

복합재 플랩 날개의 비선형 공력탄성학 해석

신 원 호*, 배 재 성***, 이 인**

Nonlinear Aeroelastic Characteristics of Composite Wing with Flap

Won-Ho Shin*, Jae-Sung Bae***, In Lee**

Key Words: Nonlinear Flutter, Free-play, Dynamic Stiffness

Abstract

Nonlinear aeroelastic analyses of composite wing with flap are performed considering free-play and dynamic stiffness of actuator. Doublet-Hybrid method is used for the calculation of subsonic unsteady aerodynamic forces. Free-play is modeled as an asymmetric bilinear spring and is linearized by using the describing function method. The linear and nonlinear flutter analyses show that the flutter characteristics are significantly dependent on the free-play and dynamic stiffness. From the nonlinear flutter analysis, various types of limit cycle oscillations are observed in a range of air speeds below or above the linear divergent flutter boundary.

1. 서 론

대기 중을 빠른 속도로 이동하는 비행체 구조물은 공기력 및 탄성력, 관성력의 상호작용으로 인하여 구조물의 파괴 또는 제어 성능을 저하 시키는 동적 불안정 현상인 플러터(flutter)와 같은 공력탄성학적 현상에 직면하게 된다. 최근의 연구들은 선형 공력탄성학 해석을 벗어나 구조 비선형 및 동강성의 영향을 고려한 비선형 공력탄성학 해석 연구가 진행되고 있다. Woolston 등[1]과 Laurenson과 Trn[2]은 구조 비선형을 포함하는 모델에 대하여 기술함수법을 사용하여 비선형 공탄성 해석을 수행하고, Lee와 Kim[3]은 유격을 갖는 미사일 조종면에 대하여 제한 주기진동과 혼돈거동에 대한 연구를 시간 영역에 대하여 수행하였으며, Bae 등[4]은 접는 미사일 조종 날개에 대하여 비선형 공탄성 해석을 수행하였다.

본 연구에서는 조종면을 갖는 날개에 대하여 비선형 공력탄성학적 특성을 조사하고자 한다. 비정상공기력을 계산하기 위하여 DHM을 사용하였고, 주파수 영역에서의 공기력 근사를 위하여 Karpel의 최소 상태접근법을 적용하였다. 제한 주기운동의 특성과

유격 및 동강성, 날개 재질의 영향에 대하여 조사하였다.

2. 유한요소 모델링 및 구동장치 모델링

2.1 해석 모델 및 구동장치 모델링

Fig.1과 같이 1mm의 두께의 조종면을 갖는 날개에 대하여 비선형 공탄성 특성을 조사하였다. 사용된 재질은 알루미늄, [0/45/-45/90]_s와 [0₂/90₂]_s의 적층을 갖는 Gr/Ep이다. 구동장치는 기어박스 와 모터, 하중 축 링크로 구성되어 있으며, 구동기의 운동방정식은 식(1)~(3)의 형태로 나타난다.

$$J_m \ddot{\theta}_m + C_m \dot{\theta}_m + K_m \theta_m = T - T_1 \quad (1)$$

$$J_1 \frac{\ddot{\theta}_m}{N_1^2} = N_1 T_1 - c_1 \left(\frac{\dot{\theta}_m}{N_1} - \dot{\theta}_n \right) - k_1 \left(\frac{\theta_m}{N_1} - \theta_n \right) \quad (2)$$

$$J_L \ddot{\theta}_L + C_L \dot{\theta}_L + K_L \theta_L = T_L \quad (3)$$

식(1)~(3)을 정리하면 입력과 출력간의 전달함수가 얻어지며 본 해석에 수행한 구동장치 모델

의 동강성은 Fig. 2에 도시화 하였다.

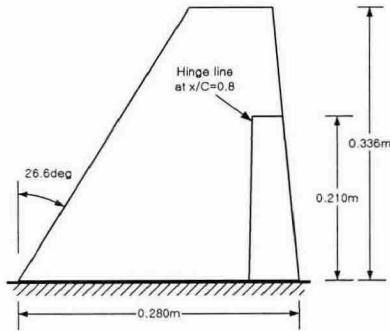


Fig. 1. Configuration of wing with control surface.

