

論文

플랩을 갖는 복합재 평판 날개의 비선형 공력 탄성학 해석

신원호*, 배재성**, 이인***

Nonlinear Aeroelastic Analyses of Composite Wing with Flap

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

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 a bilinear spring and is linearized by using the describing function method. Dynamic stiffness is obtained from governing equation of gear system and the aeroelastic analyses were performed according to ply-angle of laminate and material. The linear and nonlinear flutter analysis results 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.

초 록

플랩을 갖는 복합재 평판날개에 대해서 유격 비선형성과 구동장치의 동적 강성을 고려하여 비선형 공탄성 해석을 수행하였다. DHM 방법을 사용하여 아음속 비정상 공기력을 계산하였으며 유격은 기술함수를 적용하여 이선형 스프링으로 가정하였다. 동적 강성을 기어시스템의 지배방정식으로부터 계산하고, 적층각과 재질에 따른 공탄성 특성을 살펴보았다. 선형 및 비선형 공탄성 해석 결과들은 플러터 특성이 유격과 동강성에 따라 크게 달라지는 것을 보여주었다. 다양한 형태의 제한주기거동이 선형플러터 속도 이전과 이후에서 관찰되었다.

Key Words : 플러터(flutter), 비선형 공탄성(nonlinear aeroelasticity), 유격(free-play), 동강성(dynamic stiffness), 제한주기거동(limit cycle oscillation)

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. 세계 2차 대전 중 독일의 V2 미사일에서 그 현상이 처음 발견된 이후로 많은 연구들이 진행되어 오고 있다. 초창기에는 구조와 공기력의 선형성을 가정하여 해석이 진행되어 왔으나, Woolston[1]이 비선형

성이 고려되는 경우 선형의 공탄성 현상과 다른 현상이 발생함을 보고한 이후, 80년대부터 지금까지 선형 공력 탄성학 해석을 벗어나 구조 비선형 및 동강성의 영향을 고려한 비선형 공력 탄성학 해석 연구가 활발히 진행되고 있다. Woolston 등 [1]과 Laurenson과 Trm[2]은 구조 비선형을 포함하는 모델에 대하여 기술 함수법을 사용하여 비선형 공탄성 해석을 수행하고, Lee와 Kim[3]은 유격을 갖는 미사일 조종면에 대하여 제한주기진동과 혼돈거동에 대한 연구를 시간 영역에 대하여 수행하였으며, Bae 등[4]은 접는 미사일 조종 날개에 대하여 비

* 한국과학기술원 기계항공시스템학부 항공우주공학전공

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공, 교신전자(E-mail:inlee@asdl.kaist.ac.kr)

선형 공탄성 해석을 수행하였다. Trickey[5]등은 유격을 갖는 NACA0012모델에 대하여 해석적 비선형 시스템을 설계하고 돌풍 실험을 수행하여 제한주기 특성을 조사하였다. Dowell[6]등은 앞 전과 뒷전의 조종면을 갖는 에어포일 모델에 대하여 날개 비틀림 정도에 따른 공탄성 특성 변화를 살펴보았다.

Zhao와 Hu[7]는 비정상 VLM을 사용하여 피칭 방향에 유격을 갖는 에어포일 모델에 대해서 비선형 공탄성 응답을 조사하였다. Gujjula[8]등은 뒷전에 조종면을 갖는 에어포일에 대하여 제한주기거동을 연구하였다. Munteanu[9]등은 유격과 피치방향 스프링에 비선형성을 갖는 에어포일에 대하여 공력탄성학적인 거동을 살펴보았다.

본 연구에서는 조종면을 갖는 복합재 날개에 대하여 비선형 공력탄성학적 특성을 조사하고자 한다. 비정상공기력을 계산하기 위하여 DHM[10]을 사용하였고, 주파수 영역에서의 공기력 근사를 위하여 Karpel[11]의 최소상태접근법을 적용하였다. 제한 주기운동의 특성과 유격 및 동강성, 날개 재료의 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 해석을 수행하였다. 날개의 재료는 알루미늄, [0/45/-45/90],와 [0₂/90₂]_s의 적층을 갖는 Gr/Ep이고, 알루미늄과 Gr/Ep의 물성치는 다음과 같다.

