore, the flutter stability to the various wing/store configurations was investigated and active vibration control of wing/store model was performed using a piezoelectric actuator.

주요기술용어(주제어) : Flutter, Aeroelasticity, Store, Active Control, Vibration Control, Piezoelectric Actuator

1. 머리말

그림 1과 같이 최근 전투기들은 다양한 임무를 수행하기 위하여 여러 조합의 외부장착물을 탑재하여야 한다. 이런 날개/외부장착물 조합에서 때때로 예기치 않은 구조적 불안정성이 발생할 수 있는데, 이는 비행 안정성을 저하시켜 결과적으로 비행 성능 감소의 주된 원인이 될 수 있으며, 전투기의 전투 능력을 크

게 저하시키게 된다. 따라서 항공기 날개와 외부장착물간의 상호 영향에 대한 평가가 필요하며 비행 적합성 평가도 이루어져야 한다^[1-3]. 특히, 전투기의 기동시 동적 안정성에 가장 중요한 부분을 차지하는 플러터 안정성에 대한 연구가 이루어져야 한다.

또한, 그림 2(a)와 같이 기존 수동적인 방법을 적용하여 날개/외부장착물간 진동문제를 억제하려면 다양한 날개/외부장착물 조합에 대해 각각 알맞은 수동방진 소자를 사용하여 진동을 억제해야 하는데 이는 효율적인 방법이 아니므로 그림 2(b)와 같은 능동적인 방법으로 진동 제어를 할 필요가 있다.

능동 진동 제어를 위해서는 능동 작동기를 사용해야 하는데, 압전 작동기의 경우 전기 에너지가 직접

† 2007년 10월 18일 접수~2007년 11월 29일 게재승인

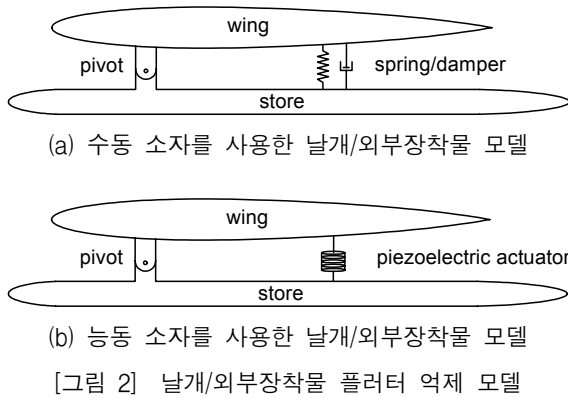
* 한국과학기술원(KAIST)

주저자 이메일 : barunman@kaist.ac.kr

교신저자 이메일 : jaehunghan@kaist.ac.kr



[그림 1] 다양한 날개/외부장착물 조합



[그림 2] 날개/외부장착물 플러터 억제 모델

기계적인 에너지로 변환되어 에너지 전달 경로가 단순하여 중량을 절감할 수 있으며 높은 주파수 대역을 가지고 있어 고주파 제어도 가능하다. 하지만, 압전 작동기는 작동변위가 크지 않아 그 사용에 제한이 따르는데 본 연구에서는 이를 고려하여 날개/외부장착물 플러터 특성 변화를 살펴보고 제어 성능을 분석해보았다. 그리고 이에 따라 날개/외부장착물 플러터 억제를 위한 압전 작동기의 요구조건을 검토하였다.

2. 공탄성 해석 기법

공탄성 해석을 수행하기 위해서는 비정상 공기력과 날개 구조의 모델링, 그리고 주파수 영역 및 시간 영역에서의 해석 방법이 필요하다.

본 논문에서는 DHM(Doublet Hybrid Method)^[4]을 이용하여 공기력을 구하였으며, 구조 모델링은 MSC/NASTRAN을 사용하여 수립하였다. 주파수 영역 해석은 V-g 방법을 사용하여 수행하였으며 플러터 속도와 플러터 주파수를 구하였다. 시간 영역에서의 날개의 응답을 계산하기 위해서는 상태공간에서의 공탄성 방정식을 시간 적분해야 하고, 이를 위해서는 여러 환산 진동수에서 계산된 공기력 상관계수를 상태공간에서의 함수로 근사화 하는 것이 필요하다. 본 연구에서는 Karpel의 최소상태변수 근사법^[5]을 사용하였다.

