

주파수 영역에서의 2단 접는 날개 공탄성 해석

Aeroelastic Analysis in Frequency Domain for Wings with Double-Folding Mechanism

강명구* 김기언*
Myung-Koo, Kang Ki-Un, Kim

ABSTRACT

To identify aeroelastic characteristics of wings with double-folding mechanism, aeroelastic analyses are performed. There are four wing models which consist of one linear model and three nonlinear models. The nonlinear models have one or two freeplay nonlinearities. The describing function method is used to approximately examine nonlinear effects. The aeroelastic module in MSC/NASTRAN is used to study the aeroelastic characteristics of the considered wing models. The effects of the folding mechanism and amplitude ratio are examined. As the amplitude ratio increases, the flutter speeds approach to those of the wing model with only one nonlinearity. The numerical results show that the flutter speeds of the wings with double-folding mechanism can be lower or higher than those of the wing model with only one folding mechanism depending upon the direction of the second folding mechanism.

주요기술용어(주제어) : Aeroelastic Analysis, Double-Folding Mechanism, Describing Function, Flutter Speed.

1. 서론

초기의 발사관 장입형 유도탄은 접는 날개를 채용하지 않는 경우도 있으나, 대부분의 장입형 유도탄은 접는 날개를 채용하고 있다. 이러한 접는 날개의 대부분은 날개 뿌리 근방에 접는 힌지를 적용하는 1단 접힘 방식을 적용하고 있다^[1]. 이처럼 1단 접힘 방식의 적용만으로도 유도탄 장입공간 소요를 크게 축소함으로써 장입유도탄의 운용 측면에서 이득을 얻을

수 있다.

공간 활용도를 더욱 증대시키는 방법의 하나로써 날개를 곡면으로 만드는 연구가 진행되기도 하였다^[2]. 날개를 곡면으로 만드는 개선안은 공간 측면에서의 이득은 높으나 공기역학적인 측면에서는 적지 않은 부담으로 남게 된다. 또 다른 개선방안의 하나로 2단 접힘 방식을 고려할 수 있다. 2단 접힘 방식은 접혀 있을 때의 소요공간을 상대적으로 많이 축소할 수 있으며, 전개되었을 때의 날개는 곡선이 아닌 직선 형태를 보임에 따라 공기역학적인 부담을 줄일 수 있는 이점을 가지게 된다. 이러한 새로운 개념의 날개는 아직까지 국내개발 적용 사례가 없으므로, 날개에서 발생할 수 있는 중요한 현상중의 하나인 공탄성 특성

† 2006년 11월 1일 접수~2006년 12월 4일 게재승인

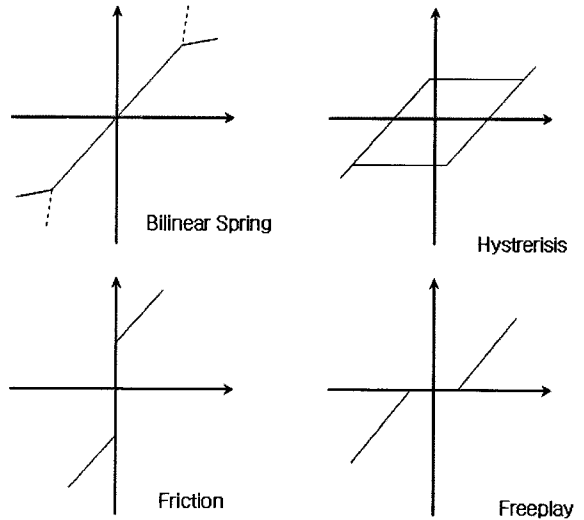
* 국방과학연구소(ADD)

주저자 이메일 : overwork@nate.com

을 분석할 필요가 있다.

접힘 날개에서 예상되는 특이성은 날개를 접기 위한 힌지부의 집중된 비선형성에서 기인하며, 이 부위에는 유격과 같은 비선형성이 있다. 2단 접는 날개는 2개의 접는 힌지를 사용하기 때문에 힌지부의 비선형성에 의한 영향, 안정성에 대한 연구가 필요하다. 김승호^[3]는 구조적 비선형성이 있는 경우 구조 동특성 해석을 위해 선형화하는 방법을 제시하였으며, 일반적인 유격 비선형성을 기술함수(describing function)를 도입하여 선형화하였다.

본 논문에서는 유격과 진폭의 비에 따른 기술함수를 도입함으로써 주파수 영역에서 2단 접힘 날개의 공탄성 해석을 수행하였다. 주요 변수로서 2단 접힘 부위의 유형이 1단 접힘 부위에 대하여 평행인 경우와 수직인 경우를 고려하였으며, 이러한 접힘 유형이 공탄성에 미치는 영향을 비교하였다.



[그림 1] 집중된 비선형성의 예

경우 힌지부에서 유격(Freeplay)과 같은 비선형성을 갖는다. 이와 같은 비선형성은 기술함수(describing function)를 이용하여 표현할 수 있다^[5].

기술함수는 비선형 제어 이론에서 많이 쓰이는 방법으로 고려되는 비선형 요소는 시간의 함수가 아니어야 하며, 정현파 입력에 상응하여 출력의 기본 성분만 고려한다. 정현파로 가정된 입력은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$x = A \sin \omega t \tag{2}$$

식 (2)에서 A는 진폭, ω 는 진동수이다. 이러한 입력에 대한 출력은 일반적으로 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$y = a_1 \sin \omega t + b_1 \cos \omega t = Y_1 \sin(\omega t + \phi_1) \tag{3}$$

2. 2단 접힘 날개의 공탄성 해석

힌지의 유격과 같이 회전축에 집중된 비선형성이 존재하는 날개의 공탄성 해석은 기술함수를 도입함으로써 주파수영역 방법을 적용할 수 있으며^[3], 2단 접힘 날개에 대한 공탄성 해석을 수행하기 위하여 참고문헌 [4]에 제시된 날개 모델을 기본 모델로 사용하였다.