Aluminum : $E = 72.0Gpa$, $\nu = 0.33$, $\rho = 2710kg/m^3$
 Gr/Ep : $E_1=119Gpa$, $E_2=8.67Gpa$, $G_{12}=G_{23}=5.18Gpa$,
 $G_{23}=3.9Gpa$, $\nu_{12} = 0.31$, $\rho = 1570kg/m^3$, $t=0.125mm$

조종면이 접히는 부분에 구동장치가 연결되어 있으며, 구동장치는 기어박스과 모터, 하중 축 링크로 구성되고, 구동기의 운동방정식은 식 (1)~(4)의 형태로 나타난다.[12]

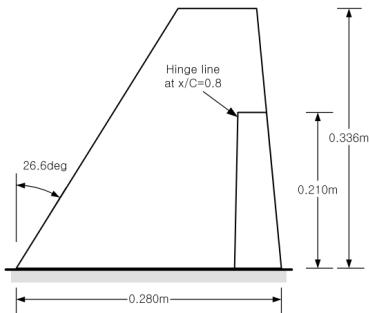


Fig. 1 Configuration of wing with control surface.

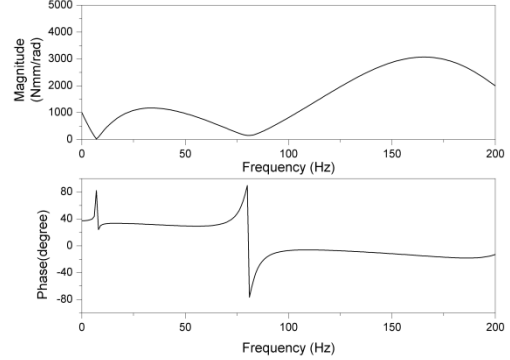


Fig. 2 Magnitude and Phase of Dynamic Stiffness.

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

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

$$J_2 \ddot{\theta}_n = -c_1 \left(\dot{\theta}_n - \frac{\dot{\theta}_m}{N_1} \right) - k_1 \left(\theta_n - \frac{\theta_m}{N_1} \right) - \frac{T_L}{N_2} \quad (3)$$

$$J_L \ddot{\theta}_L + C_L \dot{\theta}_L + K_L \theta_L = T_L \quad (4)$$

J_m , C_m , K_m 은 모터의 관성모멘트, 감쇠, 강성을 나타내고, N_1 , N_2 는 기어 1과 2의 감속비이다. 또한 J_1 , c_1 , k_1 , J_2 , c_2 , k_2 은 기어 1과 2의 관성모멘트, 감쇠, 강성을 의미하며, J_L , C_L , K_L 은 하중 축의 관성모멘트, 감쇠, 강성을 나타낸다. 또한, θ_m , θ_n , θ_L 은 기어 1과 2 및 하중축의 변위이다.

J_1 와 J_2 값이 무시할 만큼 작다고 가정하고, 식 (1)~(4)을 정리하면 식 (5)와 같은 입력과 출력간의 전달함수가 얻어지며 본 해석에 수행한 구동장치 모델의 동강성은 Fig. 2와 같이 나타난다.

$$\frac{\theta_L}{T} = \left\{ N_1 (J_m s^2 + C_m s + K_m) \left[\frac{1}{N_2 (k_1 + c_1 s) + k_2} \right] \right. \\ \left. (J_L s^2 + C_L s + K_L) + N_2 \right\} + \frac{J_L s^2 + C_L s + K_L}{N_1 N_2} \quad (5)$$

2.2 비선형 공탄성 지배방정식

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

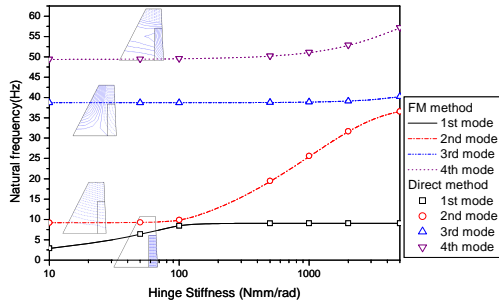


Fig. 3 Variation of natural frequency of Aluminum wing with control surface as hinge stiffness increases.