구조 선형성을 가정한 탄성체의 운동방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{F(t, u, \dot{u})\} \quad (1)$$

여기서, $[M]$ 은 질량행렬, $[C]$ 는 감쇠행렬, $[K]$ 는 강성행렬, $\{u\}$ 는 변위벡터, $\{F(t, u, \dot{u})\}$ 는 외력벡터이다. 변위 벡터 $\{u\}$ 를 운동방정식의 고유 모드 벡터 $\{\phi_i\}$ 로 이루어진 행렬 $[\Phi]$ 와 일반화된 좌표계 $\{\underline{u}\}$ 의 선형조합으로 표현할 수 있다고 가정하면 다음과 같은 선형변환을 정의할 수 있다.

$$\{u\} = [\Phi]\{\underline{u}\} \quad (2)$$

식 (1)을 식 (2)에 대입하고, $[\Phi]^T$ 를 곱하면 일반화된 좌표계에서의 공탄성 방정식을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$[GM]\{\ddot{\underline{u}}\} + [GC]\{\dot{\underline{u}}\} + [GK]\{\underline{u}\} = \{\bar{F}\} \quad (3)$$

여기서, $[GM]$ 은 일반화된 질량행렬, $[GC]$ 는 일반화된 감쇠행렬, $[GK]$ 는 일반화된 강성행렬, 그리고 $\{\bar{F}\}$ 는 일반화된 공기력 벡터이다. 일반화된 공기력 벡터의 i 번째 항은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\bar{F}_i(t) = \frac{1}{2} \rho U_\infty \iint \Delta p(x, y, t) \phi_i(x, y) dx dy \quad (4)$$

여기서, ρ 는 공기의 밀도, U_∞ 는 자유흐름 속도,

Δp 는 날개의 아랫면과 윗면의 압력차이며, ϕ_i 는 i 번째 모드 벡터이다. 해석하고자 하는 날개의 운동을 조화운동($\{u(t)\} = \{\bar{u}\}e^{i\omega t}$)이라고 가정하면, 식 (3)으로부터 다음과 같은 주파수 영역의 공탄성 방정식을 얻을 수 있다.

$$-\omega^2 [GM] \{\bar{u}\} + i\omega [GC] \{\bar{u}\} + [GK] \{\bar{u}\} = q[\bar{Q}(k)] \{\bar{u}\} \quad (5)$$

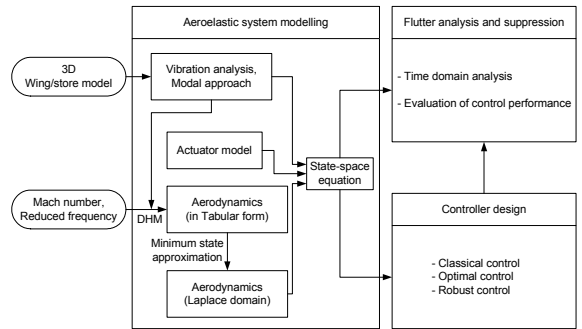
여기서, q 는 동압을 나타내며, $[\bar{Q}(k)]$ 는 주파수 영역에서의 일반화된 공기력 상관 계수 행렬로 정의된다. 앞서 언급하였듯이 본 논문에서는 DHM을 이용하여 공기력 상관 계수 행렬을 구하였으며, 주파수 영역 해석을 수행하였다. 또한 시간 영역에서의 날개의 응답을 계산하기 위해서 식 (6)으로 표현되는 Karpel의 최소상태변수 근사법을 사용하여 공기력을 근사하였다.

$$\bar{Q}(s) = P_1 s^2 + P_2 s + P_3 + D(sI - \bar{R})^{-1} E \bar{s} \quad (6)$$

여기서, $\bar{s} = (b/U_\infty)s = jk$ 이며, b 는 기준시위길이, k 는 환산진동수를 나타낸다. 공기력 근사화에 의해 추가되는 상태변수 x_a 를 포함하여 최종상태방정식을 구성하면 식 (7)을 얻을 수 있다.