가. 유격 비선형에 대한 기술함수의 적용

일반적인 비선형 공탄성 방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$M\ddot{X} + K(X)X = Q^* \tag{1}$$

이 식에서 $K(X)$ 는 비선형 요소를 포함하는 강성 행렬로서, 변위(X)에 따라서 강성이 변함을 의미한다. 질량행렬은 M , 공기력은 Q^* 로 표현하였다.

비선형성이 있는 공탄성 문제를 주파수 영역에서 해석하기 위해서는 비선형 요소를 가지고 있는 강성행렬을 선형화 할 필요가 있다. 그림 1에는 집중된 비선형성의 예들이 나타나 있으며, 접는 날개의

시스템의 유격의 크기를 S , 강성을 K 라고 가정하면, 출력 함수 형태는 유격에 대한 진폭의 크기인 진폭비(A/S)에 따라 달라지게 된다. 즉, 진폭이 유격보다 작을 때의 출력은 '0'이고, 진폭이 유격보다 커질 때 비로소 출력이 나타나게 된다. 출력은 기함수 형태를 띄기 때문에 b_1 는 '0'이 되고, 대칭성을 고려하면 a_1 는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$a_1 = \frac{2KA}{\pi} \left[\frac{\pi}{2} - \sin^{-1} \frac{S}{A} - \frac{S}{A} \sqrt{1 - \frac{S^2}{A^2}} \right] \quad (4)$$

따라서 출력함수 y 는

$$y = \frac{2KA}{\pi} \left[\frac{\pi}{2} - \sin^{-1} \frac{S}{A} - \frac{S}{A} \sqrt{1 - \frac{S^2}{A^2}} \right] \sin \omega t \quad (5)$$

이며, 기술함수 δ 를 사용하면 출력은 다음과 같이 표현할 수 있다.

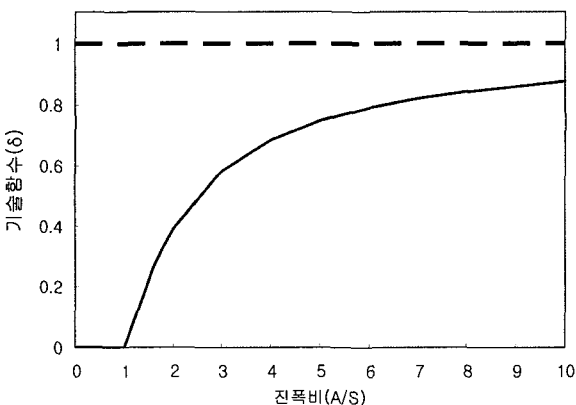
$$y = \delta Kx = \bar{K}x \quad (6)$$

이 식에서 선형화된 등가강성(\bar{K})은 $\bar{K} = \delta K$ 로 정의된다. 이 정의에서 유격(S)에 대한 기술함수(δ)는 다음과 같다.

$$\delta = \begin{cases} 0 & A \leq S \\ \frac{1}{\pi} [\pi - 2\gamma - \sin(2\gamma)] & A > S \end{cases} \quad (7)$$

$$\gamma = \sin^{-1} \left(\frac{S}{A} \right)$$

그림 2의 실선은 식 (7)의 진폭비에 따른 기술함수를 나타낸 것으로 유격이 있는 경우의 선형화된 등가강성을 구하는데 사용된다. 점선은 유격이 없는 경우를 나타내며, 진폭비가 증가할수록 유격이 없는 경우의 강성 값에 근접하는 것을 알 수 있다.



[그림 2] 기술함수(진폭비에 따른 강성 변화)

나. 공탄성 해석

선형화된 시스템은 $V-g$ 방법을 이용하여 공탄성 해석을 수행할 수 있다. 일반적으로 선형 공탄성 시스템에 대한 운동방정식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$[M]\ddot{X} + [C]\dot{X} + [K]X = \frac{1}{2} \rho V^2 [Q]X \quad (8)$$

식 (8)에서 C 는 감쇠행렬이며, ρ 는 공기밀도, V 는 속도를 나타낸다. 구조적 감쇠항은 $[C] = c[K]$ 와 같이 비례강성을 도입하여 대체될 수 있다. 통상적으로 계수 c 는 아주 작은 값이므로 대체로 많은 경우에 무시되기도 한다.

변위를 조화운동으로 가정하고, 고유진동수(ω)를 환산진동수, $k = b\omega/V$ 로 적용하면 식 (9)와 같은 표현을 얻을 수 있다. 여기서 b 는 기준길이를 나타내며, 통상적으로 아음속 영역에서 $1/2$ 시위를 사용한다.

$$\left[-\frac{1}{b^2} [M]k^2 - \frac{1}{2} \rho [Q](k) + \frac{1+ic\omega}{V^2} [K] \right] x = 0 \quad (9)$$

이러한 과정을 통하여 공기력항은 위 식에 나타난 바와 같이 환산진동수, k 의 함수가 된다. 이 식에 가상 감쇠 g 를 도입하여 $(1+ic\omega)$ 는 $(1+ig)$ 로 대체하고 $(1+ig)/V^2$ 을 λ 로 정의하면 다음과 같은 복소고유치 문제로 변환이 된다.