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

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K_n(u, \omega)]\{u\} = \{F(t, u, \dot{u})\} \quad (6)$$

여기서 $[M]$, $[C]$ 는 질량과 감쇠행렬, $\{u\}$ 는 변위, $\{F\}$ 는 외력을 나타낸다. $[K_n(u, \omega)]$ 항은 비선형 강성행렬을 의미하고, 비선형 강성행렬은 식 (5)과 같이 선형 항과 비선형 복원력 항으로 나눌 수 있다.

$$[K_n(u, \omega)]\{u\} = [K]\{u\} + \{f(u, \omega)\} \quad (7)$$

여기서 $[K]$ 는 선형 강성, $f(u, \omega)$ 는 비선형 복원력을 의미한다.

3. 결과 및 토의

3.1 자유진동해석

Fig. 1의 날개 모델에 대하여 조종면의 힌지 강성을 1000 Nmm/rad 의 값을 갖는 경우의 자유진동해석을 수행하고, Table 1에 결과를 정리하였다. Gr/Ep를 사용한 [0/45/-45/90]_s와 [0₂/90₂]_s의 고유 주파수가 저차 4번째 모드까지는 알루미늄을 재질로 사용한 경우보다 높게 나타나고, 5번째 모드는 알루미늄 날개가 약간 높게 나타났다. 세 경우 모두 저차 3번째 모드까지는 모드형상들이 유사한 형태를 띄지만, 4번째 모드는 알루미늄 날개와 복합재 날개의 모드 형상이 다르게 나타났다.

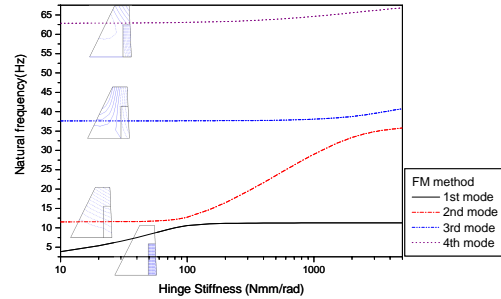


Fig. 4 Variation of natural frequency of quasi-laminated composite wing with control surface as hinge stiffness increases.

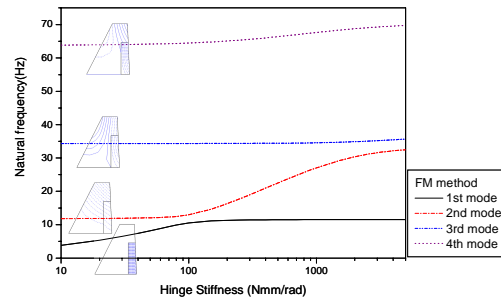


Fig. 5 Variation of natural frequency of quasi-laminated composite wing with control surface as hinge stiffness increases.

가상 질량법을 적용하여 조종면의 힌지 강성의 변화에 따른 각 날개의 고유 주파수 및 모드의 변화를 조사하였다. Fig. 3은 가상 질량법을 적용한 경우와 가상 질량법을 적용하지 않은 경우의 알루미늄 날개의 자유진동해석 결과를 나타내며, 두 경우의 결과가 서로 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 힌지 강성이 증가함에 따라 100 Nmm/rad 의 근방에서 첫번째 모드와 두 번째 모드간에 모드 변환이 발생하며, 플레핑 모드의 증가가 두드러지게 나타났다. 1차 비틀림 모드와 2차 굽힘 모드의 주파수도 약간 증가하였으나 1차 굽힘 모드의 주파수는 거의 변화가 없는 것으로 나타났다.

Fig. 4의 [0/45/-45/90]_s 복합재 날개의 경우, 전체적 경향은 알루미늄 날개와 유사하지만, 네 번째 모드가 1차 굽힘과 플레핑이 커플된 형태로 나타났다. Fig. 5의 [0₂/90₂]_s 복합재 날개의 경우는 [0/45/-45/90]_s 복합재 날개의 경향과 전반적으로 유사하지만, 1차 비틀림 모드의 주파수가 거의 변화하지 않는 것으로 나타났다.