$$\begin{cases} \ddot{x} \\ \dot{x} \\ x_a \end{cases} = \begin{bmatrix} -[\bar{M}]^{-1}[\bar{C}] - [\bar{M}]^{-1}[\bar{K}] - [\bar{M}]^{-1}[\bar{D}] \\ [\bar{J}] & [0] & [0] \\ [\bar{E}] & [0] & [\bar{R}] \end{bmatrix} \begin{cases} \dot{x} \\ x \\ x_a \end{cases} + \begin{bmatrix} -[\bar{M}]^{-1}\{f\} \\ \{0\} \\ \{0\} \end{bmatrix} \quad (7)$$

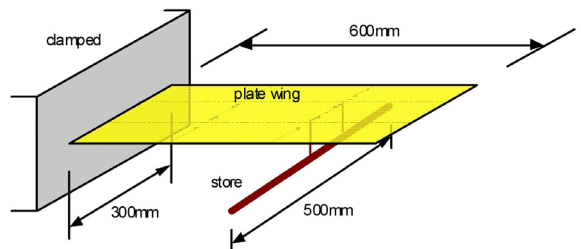
여기서, $[\bar{M}]$, $[\bar{C}]$, $[\bar{K}]$ 는 식 (3)의 일반화된 질량, 감쇠, 강성 행렬을 라플라스 변환한 후 식 (6)을 사용하여 각각 정리한 행렬을 의미한다. 본 연구에서는 10개의 모드좌표와 공기력의 근사화로부터 발생한 12개의 상태변수를 사용하여 해석을 수행하였다. 그림 3에 공탄성 해석 및 제어 기법 적용 등 본 연구에서 수행한 해석 절차를 나타내었다.



[그림 3] 해석 절차도

3. 날개/외부장착물 플러터 특성 평가

날개에 외부장착물이 부착된 해석 모델로서 그림 4에 나타낸 사각 평판 날개와 원통 외부장착물 모델을 선정하여 외부장착물에 의해 날개의 공력탄성학적 특성이 어떻게 변하는지 살펴보았다. 구조물의 치수는 날개가 $600 \times 300 \times 5 \text{mm}^3$ 이며 원통 외부장착물의 단면 반경이 25mm, 길이가 500mm, 날개와 외부장착물 사이 거리가 50mm로 설정하였다. 구조물의 물성치는 표 1에 나타내었다.



[그림 4] 사각평판날개/외부장착물 모델

[표 1] 날개 및 외부 장착물의 물성치

	탄성계수	밀도	푸아송비
평판 날개	72GPa	2700kg/m ³	0.33
외부장착물	72GPa	1700kg/m ³	0.33

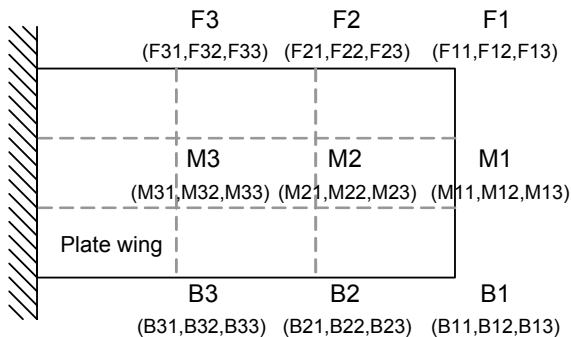
선정한 날개/외부장착물 모델을 기본 모델로 하여 외부장착물의 부착위치와 외부장착물의 무게중심의 위

치, 파일런 길이 등에 대한 플러터 특성을 살펴보았다. 본 논문에서 수행한 공탄성 해석 결과는 모두 마하수 0.7에서 해수면 조건을 적용하여 해석한 결과이며, 공기력 계산시 외부장착물의 공기력은 무시하였다.