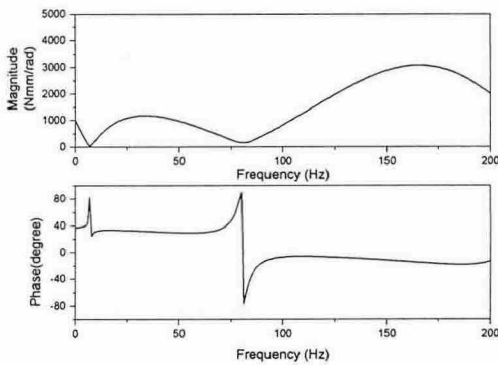


Fig. 2. Magnitude and Phase of Dynamic Stiffness.

2.2 비선형 공탄성 지배방정식

구조비선형 및 감쇠를 고려한 탄성체의 운동방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{M} \cdot \ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C} \cdot \dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}_u(f, \mathbf{u}) \cdot \mathbf{u} = \mathbf{F}(t, \mathbf{u}, \dot{\mathbf{u}}) \quad (4)$$

여기서 비선형 복원력 $\mathbf{K}_u(f, \mathbf{u})$ 항은 식(5)과 같이 정의할 수 있다.

$$\mathbf{K}_u(f, \mathbf{u}) \cdot \mathbf{u} = \mathbf{K}(f) \cdot \mathbf{u} + \mathbf{f}(f, \mathbf{u}) \quad (5)$$

3. 결과 및 토의

3.1 자유진동해석

Fig. 1의 날개 모델에 대하여 자유진동해석을 수행하고, 해석을 수행한 결과들을 Table 1에 정리하였다. 알루미늄을 재료로 사용한 경우보다

Gr/Ep를 사용한 $[0/45/-45/90]_s$ 와 $[0_2/90_2]_s$ 의 결과가 더 높게 나타났다.

Table 1. Natural frequencies of wing with control surface as material of wing.

	Aluminum	Gr/Ep $[0/45/-45/90]_s$	Gr/Ep $[0_2/90_2]_s$
1 st mode	9.06Hz	11.27Hz	11.52Hz
2 nd mode	25.45Hz	29.02Hz	27.04Hz
3 rd mode	38.88Hz	38.06Hz	34.57Hz
4 th mode	51.03Hz	64.61Hz	67.63Hz
5 th mode	103.82Hz	102.23Hz	97.31Hz

3.2 선형공탄성 및 비선형 공탄성 해석

유격과 동강성을 고려한 조종면을 갖는 날개에 대하여 아음속 영역에 대하여 공탄성 해석을 수행하였다. 아음속 비정상 공기력의 계산을 위해 DHM을 이용하였다.

비선형 요소를 무시한 경우의 선형 공탄성 해석의 결과를 Table 2에 정리하였다. 자유진동해석 결과와는 달리 Gr/Ep를 사용한 경우에 공력탄성학적 특성이 크게 저하됨을 볼 수 있다. 알루미늄 재질을 사용한 경우에는 두 번째 모드와 세 번째 모드가 서로 접근하여 플러터가 발생하나, Gr/Ep를 사용한 경우는 $[0/45/-45/90]_s$ 와 $[0_2/90_2]_s$, 모두 첫 번째 모드와 두 번째 모드가 서로 접근하여 플러터가 발생하였다. 플러터 발생 모드의 변화로 인해 플러터 특성의 저하되는 것으로 보인다.

Table 2. Linear aeroelastic characteristics of wing with control surface as material of wing.

	Aluminum	Gr/Ep $[0/45/-45/90]_s$	Gr/Ep $[0_2/90_2]_s$
$V_{Flutter}$	41.41m/s	33.14m/s	27.69m/s
$\omega_{Flutter}$	42.89Hz	19.72Hz	20.80Hz

Fig. 3은 조종면의 유격을 고려하여 비선형 공탄성을 수행한 결과이다. 진폭에 따라 플러터 경계가 크게 바뀌며, 어느 진폭 이상에 가면 선형 플러터 경계조건으로 수렴하는 것을 볼 수 있다.

알루미늄 날개의 경우에는 유격근방을 제외하고는 조종면의 진동 진폭이 증가함에 따라 플러터 발생속도가 감소하는 불안정한 제한 주기 거동이 발생하고 있다. 조종면의 진폭에 따라 1.2와 2.3근방에서 플러터 경계조건이 불연속이 발생하는데 이는 첫 번째와 두 번째 간의 모드변화에

따라 플러터 모드의 변화가 발생하여 나타나는 영향이다. 2.5 이상의 진폭에서는 선형 플러터 보다 높은 속도에서 제한주기거동이 발생하고 그 보다 낮은 진폭에서는 선형 플러터 속도보다 낮은 속도에서 제한주기거동이 발생한다.