3.2 선형 공탄성 및 비선형 공탄성 해석

0.1 도의 유격과 동강성을 고려한 조종면을 갖는 알루미늄과 복합재 적층 날개에 대하여 아음속 영역에 대하여 선형 및 비선형 공탄성 해석을 수행하였다. 아음속 비정상 공기력의 계산은

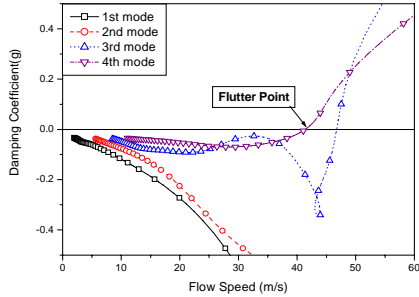


Fig. 6 V-g plot of aluminum wing with control surface.

Table 2 Linear aeroelastic characteristics of wing with control surface according to wing material

	Aluminum	Gr/Ep [0/45/-45/90] _s	Gr/Ep [0 ₂ /90] _{2s}
V _{Flutter}	41.41m/s	33.14m/s	27.69m/s
ω _{Flutter}	42.89Hz(4 th)	19.72Hz(2 nd)	20.80Hz(2 nd)

Table 3 Aeroelastic characteristics of wing with control surface as material of wing considering dynamic stiffness

	Aluminum	Gr/Ep [0/45/-45/90] _s	Gr/Ep [0 ₂ /90] _{2s}
V _{Flutter}	44.51m/s	34.73m/s	27.53m/s
ω _{Flutter}	22.79Hz(2 nd)	23.10Hz (2 nd)	22.36Hz(2 nd)

위해 DHM을 이용하고, 비선형 요소를 배제한 경우의 선형 공탄성 해석을 V-g방법을 사용하여 수행하였다. 알루미늄 및 복합재 날개에 대하여 선형 공탄성 해석을 수행한 결과를 Table 2에 정리하였다. 알루미늄 날개의 경우에는 세 번째 모드와 네 번째 모드가 서로 접근하여 플러터가 발생하지만, Gr/Ep 날개의 경우는 두 번째 모드와 세 번째 모드가 서로 접근하여 플러터가 발생하였다. 플러터 발생 고유 주파수의 변화로 플러터 발생 모드의 변환이 나타나는 것으로 보인다.

Table 3은 힌지부의 동강성을 고려하여 공탄성 해석을 수행한 결과이다. 플러터 속도는 모두 약간 증가하지만, 알루미늄 날개의 경우에는 플러터 발생 모드가 4번째에서 2번째 모드로 바뀌며 플러터 주파수가 크게 감소하는 것으로 나타났다. 이에 반해 복합재 날개는 플러터 모드의 변화가 없으며 플러터 진동수도 약간 증가하는 것으로 나타났다.

Fig. 7-8은 조종면의 유격을 고려하여 진동의 진폭의 변화에 따른 비선형 공탄성을 수행한 결과를 나타내고 있다. 특정 속도가 되면 발산해 버리는 선형 공탄성 결과와는 달리 특정 진폭에서 플러터 경계가 존재하며, 진폭의 크기에 따라 플러터 경계의 변화가 관찰되었다. 유격에 비해 6배 이상의 큰 진폭에서는 선형플러터 경계조건으로 수렴하는 것을 볼 수 있다.

알루미늄 날개는 유격에 가까운 진폭비 1근방에서 급격한 플러터 경계의 변화를 보이고, 진폭비가 1.2 ~ 2.3인 구간에서는

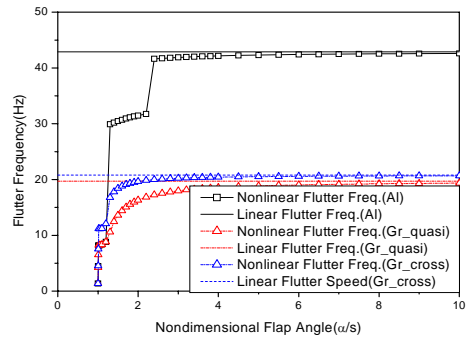
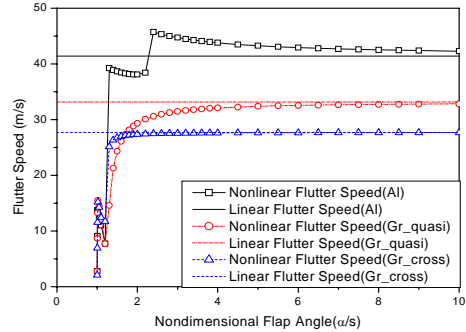


Fig. 7 Nonlinear flutter characteristics of wing with control surface as material of wing.