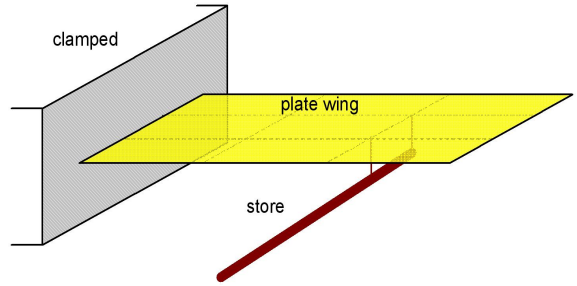
날개 구조 모델은 MSC/PATRAN으로 설계한 다음, MSC/NASTRAN으로 모드 해석을 수행하였다. 구조해석시 6×3 4절점 쉘 요소로 나누어 해석하였으며, 외부장착물을 지지하는 파일런 중 앞단은 강체로 고정하고 뒷단은 해석 목적에 따라 스프링(비연계 파일런) 또는 강체(고정식 파일런)로 설정하여 해석을 수행하였다. 뒷단 파일런에 스프링을 적용하는 경우에는 스프링 요소를 선형 스프링으로 가정하고 평판 날개에 수직한 방향에 대한 강성값만 가진다고 가정하였다.

해석 경우(case)의 수는 그림 5에 나타낸 바와 같이 모두 27가지이며 외부장착물이 날개의 앞전에 있는지 뒷전에 있는지 기준으로 F, M, B 세 경우로 나뉘었으며 영문자 뒤의 첫 번째 숫자는 날개 길이 방향으로의 위치를, 두 번째 숫자는 외부장착물의 무게중심에 따라 나누었다. 두 번째 숫자가 1인 경우 외부장착물의 무게중심이 앞쪽에 집중된 경우이며, 2인 경우는 무게 중심이 중간에 위치한 경우, 3인 경우는 무게 중심이 뒤쪽에 있는 경우이다. 파일런은 인접한 노드 두 개로 구성이 된다. 예로써, M21의 해석 모델을 그림 6에 나타내었다.

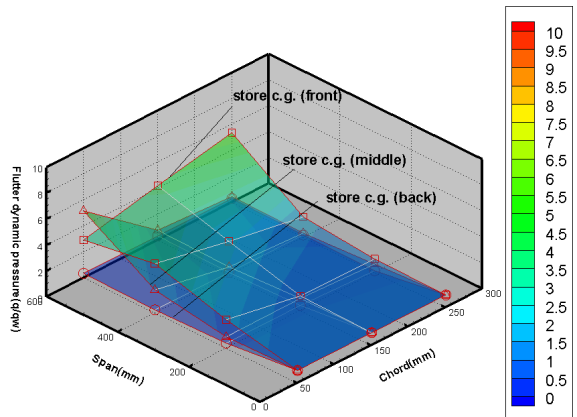
외부장착물의 무게 중심의 위치와 부착 위치에 대한 플러터 특성을 비교하여 보았다. 외부장착물의 무게 중심이 앞/뒤 두 파일런 위치의 중간 지점보다 앞쪽에 있는 경우, 중간에 일치하는 경우, 뒤쪽에 있는



[그림 5] 공탄성 해석 수행 지점



[그림 6] 해석 모델(M21)



[그림 7] 외부장착물의 무게중심에 대한 플러터 동압

경우에 대해 플러터 동압비를 비교하여 그림 7에 나타내었으며 결과 값을 표 2에 나타내었다. 그림에서 시위(chord)방향의 위치는 두 파일런의 중간 지점을 기준으로 하였다. 이 해석 결과는 뒤쪽 파일런이 강체로 연결된 경우이다. 플러터 동압비는 외부장착물이 장착된 날개 모델의 플러터 동압을 날개만 있는 모델의 플러터 동압으로 나눈 값이다. 즉, 이 값이 1보다 작은 경우에는 외부장착물에 의한 영향으로 플러터 특성이 나빠진다는 것을 의미한다.

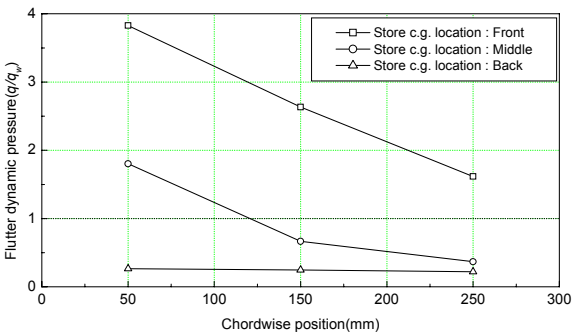
길이 방향으로 날개 길이의 2/3되는 지점에서 플러터 동압을 비교하여 그림 8에 나타내었다. 그림 7과 8을 살펴보면 외부장착물의 무게중심이 앞쪽에 있을수록 플러터 특성이 전반적으로 향상됨을 알 수 있다. 또한, 시위 방향을 기준으로 보면, 날개 앞단에 위치할수록 플러터 특성이 향상됨을 알 수 있다. 이 결과는 기존 전투기의 개발사례 중 F-15의 수평 꼬리 날개에 플러터 안정성 향상을 위해 tuning mass