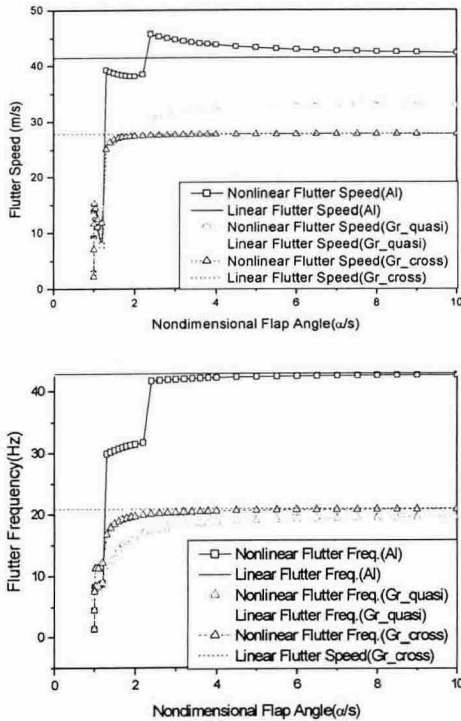


Fig. 3. Nonlinear flutter characteristics of wing with control surface as material of wing.

Gr/Ep 날개의 경우는 모두 선형 플러터 속도 이전에 제한주기거동이 발생하고 있으며, 진폭에 따라 플러터 속도가 증가하는 안정한 제한주기거동 형태를 나타내고 있다. $[0/45/-45/90]_s$ 보다 플러터 안정성에서는 높은 결과를 나타내고 있으나 3 이상이 되는 진폭에서 유격의 영향을 적게 받는 것으로 나타났으나 $[0_2/90_2]_s$ 의 경우는 1.5 이상에서도 유격의 영향이 거의 나타나지 않아 $[0/45/-45/90]_s$ 보다 유격의 영향은 적게 받는 것으로 나타났다. 전반적으로 알루미늄 날개보다 Gr/Ep가 유격의 영향은 적게 받는 것으로 나타났다.

Fig. 4~6은 동강성과 유격을 고려하여 비선형 공탄성을 수행한 결과이다. 알루미늄 날개의 경우 동강성을 고려한 경우 선형 플러터 속도는 높

아지만 선형 플러터 주파수는 떨어지는 결과를 나타내었다. 안정한 제한주기거동의 형태가 나타나며, 유격에 의한 영향이 크게 줄어드는 것을 확인할 수 있다. Gr/Ep 날개의 경우, 동강성을 고려하면 플러터 경계는 약간 향상되는 것으로 나타났다. $[0/45/-45/90]_s$ 의 경우에는 유격 부근을 제외한 경우에는 불안정한 LCO가 발생하는 것으로 나타나는 등 큰 차이를 보였으나, $[0_2/90_2]_s$ 의 경우에는 플러터 주파수에서는 차이를 보이나 플러터 속도에서는 거의 차이를 보이지 않았다.

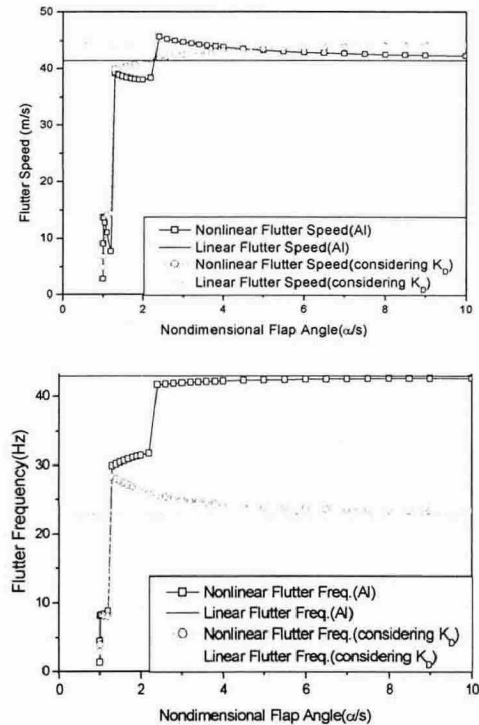


Fig. 4. Nonlinear flutter characteristics of aluminum wing with control surface considering dynamic stiffness.