조종면의 진동 진폭이 증가함에 따라 플러터 발생속도가 감소하는 형태인 불안정한 제한주기거동이 발생하고 있다. 또한 진폭비가 1.2와 2.3인 경우에서 플러터 경계조건인 불안속이 관측되는데 이는 플러터 모드의 변화가 발생하여 나타나는 영향이다. 진폭비 2.5이상에서는 선형플러터 이상의 속도에서 제한주기거동이 발생하고 그 이하의 진폭에서는 선형플러터 속도보다 이전의 속도에서 제한주기거동이 발생하는 것으로 나타났다.

Gr/Ep 날개의 경우는 모든 제한주기거동이 선형플러터 속도 이전에 발생하고 있으며, 진폭에 따라 플러터 속도가 증가하는 안정한 제한주기거동 형태로 나타났다. [0/45/-45/90]_s 날개가 [0₂/90]_{2s} 날개보다 플러터 경계가 높게 나타났으며, 진폭비가 3이상이 되면 선형플러터 경계로 수렴하는 것으로 관측되었다. [0₂/90]_{2s}의 경우는 진폭비 1.5 이상에서 선형플러터 경계로 수렴하여 [0/45/-45/90]_s 보다 유격의 영향은 적게 받는 결과를 보였다. 전반적으로 알루미늄 날개보다 Gr/Ep가 유격의 영향에 따른 공력탄성학적인 경계의 변화는 적게 발생하는 것으로 나타났다. Fig. 8은 속도비 0.98인 경우의 [0/45/-45/90]_s 날개의 조종면과 날개 끝단에서의 시간응답을 나타내고 있으며, 날개 끝단의 진폭이 조종면의 진폭보다 큰 형태의 제한주기거동으로 나타났다.

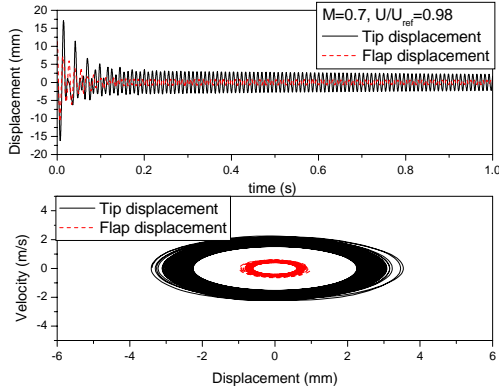


Fig. 8 Time history and phase plot of wing with control surface.

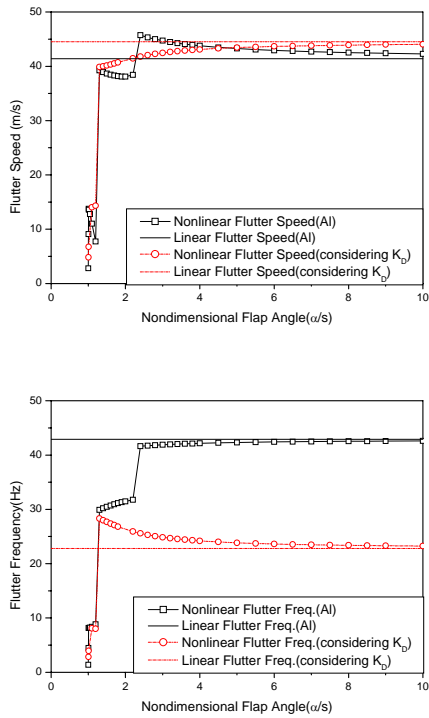


Fig. 9 Nonlinear flutter characteristics of aluminum wing with control surface considering dynamic stiffness.