[표 2] 사각 평판 날개/외부장착물 모델의 공탄성 해석 결과

	Clean	F11	F12	F13	F21	F22	F23	F31	F32	F33
Flutter speed(m/s)	197.68	339.60	450.45	121.94	386.79	265.41	102.15	293.93	186.45	125.20
Flutter freq.(Hz)	26.56	28.05	248.20	9.99	306.93	14.25	13.88	40.52	22.08	20.34
Flutter dynamic pressure ratio	1	2.95	5.19	0.38	3.83	1.80	0.27	2.21	0.89	0.40

	Clean	M11	M12	M13	M21	M22	M23	M31	M32	M33
Flutter speed(m/s)	197.68	406.61	176.75	118.44	320.76	161.50	98.18	210.66	191.85	124.75
Flutter freq.(Hz)	26.56	231.94	11.99	9.35	277.93	16.73	12.88	19.32	24.62	20.23
Flutter dynamic pressure ratio	1	4.23	0.80	0.36	2.63	0.67	0.25	1.14	0.94	0.40

	Clean	B11	B12	B13	B21	B22	B23	B31	B32	B33
Flutter speed(m/s)	197.68	459.62	138.08	114.26	251.34	119.88	93.00	204.90	162.80	81.46
Flutter freq.(Hz)	26.56	247.30	11.45	8.24	14.02	15.79	10.57	20.04	22.91	15.88
Flutter dynamic pressure ratio	1	5.41	0.49	0.33	1.62	0.37	0.22	1.07	0.68	0.17



[그림 8] 외부장착물의 무게중심에 대한 플러터 동압 (날개 길이의 2/3 지점)

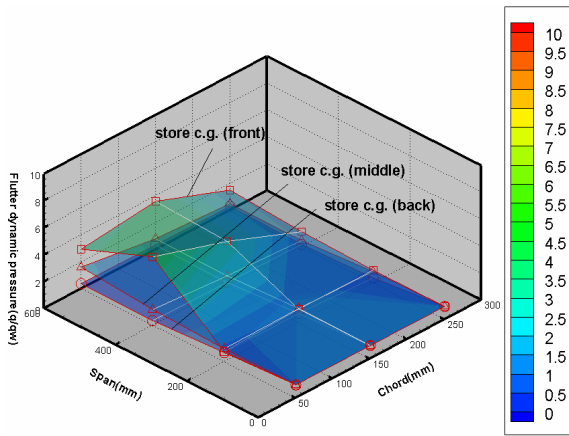
를 날개 끝 앞전부에 3~6lb정도 추가 부가한 사례^[1]와 잘 부합한다.

또한, 그림 7로부터 날개 길이방향으로 멀리 외부장착물을 장착할 때 플러터 동압이 증가함을 알 수 있다. 참고문헌 1에도 날개길이 방향으로 멀리 집중 질량을 장착하면 플러터 특성이 좋아진다는 결과가

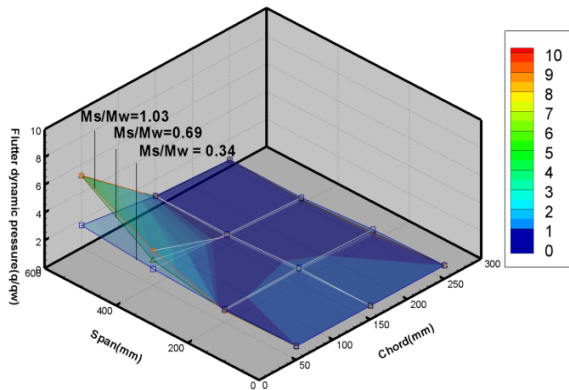
있다. 하지만, 이 결과는 외부장착물의 무게중심이 앞단에 있는 경우에 주로 나타나며 외부장착물의 무게중심이 뒷단에 위치할 때는 오히려 플러터 동압이 감소하였다.