$$\left[-\frac{1}{b^2} [M]k^2 - \frac{1}{2} \rho [Q](k) + \lambda [K] \right] \{x\} = 0 \quad (10)$$

일반적으로 고려되는 날개시스템은 무한대의 자유도를 갖고 있으므로, 고유진동해석을 통해 획득되는 모우드(mode) 벡터를 이용하여 모달좌표계로 변환한 후 플러터 해석을 수행한다. 이 문제를 풀기 위해서는 공기력항 등에 포함되어진 환산진동수 k 를 우선 가정하여야 한다. 환산진동수가 정해지면 복소고유치 문제를 풀어서 복소수 형태의 해 $\lambda = \lambda_R + i\lambda_I$ 가 결정된다. 결과적으로 식 (11)의 관계식으로부터 속도, 가상감쇠 및 진동수를 얻을 수 있다. 이론적으로는 환산진동수를 점진적으로 변화를 시키면서 이러한 값들

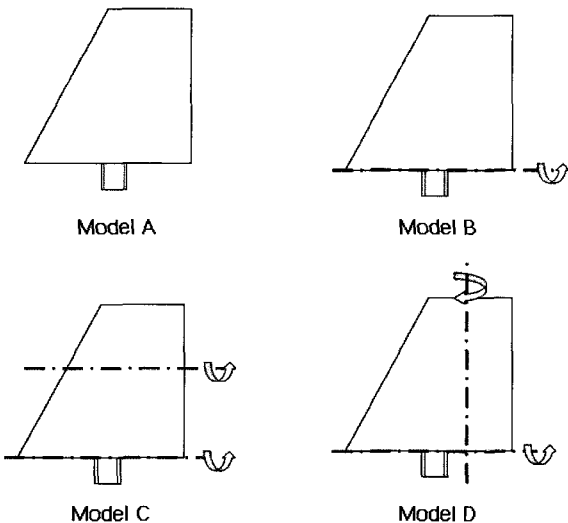
을 구하게 되어 있으나 실질적인 해석에서는 환산진동수의 역수를 변환시키는 것이 플러터 조건을 찾아가는 훨씬 빠른 접근법이 되기도 한다. 일련의 환산진동수에 대하여 식 (11)과 같이 표현된 값들을 구할 수 있으며, 이를 이용하여 $V-g$ 선도 및 $V-f$ 선도를 그릴 수 있다.

$$V = \sqrt{\frac{1}{\lambda_R}}, \quad g = \frac{\lambda_I}{\lambda_R}, \quad \omega = 2\pi f = \frac{kV}{b} \quad (11)$$

감쇠값이 양의 값을 가지게되면 시스템은 불안정하게 되므로 $V-g$ 선도에서 감쇠값이 음의값에서 양의 값으로 변하는 지점이 플러터 속도가 된다. 이 속도에 상응하는 $V-f$ 선도의 진동수는 플러터 진동수가 된다.

다. 2단 접힘 날개의 공탄성 해석 및 고찰

공탄성 해석에는 그림 3에 나타난 바와 같은 네 가지 모델이 고려되었다. Model A는 접힘 부위가 없는 기준 조종날개 형상을 나타낸다. Model B는 날개 뿌리 위치에 접힘 힌지가 한 개 있는 일반적인 1단 접힘 날개 모델이다. Model C와 D는 예상 가능한 2단 접힘 모델들이다. Model C는 뿌리 부분의 1단 접힘과 평행한 방향으로 두번째 접힘이 이루어지는 경우



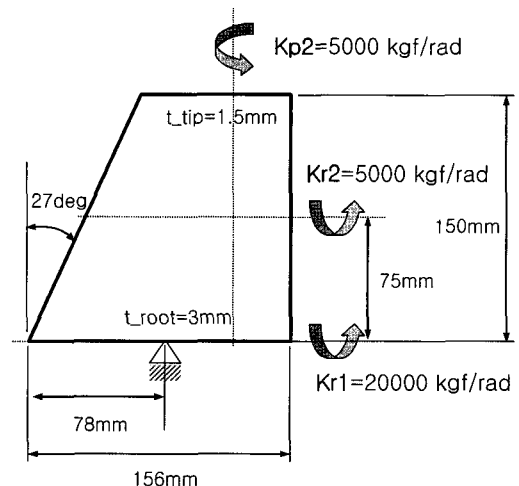
[그림 3] 공탄성 해석 모델 유형

이며, Model D는 2단 접힘이 1단 접힘 부위와 수직을 이루는 경우를 나타낸다. 본 연구에서는 2단 접힘 날개의 공탄성 특성을 앞서의 접힘 부위가 없는 날개 (Model A) 및 1단 접힘 날개(Model B)의 경우와 비교하였다.

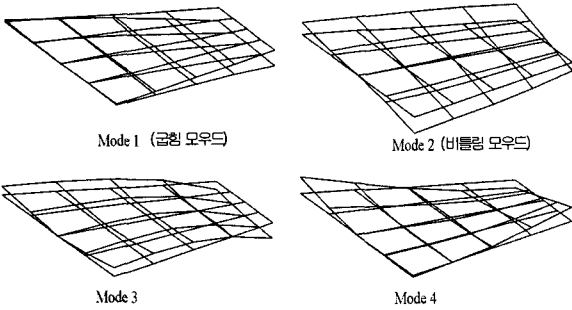
이들 네 가지 유형에 대한 고유진동 모드 해석과 주파수 영역에서의 공탄성 해석은 MSC/NASTRAN을 이용하여 수행하였다. 선형 공탄성 해석에 있어서 공기력으로 DLM(Double Lattice Method)^[6]을 사용하였고, 공기력 격자는 등간격으로 12×12를 사용하였다.