Fig. 9~11은 동강성과 유격이 연동된 경우에 알루미늄과 Gr/Ep 날개의 비선형 공탄성 특성의 변화를 진폭비에 따라 조사한 결과이다. Fig. 9는 알루미늄 날개의 비선형 플러터 경계를 나타내고 있으며, 동강성을 고려하지 않은 경우에는 진폭의 증가에 따라 플러터 속도가 감소하는 불안정한 제한주기거동이 발생

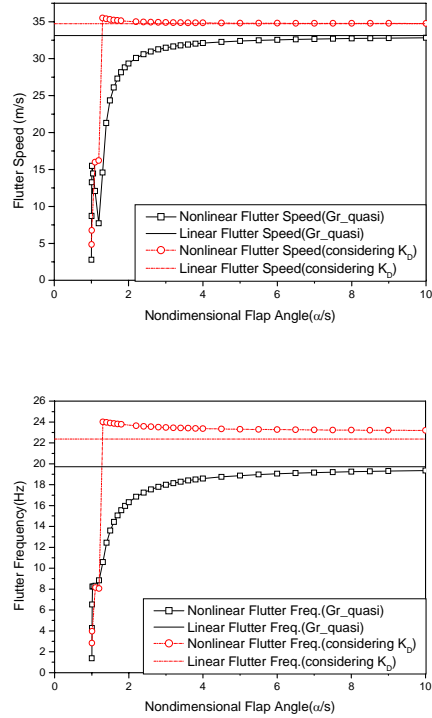


Fig. 10 Nonlinear flutter characteristics of composite wing with control surface considering dynamic stiffness ([0/45/-45/90]_s).

하는 것에 비해 동강성을 고려한 경우에는 진폭의 증가에 따라 플러터 속도도 증가하는 안정한 제한주기거동의 형태로 나타났다. 또한, 유격 부근에서의 급격한 공탄성 특성의 변화와 진폭비 2.3에서의 불연속 플러터 경계가 사라졌다. 진폭이 증가함에 따라 유격이 없는 경우의 플러터 경계로 수렴하고 있으며, 동강성을 고려한 경우에는 유격에 의한 플러터 경계의 변화가 크게 줄어드는 것을 확인할 수 있다. 플러터 주파수는 진폭비 1.5 이하에서는 동강성을 고려하지 않은 경우의 결과와 유사하게 변화하지만, 그 이상의 진폭에서는 진폭이 증가함에 따라 플러터 플러터 주파수가 감소하여 유격이 없는 경우의 결과로 수렴하였다.

Fig. 10, 11는 진폭의 크기에 따른 Gr/Ep 날개의 공탄성 특성의 변화를 나타내고 있다. Fig. 10는 [0/45/-45/90]_s 적층 날개에 대한 공탄성 특성을 나타내며, 진폭비 1.3 이상의 진폭에서는 유격이 없는 경우보다 높은 속도에서 불안정한 제한주기거동이 발생하는 것으로 조사되었으며, 동강성을 고려하지 않은 비선형 공탄성 해석결과와 큰 차이를 보였다. 플러터 속도와 주파수는 모든 진폭비에 대하여 동강성을 고려하면 동강성을 고려하지 않은 경우의 플러터 경계보다 높아지는 것으로 나타났다. 플러터 주파수는 진폭이 증가함에 따라 감소하며 유격이 없는 결과로 수렴하는 것으로 나타났다.

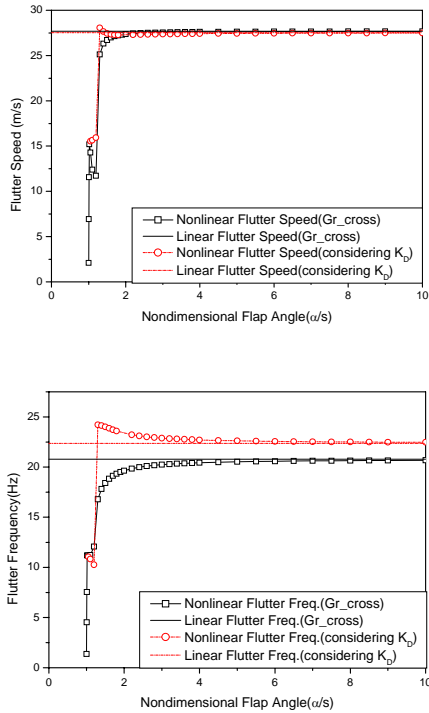


Fig. 11 Nonlinear flutter characteristics of composite wing with control surface considering dynamic stiffness([02/90]s).