외부장착물의 무게에 대한 영향도 살펴보았다. 앞서 언급한 기본 모델의 외부장착물 무게와 날개무게의 비(M_s/M_w)는 0.69이며, 날개 무게를 고정된 상태에서 외부장착물의 무게를 변화시켜 가면서 플러터 해석을 수행하였다. 그림 9에는 무게비가 0.34인 경우 해석 결과를 나타내었고, 그림 10에는 외부장착물의 무게중심이 중간인 경우 무게비에 따른 동압특성을 나타내었다. 그림 10에서 외부장착물의 무게가 무거울수록 플러터 특성이 조금씩 향상됨을 알 수 있다.

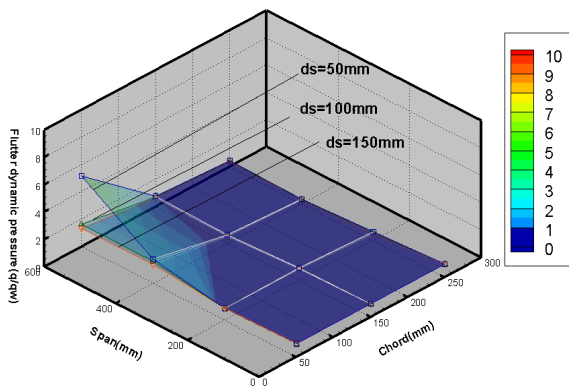
기본 모델에서 날개와 외부장착물 사이 거리(d_s)에 대한 플러터 특성을 살펴보고 그림 10에 나타내었다. 날개로부터 외부장착물이 멀리 장착이 되면 플러터 특성이 나빠짐을 알 수 있었다.



[그림 9] 무게비 0.34인 경우의 플러터 동압



[그림 10] 외부장착물의 무게에 대한 플러터 동압 (외부장착물 무게중심 : 중간)



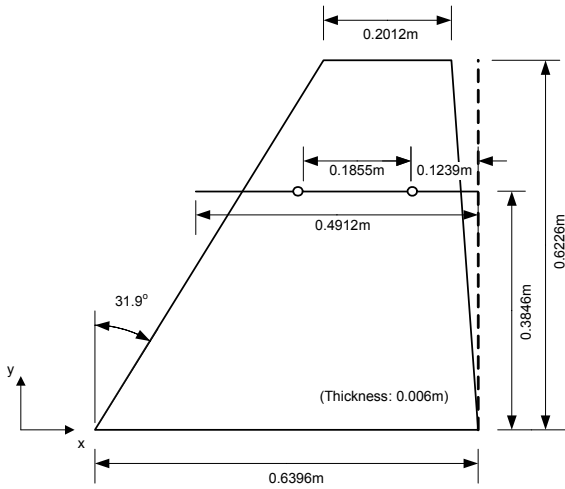
[그림 11] 날개와 외부 장착물간의 거리에 따른 플러터 동압 비교.(외부장착물 무게중심: 중간)

4. 날개/외부장착물 플러터 제어

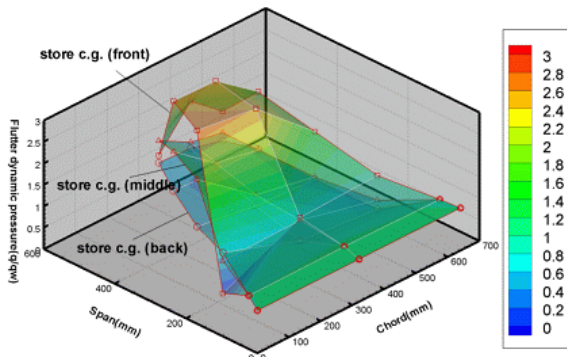
좀더 세분화된 해석을 위하여 F-5 날개에 GBU-8/B 외부장착물이 부착된 1/7.39 축소 모델을 사용하여 해석을 수행하였다. 날개 모델의 치수는 그림 12에 나타내었으며 외부장착물의 단면반경은 31.1mm, 길이는 491.2mm이다. 날개와 외부장착물 사이의 거리는 50mm이다. 날개와 외부장착물의 물성치는 표 1에 나타난 값과 동일하며 구조 해석시 15×8 4절점 쉘 요소로 나누어 해석을 수행하였다. 그림 12에 해석 결과를 나타내었으며, 앞선 사각 평판 날개의 해석 결과와 유사하게 외부장착물의 무게중심이 앞전에 있을수록 플러터 특성이 좋아지는 경향을 확인할 수 있었다.