해석에 사용된 기준 모델의 기하학적인 치수와 형상은 참고문헌 [4]의 제원을 이용하였으며, 추가적인 힌지의 삽입을 위하여 접힘 부위의 노드를 분리하고 분리된 노드들을 스프링요소로 연결하였다(그림 4). 즉, Model B, C, 및 D는 기준 조종날개 형상인 Model A에서 힌지에 해당하는 부위에 선형 스프링 요소를 적용하여 접힘 부위를 모사하였다. 접힘 부위가 없거나 비선형성이 없는 경우의 모델명에 첨자 ‘_0’를 추가하였다.

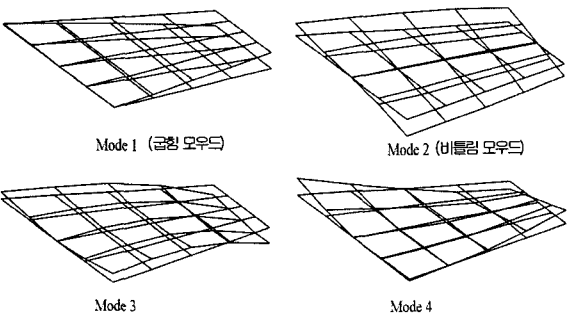
각각의 유형에 대한 모드 해석의 결과로 날개의 모우드의 형상을 그림 5~8에 나타내었다. 유격 비선형이 없는 경우 네 가지 유형의 날개 모두 첫 번째 모우드는 휨(Bending)모우드이며, 두 번째 모우드는 비틀림(Twisting)모우드이다.



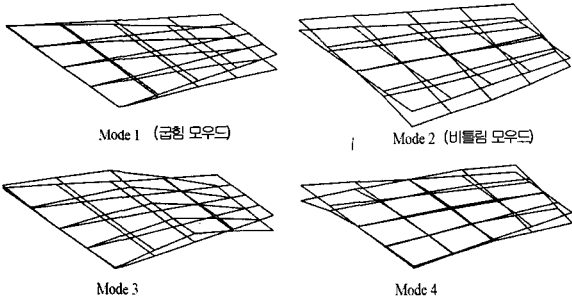
[그림 4] 접는 날개 기본 제원



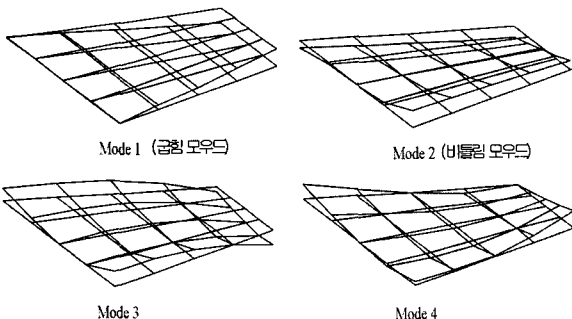
[그림 5] 모우드 형상(Model Ao)



[그림 6] 모우드 형상(Model Bo)



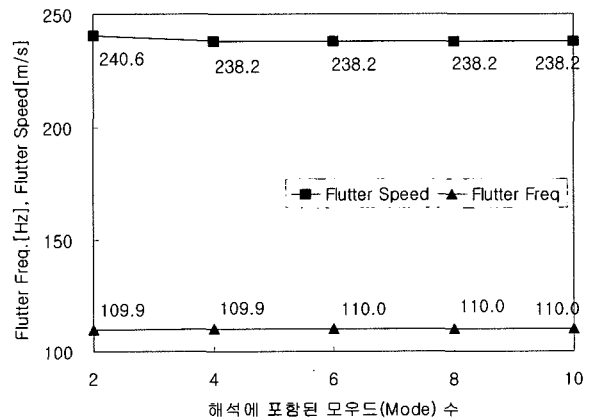
[그림 7] 모우드 형상(Model Co)



[그림 8] 모우드 형상(Model Do)

해석에 사용된 날개 모델은 상대적으로 적은 자유도를 갖는 모델이지만 공탄성 해석에 포함되어야 하는 최소 모우드 수를 살펴보기 위해 Model Ao에 대하여 해석에 포함되는 모우드 수를 늘려가며 수렴성을 확인하였다. 그림 9에 나타낸 바와 같이 소수 첫째 자리를 기준으로 했을 때, 플러터 속도는 사용된 모우드가 4개 이상이면 수렴하며, 플러터 진동수는 6개 이상이면 수렴함을 알 수 있다. 따라서 플러터 해석을 위한 모우드는 저차의 6개 모우드를 사용하였다. 한편, 실질적인 설계와 해석에 있어서는 보다 많은 공기력 격자와 구조 격자를 포함시킬 필요성이 있으며 공기력 격자에 대해서도 수렴성 확인이 필요하다.

표 1에는 접합 부위가 없거나 비선형성이 없는 모



[그림 9] 모우드 수에 따른 수렴성(Model Ao)

[표 1] 기준 모델 해석 결과 요약

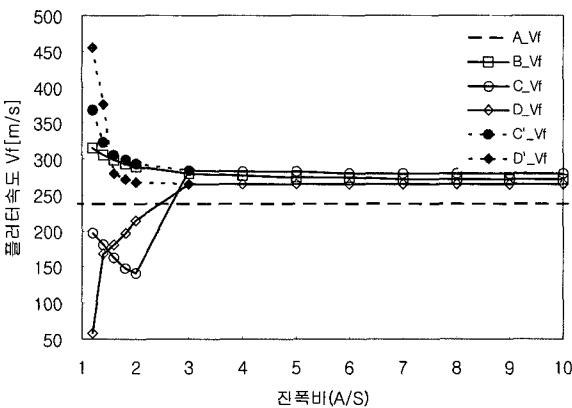
구분	Model Ao(=A)	Model Bo	Model Co	Model Do
Mode 1[Hz]	87.6	63.4	58.6	62.3
Mode 2[Hz]	177.8	174.4	172.8	155.8
Mode 3[Hz]	357.9	326.9	212.6	291.4
Mode 4[Hz]	438.1	437.9	430.9	416.0
Vf[m/s]	238.2	267.3	277.0	262.4
Ff[Hz]	110.0	92.7	87.3	90.2