Fig. 11는 [0₂/90]s 적층 날개에 대한 공탄성 특성을 나타내고 있으며, 앞의 두 날개의 결과와는 달리 동강성을 고려한 경우와 고려하지 않은 경우간의 진폭에 따른 플러터 속도 변화가 거의 동일하게 나타났다. 진폭비 1.3~1.5 구간의 플러터 발생속도에서만 약간의 차이가 발생하여 동강성을 고려하지 않은 경우보다 다소 플러터 속도가 높아지는 것으로 나타났다. 그러나 진폭에 따른 플러터 진동수의 변화는 [0/45/-45/90]s 적층 날개와 비슷한 경향을 나타내며, 진폭의 증가에 따라 플러터 주파수가 감소하며 유격이 없는 경우의 플러터 주파수 결과로 수렴하는 것으로 나타났다.

결론

본 연구에서는 조종면을 갖는 알루미늄 및 복합재 날개에 대하여 선형 및 비선형플러터 해석을 수행하였다. DHM을 사용하여 아음속 비정상 공기력을 계산하였고, 유격과 동강성 및 날개의 재질이 비선형 공탄성 특성에 미치는 영향을 조사하였다. 유격을 고려한 경우, 제한주기거동은 선형플러터 속도 이전과 이후에서 관측되었고, 진폭에 따라 서로 다른 형태의 안정 또는 불안정한 제한주기거동이 발생하였다. 동강성을 고려

한 경우에는 동강성을 고려하지 않은 선형플러터 속도보다 낮은 속도 혹은 높은 속도에서 플러터가 발생하고, 유격의 영향이 적게 작용하는 것으로 나타났다. 또한 복합재를 사용한 날개의 경우에 알루미늄 날개와 비교하여 공력탄성학적 특성이 유격이나 동강성에 의한 영향을 적게 받는 것으로 나타났다.

후기

본 연구는 국가지정연구실 사업(No. 2000-N-NL-01-C-250) 및 국방과학연구소의 연구비 지원(TECD-101-031344)에 관한 연구로 수행되었으며, 아낌없는 지원에 진심으로 감사 드립니다.

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 Trn, 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.
- 5) Trickey, S. T., Virgin, L.N., and Dowell, E. H., "The stability of limit-cycle oscillations in a nonlinear aeroelastic system," *The Royal Society*, 456, 2002, pp. 2203-2226.
- 6) Dowell, Earl H., Bliss, Donald B., and Clack, Robert L., "Aeroelastic Wing with Leading- and Trailing-Edge Control Surfaces," *Journal of Aircraft*, Vol 40, No.3, 2003, pp. 559-565.
- 7) Zhao, Y. H., and Hu, H. Y., "Aeroelastic analysis of non-linear airfoil based on vortex lattice method," *Journal of sound and vibration*, 276, 2004, pp. 491-510.
- 8) Gujjula, Sushma, Singh, Sahjendra N., and Yim, Woosoon, "Limit Cycles and Domain of Stability in Unsteady Aeroelastic System," *J. Guidance*, Vol 27, No.4, 2004, pp. 728-732.
- 9) Munteanu, Sorin, Rajadas, John, Nam, Changho, and Chattopadhyay, Aditi, "Reduced-Order-Model Approach for Aeroelastic Analysis Involving Aerodynamic and Structural

- Nonlinearty," *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 3, March 2005.
- 10) Ueda, T. and Dowell, E. H., "A New Solution Method for Lifting Surfaces in Subsonic Flow," *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 3, 1982, pp. 348-355.
 - 11) Karpel, M., "Design for Active Flutter Suppression and Gust Alleviation using State-space Aeroelastic Modeling," *Journal of Aircraft*, Vol. 19, No. 3, 1982, pp. 221-227.
 - 12) 신원호, 구조비선형을 고려한 미사일 조종날개의 서보 공탄 성해석, 한국과학기술원 박사학위논문, 2007.