그림 14에는 그림 12에 나타난 모델을 사용하여 뒤쪽 파일런의 강성값에 대한 플러터 경계 변화를 살펴보았다. 파일런의 강성에 의해 플러터 속도가 변화한다는 사실을 알 수 있다. 이는 작동기 강성값의 변화에 따라 외부장착물의 고유 피치(pitch) 주파수의 변화에 의한 요인으로 판단되나 고유 진동수 외에도 모드 형상 변화로 인한 공력 변화 등 여러 가지 복합 요인이 있을 수 있어 신중을 기해야 할 것 같다. 한 예로, 그림 5에 나타난 해석 모델에서 F13와 B11은 고유진동수가 모두 일치하는 모델이다. 하지만, 플러터 특성은 B11이 월등히 좋다. 즉, 고유 진동수가 똑 같다고 하더라도 날개의 모드 형상과 외부장착물의 무게중심에 따라 그 특성이 아주 달라질 수 있다.

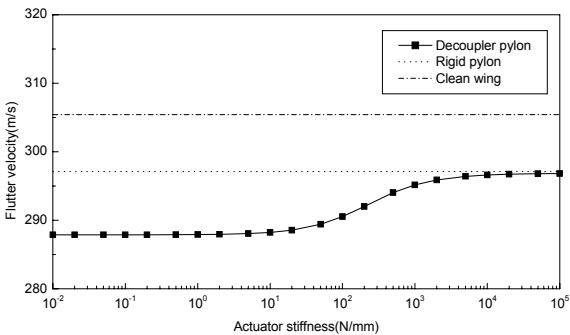
압전작동기의 작동성능 분석 및 요구조건을 도출하기 위하여 뒤쪽 파일런이 압전 작동기로 구성되고 작동기 강성이 1000N/mm인 경우에 대해 LQG 제어기법을 적용하여 능동 진동 제어를 수행하였다. 작동력은 작동기 양 끝단에서 수직 방향으로 힘이 작용하는 것으로 설정하였다. 이와 함께, 작동기의 작동력에 제한이 있는 경우를 고려하여 작동성능을 비교하였다. 압전작동기의 작동력에 제한이 없는 경우의 해석 결과를 그림 15에 나타내었으며, 제어력이 500N으로 제한된 경우 구조 응답을 그림 16에 나타내었다. 작동력에 제한이 있는 경우, 제어되는 데 걸리는 시간이 길어짐을 알 수 있다. 제어기를 구동시킨 후 구조 응답이 초기응답의 10% 미만으로 감소하는 데 걸리