넬들(Model Ao, Bo, Co, Do)에 대한 고유진동수, 플러터 속도(Vf) 및 주파수(Ff)를 요약하였다. Model Bo의 1차 모우드의 주파수와 Model Do의 1차 모우드 주파수가 비슷한 크기이고, Model Bo의 2차 모우드 주파수가 Model C의 2차 모우드 주파수와 비슷한 크기를 갖는다. 플러터 속도는 Ao가 가장 낮게 나타났다.

접힘 부위를 스프링 요소로 모델링 한 Model Bo, Co, 및 Do에 유격을 가미하여 공탄성 특성을 분석하였다. 유격 비선형성은 앞서 설명된 바와 같이 스프링 강성을 기술함수를 이용하여 각각 진폭비에 따라 등가강성으로 대치함으로써 주파수영역에서의 공탄성 해석을 수행하였다. 1단 접힘 날개인 Model B는 첫 번째 힌지(Kr1)에 유격 비선형성이 있는 것으로 고려하였고, 2단 접힘 날개인 Model C와 D는 첫 번째 힌지에는 유격 비선형성이 없고 두 번째 힌지(Kr2, Kp2)에 유격비선형성이 있는 경우만 고려하였다.

그림 10은 각각의 모델에 대한 진폭비에 따른 플러터 속도를 나타낸다. 이 그림에서 첨자 ‘_Vf’는 각 모델의 플러터 속도를 나타낸다. 진폭비는 최대 10까지 고려하였고, 모든 진폭비 구역에서 플러터속도는 가상감쇠(g) 값이 ‘음’에서 ‘양’으로 변하는 가장 낮은 속도를 택하였다. C’과 D’는 Model C와 D에서 진폭비가 2이하인 경우 가상감쇠 값이 음에서 양으로 변하는 두 번째로 낮은 속도를 나타낸 것이다.

이 그림에서 주목할 사항은 진폭비 2와 3을 기점으로 플러터 속도의 변화 경향이 바뀐다는 점이다. 진



[그림 10] 진폭비에 따른 플러터 속도

폭비가 3 이상에서는 진폭비에 따른 플러터 속도의 변화폭이 적고 점차 감소하여 접는 날개들(Model B, C, D)의 경향이 유사하게 나타났으며, 플러터 속도가 고정 날개인 Model A에 비하여 높게 나타났다. 이 결과는 참고문헌 [3]의 결과와 비슷하다. 한편, 플러터 속도가 진폭비 2이하에서는 각각 다른 경향성을 나타내었는데, 만약, 2단 접는 날개(Model C, D)가 진폭비 2이하에서 두 번째로 낮은 속도에서 플러터가 발생한다고 가정하면 접는 날개(Model B, C, D)는 모두 같은 경향성을 갖는다고 할 수 있을 것이다. 그러나, 가상감쇠가 음에서 양으로 변하는 가장 낮은 속도는 낮은 진폭비 구간에서 경향성이 서로 달랐다.

Model C는 진폭비 2와 3 사이에서 플러터 속도의 급격한 변화가 있지만, 진폭비 2이하에서 진폭비가 증가함에 따라 플러터 속도가 감소하는 경향을 가지고 있다. Model D의 경우 Model B, C와는 다르게 진폭비 2이하의 구간에서 진폭비가 증가할수록 플러터 속도가 증가하는 현상을 나타내었다.

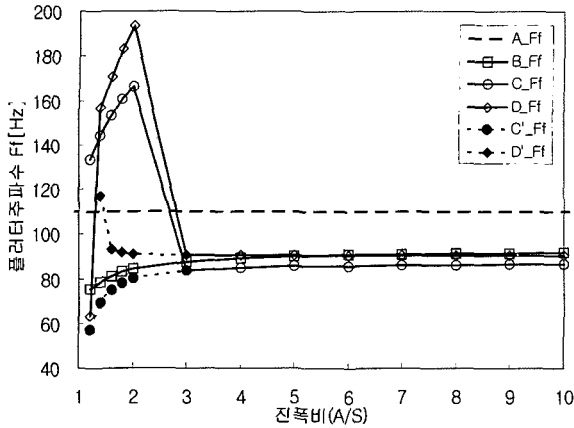
2단 접힘 날개인 Model C와 D는 모두 낮은 진폭비 구간에서 접힘이 없는 선형 기준 날개에 비하여 플러터 속도가 낮은 것을 확인할 수 있다. 따라서, 2단 접힘 날개의 경우 낮은 진폭비 구간에서 유격 비선형성에 대한 상세한 검토가 필요한 것으로 판단된다.

진폭비 2와 3을 기점으로 한 경향성 변화는 플러터 주파수 변화곡선에서도 확인할 수 있다(그림 11). 그림에서 첨자 ‘_Ff’는 각 모델의 플러터 주파수를 나타낸다.

플러터 주파수는 진폭비 3이상에서는 진폭비에 따른 주파수 변화가 적고, 접는 날개(Model B,C,D)의 플러터 주파수가 고정날개(Model A)에 비하여 낮게 나타났다. 진폭비 2이하에서는 2단 접는 날개(Model C, D)의 플러터 주파수가 Model A보다 높게 나타났다.