4. 결론

본 연구에서는 조종면을 갖는 날개에 대하여 비선형 플러터 해석을 수행하였다. DHM을 사용하여 비정상 공기력을 계산하였고, 유격 구조 비선형과 동강성이 비선형 공탄성 특성에 미치는 영향을 조사하였다.

알루미늄 날개를 사용한 경우보다 Gr/Ep를 사용한 경우 자유진동 특성은 향상되지만, 공력탄

성확전인 안정성에서는 저하를 보였다.

유격을 고려한 경우, LCO는 선형 플러터 속도 이전과 이후에서 관측되었고, 진폭에 따라 서로 다른 형태의 안정 또는 불안정한 LCO가 발생하였다. 동강성을 고려한 경우에는 동강성을 고려하지 않은 선형 플러터 속도보다 낮은 속도 혹은 높은 속도에서 플러터가 발생하는 것으로 나타났고, 유격의 영향을 적게 받는 것으로 나타났다.

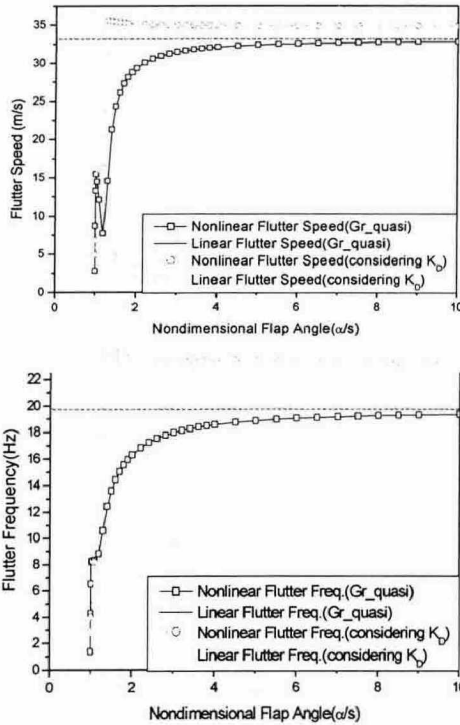


Fig. 5. Nonlinear flutter characteristics of composite wing with control surface considering dynamic stiffness([0/45/-45/90]_s).

참고문헌

1) Woolston, D. S., Runyan, H. W., and Andrews, R. E., "An Investigation of Effects of Certain Type of Structural Nonlinearities on Wing and Control Surface Flutter," *Journal of Aeronautical Sciences*, Vol. 24, Jan. 1957, pp. 57-63.

2) Laurenson, R. M., and Trm, R. M., "Flutter Analysis of Missile Control Surface Containing Structural Nonlinearities," *AIAA Journal*, Vol. 18, No.

10, 1980, pp. 1245-1251.

3) Lee, I. and Kim, S. H., "Aeroelastic Analysis of a Flexile Control Surface with Structural Nonlinearity," *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 4, 1995, pp. 868-874.

4) Bae, Jae-Sung, Kim, Dae-Kwan, Shin, Won-Ho, Lee, In, and Kim, Seung-Ho, "Nonlinear Aeroelastic Analysis of a Deployable Missile Control Fin," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 2, 2004, pp. 264-271.

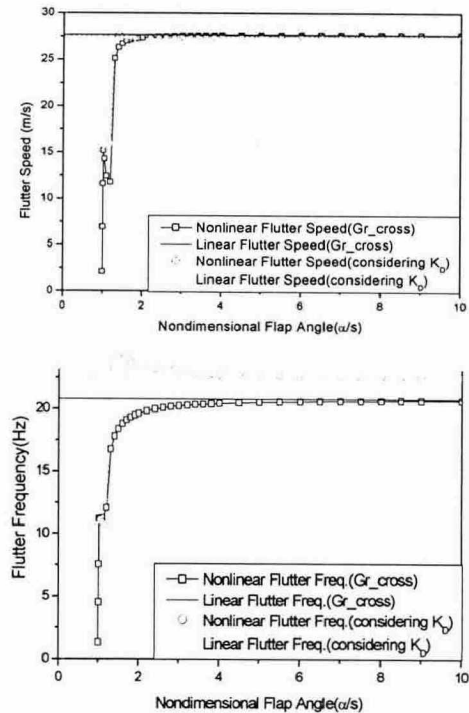


Fig. 6. Nonlinear flutter characteristics of composite wing with control surface considering dynamic stiffness([0₂/90₂]_s).