[그림 12] F-5 날개 및 외부장착물 1/7.39 축소 모델

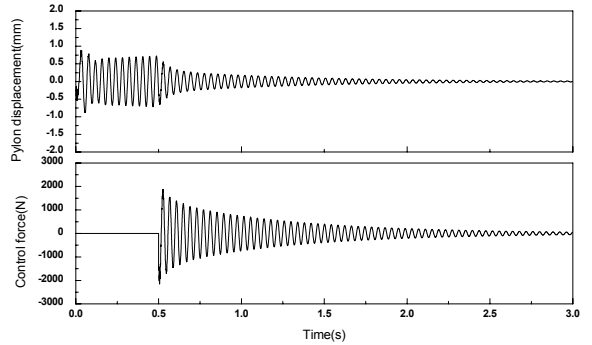


[그림 13] 외부장착물 무게중심에 대한 플러터 동압

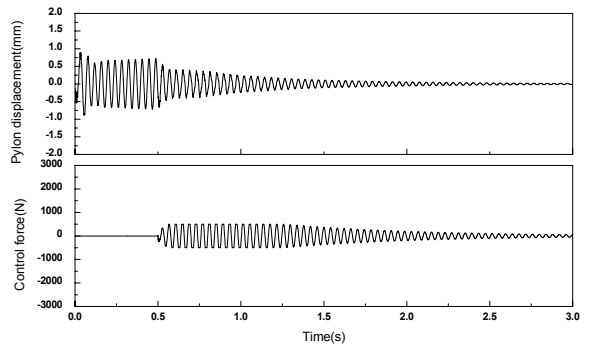


[그림 14] 작동기 강성에 대한 플러터 속도 변화

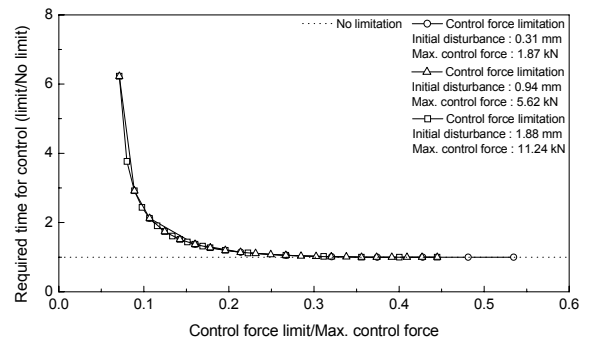
는 시간을 기준으로 제어성능을 평가하였다. 이상적인 작동기에서 요구되는 최대 작동력에 대한 제한된



[그림 15] 이상적인 제어 결과



[그림 16] 제어력이 제한된 제어 결과



[그림 17] 진동 제어에 필요한 요구 시간

작동력의 비율로 작동 성능을 분석하여 그림 17에 나타내었으며 본 해석 모델에서는 압전 작동기의 작동력이 이상적인 최대 작동력의 25% 이상이 되면 이상적인 제어 성능과 거의 차이가 없음을 알 수 있다. 따라서, 본 해석 모델의 경우에는 압전작동기의 작동력(하드웨어적인 측면)이 이상적인 제어에 필요한 힘

의 약 1/4 이상이 되면 실제 날개/외부장착물 플러터 억제에 사용될 수 있을 것으로 판단된다.

로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다. (계약번호 UD060009AD)

5. 맺음말

본 논문에서는 날개/외부 장착물 조합에 따른 전투기 날개의 진동 특성을 살펴보고 전투기의 공력탄성학적 안정성 확보를 위한 외부장착물의 조건에 대해 검토하였다. 그 결과, 외부장착물의 무게중심이 앞단에 있을수록, 부착 위치가 날개 앞부분에 있을수록, 외부장착물의 무게가 증가할수록, 날개와 외부 장착물 사이 거리가 좁을수록 항공기 구조물이 공력탄성학적으로 안정된다는 사실을 알 수 있었다.

또한, 파일런 강성 변화에 따라 플러터 속도가 변화할 수 있음을 알 수 있었으며, 압전작동기를 이용한 능동 진동 제어를 수행하여 작동기의 작동력에 대한 요구조건을 도출하였다. 이 연구 결과는 적절한 날개/외부장착물 조합을 선정하는 데 사용할 수 있으며, 향후 새로 개발될 무기체계와 기존의 항공기 날개와의 비행 적합성 평가에도 적용될 수 있을 것으로 판단된다.

감사의 글

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으

참고 문헌

- [1] 김동현, 이인, “외부장착물이 있는 항공기 날개의 플러터 수동제어”, 한국항공우주학회지 제28권 제1호, pp. 46~55, 2000.
- [2] W. H. Reed, J. T. Foughner and H. L. Runyan, “Decoupler Pylon : A Simple, Effective Wing/Store Flutter Suppressor”, Journal of Aircraft, Vol. 17, No. 3, pp. 206~211, 1980.
- [3] P. V. N. Gade and D. J. Inman, “Active Control of Store-Induced Flutter in Incompressible Flow”, Journal of Aircraft, Vol. 35, No. 3, pp. 454~461, 1998.
- [4] W. Eversman and D. M. Pitt, “Hybrid Doublet Lattice/Doublet Point Method for Lifting Surfaces in Subsonic Flow”, Journal of Aircraft, Vol. 28, No. 9, pp. 572~578, 1991.
- [5] M. Karpel and C. D. Wieseman, “Modal Coordinates for Aeroelastic Analysis with Large Local Structural Variations”, presented at the European Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Aachen, Germany, April, 1991.