2단 접는 날개의 경우 진폭비 2와 3사이에서 급격하게 주파수가 떨어졌지만 진폭비가 증가할수록 대체로 플러터주파수가 증가하는 경향을 나타내었다.

Model B의 경우 진폭비(A/S) 변화에 상관없이 1차 모우드와 2차 모우드 사이에서 플러터가 발생하였고, 고려한 진폭비 전 구간에서 유사한 형태의 V-g



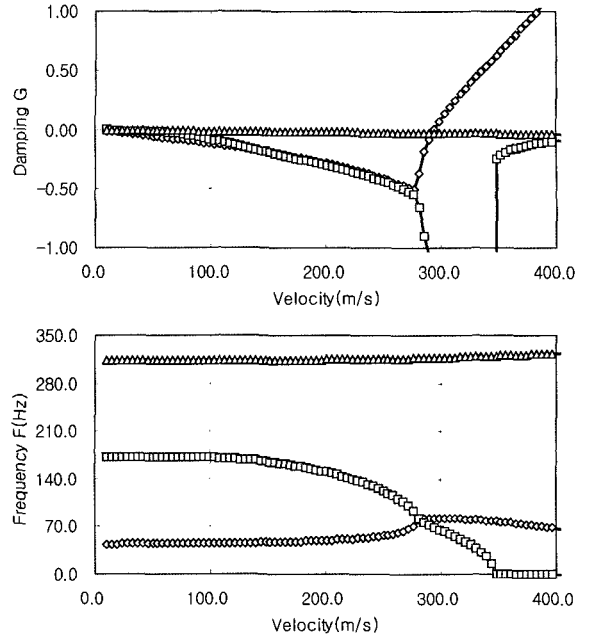
[그림 11] 진폭비에 따른 플러터 주파수

선도를 갖는다. 대표적으로 진폭비가 1.8인 경우의 $V-g$ 선도를 그림 12에 나타내었다. 가상감쇠가 속도 300m/s 근방에서 음의 값에서 양의 값으로 변화하는 것을 명확히 구분할 수 있다. $V-f$ 선도에서 속도가 증가함에 따라 1차 모드와 2차 모드는 서로 근접해간다. $V-g$ 선도의 가상감쇠의 부호가 변하는 속도에서 $V-f$ 선도를 보면 1차 모드의 주파수와 2차 모드의 주파수가 가장 근접해 있다. 이로부터 1차 모드와 2차 모드 사이에서 플러터가 생기는 것으로 판단할 수 있다.

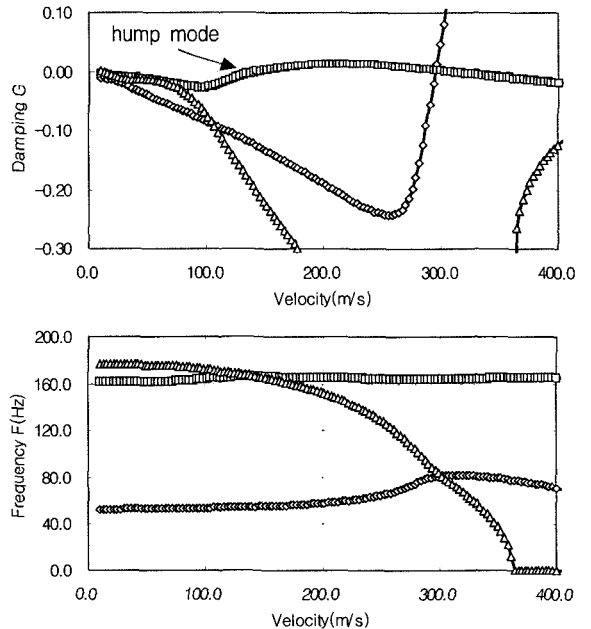
Model C의 경우 진폭비 2와 3사이에서 플러터 속도와 주파수가 급격하게 변화하였다.

진폭비가 2이하인 경우 그림 13(진폭비 2)과 같은 경향을 나타내었다. $V-g$ 선도를 보면 감쇠 값이 300 m/s 근방에서 급격히 증가한다. 그러나 이 구간에 이르기 이전인 약 140m/s 지점에서 잠시 양의 값을 가졌다가 다시 음의 값을 갖는 구간이 발생하였다. 이러한 혹(hump) 구간이 발생하는 이유가 해석모델의 수치적인 불안정성에서 기인하는 것인지에 대해서는 추가적인 검토가 요구된다. 이와 비슷한 현상은 참고 문헌 [7]에서 볼 수 있듯이 복합재료평판의 판넬 플러터 문제에서 관찰된 현상과 유사하다. 이 자료에 따르면 이러한 교차 여부를 적절하게 판정하지 못할 경우 참고문헌 [8]에서 제시된 것처럼 부적절한 결론에 이를 수 있음을 유의할 필요가 있다.

한편, 양의 값을 갖는 구간이 잠시 나타나는 곳에



[그림 12] Model B, A/S=1.8



[그림 13] Model C, A/S = 2

서 플러터가 발생하는 것으로 판단할 수 있는가 하는 측면에서도 Model C는 보다 심층적인 연구가 필요하

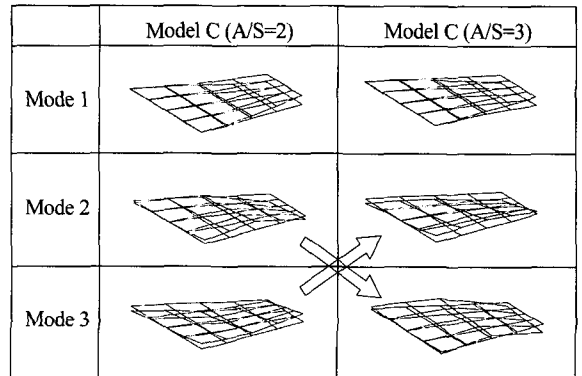
다. 실제로 물리 현상적인 측면에서 이러한 후 구간에서 플러터가 발생할 수 있는가하는 것은 실험을 통해서 밖에 알 수 없으나 F/A-18^[9] 및 F-117^[10]의 경우에서 볼 수 있듯이 일반적으로 불안정한(unstable) 영역으로 분류한다.

Model C의 진폭비가 3 이상인 경우(그림 14)는 그림 13과 같은 후 구간을 갖지 않는다. $V-f$ 선도를 보면 1차 모드와 2차 모드가 만나며 명확히 감쇠값이 음에서 양으로 변하는 것을 확인할 수 있다.

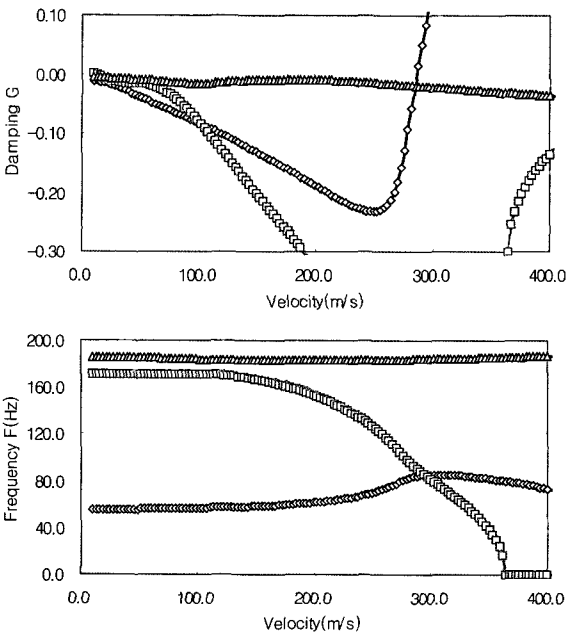
한 가지 흥미로운 점은 Model C에서 2차 모드와 3차 모드의 주파수 차이가 상대적으로 작고, 진폭비 2와 3을 경계로 모드 형상의 순서가 바뀐다는 것이다. 그림 15에서 보면 Model Co의 비틀림 모드인 2차 모드와 굽힘 모드인 3차 모드가 진폭비 2이하에서 순서가 바뀌었다. 즉, 진폭비 3이상에서는 1차 굽힘 모드와 2차 비틀림 모드 사이에서 플러터가 발생하며, 진폭비 2이하에서는 2차 굽힘 모드와 3차 비틀림 모드 사이에서 불안정한 영역이 발생한 것이다. 불안정한 후 구간에서 플러터가 발생할 경우에는 2단 접힘 날개는 유격이 없는 선형모델(Model Co)에 비하여 상당히 낮은 속도 구간에서 플

러터가 발생할 가능성이 있다는 것이다.

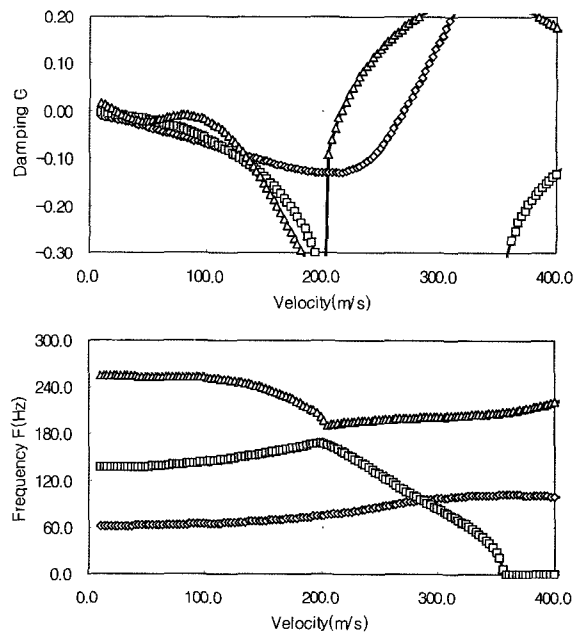
Model D의 경우에도 Model C와 마찬가지로 두 번째 힌지의 비선형성이 증가함에 따라 플러터 속도의 저하가 발생하였다. 그러나 플러터 속도의 저하는 2차 비틀림 모드와 3차 굽힘 모드 사이에서 플러터가 발생하였기 때문이며, 그림 16의 $V-g$ 선도를 보면 Model C의 후 구간과는 다르게 명확히 플러터라 판별할만하다. Model D는 진폭비 3이상에서 1차 굽힘 모드와 2차 비틀림 모드 사이에서 플러터가



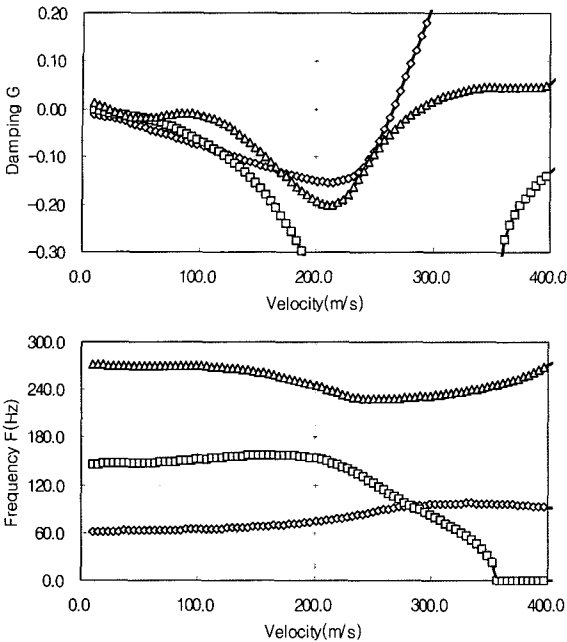
[그림 15] Model C의 진폭비에 따른 모드 형상



[그림 14] Model C, A/S = 3



[그림 16] Model D, A/S = 2



[그림 17] Model D, A/S = 3

	Model D (A/S=2)	Model D (A/S=3)
Mode 1		
Mode 2		
Mode 3		

[그림 18] Model D의 진폭비에 따른 모드 형상

발생하였다(그림 17). Model D의 경우 Model C의 경우와는 다르게 낮은 진폭비에서 모드 형상의 변화나 순서의 변화를 갖지 않는다(그림 18). 그러나, Model C의 경우나 Model D의 경우 모두 굽힘 모드와 비틀림 모드 사이에서 불안정한 결과를 나타내었다.

3. 결론

2단 접는 날개의 공탄성 해석을 수행하였다. 힌지에 집중된 유격 비선형성은 기술함수를 적용함으로써 주파수영역에서의 해석을 수행하였다. 동일한 형상의 네 가지 날개 유형이 고려되었으며, 2단 접는 날개의 경우 날개를 접는 유형과 진폭비에 따라 플러터 속도 변화의 경향성이 다르게 나타났다.

유격 비선형성으로 인하여 유연해진 날개의 플러터 속도는 대체로 증가함을 알 수 있었다. 그러나 낮은 진폭비 조건에는 급격한 플러터 속도 변화 가능성이 있음을 확인하였다. 진폭비가 큰 구간에서 접는 날개들은 고정 날개보다 플러터 속도는 높고, 플러터 주파수는 낮은 경향을 나타내었다.

높은 진폭비 구간에서는 1단 접는 날개에 비하여 두 번째 힌지가 날개 코드방향으로 있는 2단 접는 날개가 플러터 속도가 더 높았다. 힌지가 날개 길이방향으로 있는 2단 접는 날개는 1단 접는 날개보다 플러터 속도가 상대적으로 낮았다.

플러터는 굽힘 모드와 비틀림 모드 사이에서 발생하였으며, 2단 접는 날개의 두 번째 힌지는 날개의 모드에 영향을 준다. 두 번째 힌지가 첫 번째 힌지에 평행한 경우 날개의 굽힘 모드에 영향을 주고, 수직인 경우 비틀림 모드에 영향을 주는 것으로 파악되었다. 특히, 두 번째 힌지가 날개 코드방향으로 있는 경우 낮은 진폭비 구간에서 모드의 순서가 바뀌는 현상이 발생하였다.

주파수 영역의 공탄성 해석 결과로부터 2단 접힘 날개는 상당히 낮은 속도 구간에서 플러터가 발생할 가능성이 있음을 알 수 있다. 따라서, 2단 접는 날개의 설계시 공탄성학적 안정성을 반드시 검토하여야 하며, 유격과 같은 비선형성이 적게 나타나도록 설계되어야 한다. 기술함수를 통하여 선형화된 등가강성은 결과적으로 힌지부의 강성을 약하게 만든다. 이 사실은 유격과 같은 비선형성이 없는 경우라고 하더라도 2단 접는 날개는 힌지부 강성이 충분하지 못하면 공탄성적으로 불안정한 결과를 가져올 수도 있음을 나타낸다.

참 고 문 헌

- [1] 나문수, 이열화, 신영석, 황철규, 양해석, “유도탄 날개 전개 및 고정 장치”, 특허 1995-0048100, 국방과학연구소, 1995. 12. 9.
- [2] 이인, 백승길, 전성민, 김동현, 배재성, “Curved Wing의 동체 Roll 특성 감안 공탄성 해석기법 연구(II)”, MSDC-401-971395, 국방과학연구소, 1997. 11.
- [3] 김승호, “구조적 비선형성이 있는 비행체 조종날개의 공탄성 해석”, 박사학위논문(한국과학기술원), 1994. 6. 2.
- [4] 김기연, 이동환, “구조적 비선형성이 있는 조종면에 대한 공탄성 연구”, MSDC-416-970810, 국방과학연구소, 1997. 7.
- [5] Jean-Jacques E. Slotine, Weiping Li, “Applied Nonlinear Control”, Prentice Hall, pp.152~190, 1991.
- [6] Albano, E. and Rodden, W. P, “A Doublet-Lattice Method for calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows”, AIAA J. Feb, pp.279~285, 1969.
- [7] 김기연, 박홍석, 김현순, 안수홍, 김진형, “최소각 추적을 통한 패널플러터 해석”, MSDC-416-981260, 국방과학연구소, 1998. 12.
- [8] Pidaparti, R. M. V., and Afolabi, D. “The role of Eigenvectors in Aeroelastic Analysis”, Journal of Sound and Vibration, Vol. 193, No. 4, pp.934~940, 1996.
- [9] Rick Lind and Marty Brenner, “Robust Flutter Margines of an F/A-18 Aircraft from Aeroelastic Flight Data”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 20, No. 3, 1997.
- [10] Steven A. Green, Mr Dennis M. Fernandez, “F-117A Composite Rudder Aeroelastic Stability Flight Test Program”, AIAA-94-2107-CP.