

論文

플래퍼론이 있는 평판 날개의 비선형 공탄성해석

배재성*

Nonlinear Aeroelastic Analysis of Flat Plate Wing with Flaperon

Jae-Sung Bae*

ABSTRACT

The linear and nonlinear aeroelastic analyses of a flat plate wing with flaperon have been performed by using frequency-domain and time-domain analyses. Natural modes from free vibration analysis and a doublet-hybrid method (DHM) are used for the computation of subsonic unsteady aerodynamic forces. The flaperon hinge is represented by a free-play spring and is linearized by the described function method. The linear and nonlinear flutter analyses indicate that flapping mode of the flaperon, the hinge stiffness and free-play of hinge have significant effects on the aeroelastic characteristics. From the nonlinear flutter analysis, different modes like stable and unstable limit-cycle-oscillation are observed in same flutter velocity depending on initial conditions.

Key Words : Nonlinear Flutter analysis(비선형 플러터 해석), Free-Play(유격), Structural Nonlinearity(구조 비선형성), Flaperon(플래퍼론)

1. 서론

공기 중을 운행하는 비행체의 경우, 공기력과 구조물의 강성간의 상호작용으로 인한 공력탄성학적 현상에 직면하게 된다. 이러한 공력탄성학적 문제에는 동적 불안정성 현상인 플러터(flutter), 정적 불안정성 현상인 다이버전스(divergence), 돌풍(gust)에 대한 응답 문제 등이 있다.[1,2]

플러터 현상에 대한 연구들은 V-2 Rocket에서 플러터 발생이 보고된 이후로 기계, 항공, 토목 등 다양한 분야에서 꾸준히 연구되고 있다.[3] 그러나 대부분의 연구들이 선형 플러터 해석에 집중되어 있고, 구조적 비선형성을 고려한 연구들은 최근에 와서야 활발히 진행되고 있다.[5-10]

공간 활용성을 높이기 위한 함재기 및 미사일의 접는 날개 구조과 플랩(flap), 에일러론(aileron), 플래퍼론(flaperon)과 같은 조종면의 연

결 부위는 제작상의 어려움 및 자체의 복잡한 구조 특성으로 인해 힌지 부분에 유격(freeplay), 이선형성(bilinear), 전하중(preload)등과 같은 구조적 비선형성을 포함하기 때문에 선형 공력탄성학 해석은 실제 현상과 맞지 않는 경우가 있다. 이러한 비선형성은 공력탄성학 해석 시 제한주기 진동 및 혼돈거동과 같은 복잡한 비선형 거동을 보이게 되고, 비행시 이러한 비선형거동의 발생은 피로파괴를 유발할 수 있을 뿐만 아니라, 현대 항공기의 고성능의 비행제어시스템에도 심각한 영향을 주어 항공기 전체의 비행성능 저하와 더불어 심할 경우 심각한 구조적 문제를 발생시킬 수도 있다. 그러므로 이러한 접는 날개구조 및 조종면의 비선형성으로 인한 비선형 공력탄성학 특성과 같은 비선형 거동을 파악하여 설계시 이를 고려하여야 한다.

구조적 비선형성은 크게 집중 비선형성과 분포 비선형성으로 나눌 수 있다. 집중 비선형성은 유격(free play), 히스테리시스(hysteresis), 마찰(friction), 이선형성(bilinear) 등이 있고, 분포 비선형성은 기하학적 비선형성, 물성의 비선형성 등이 있다. 일반적으로 분포 비선형성은 대진폭

* 전임강사, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부, jsbae@hau.ac.kr

진동에서만 큰 영향을 미치는 것으로 알려져 있지만, 집중 비선형성은 작은 진폭의 진동에서도 중요한 영향을 미치는 경우가 있다. 이러한 비선형성은 진동의 진폭, 경로 등의 함수이며, 비선형 영역에서는 선형으로 가정한 공력탄성학 해석결과와는 큰 차이가 있다. 따라서, 비선형 요소를 가지는 구조물의 공력탄성학적인 특성을 파악하여 설계에 고려하는 것은 매우 중요하다.

본 연구에서는 구조 비선형성이 항공기날개의 공력탄성학적 특성에 미치는 영향을 조사하였다. 비선형 공력탄성학해석을 위해 모달해석과 기술함수를 이용한 V-g 방법 및 시간 적분법을 이용하였으며, 현재의 구조 비선형성을 유격으로 가정하였다.

II. 본 론

2.1 비선형 운동 방정식

구조 비선형성 및 감쇠를 고려한 운동방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K_n]\{u\} = \{F(t, u, \dot{u})\} \quad (89)$$

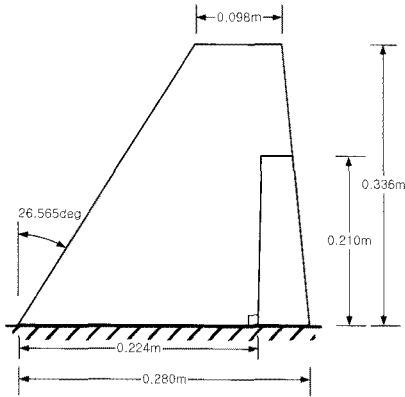


Fig. 1 Configuration of plate wing with flaperon.

여기서, $[M]$ 은 질량 행렬, $[C]$ 는 감쇠 행렬, $[K_n]$ 는 비선형 강성 행렬, F 는 외력이다. 식(1)의 복원력은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$[K_n]\{u\} = [K]\{u\} + \{f(u)\} \quad (90)$$

여기서, $[K]$ 는 선형 강성 행렬이며, $\{f(u)\}$ 는 구조

비선형성에 의한 복원력이다.

2.2 모달 해석

식(1)에서 구조 비선형 항을 제외하면 다음과 같은 선형 운동 방정식을 얻을 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{F(t, u, \dot{u})\} \quad (91)$$

식(3)에 모드 접근법을 사용하면 다음과 같은 식이 얻어진다.

$$[GM]\{\ddot{u}\} + [GC]\{\dot{u}\} + [GK]\{u\} = \{\bar{F}\} \quad (92)$$

여기서,

$$\begin{aligned} [GM] &= [\Phi]^T [M] [\Phi] & [GC] &= [\Phi]^T [C] [\Phi] \\ [GK] &= [\Phi]^T [K] [\Phi] & \{\bar{F}\} &= [\Phi]^T \{F\} \end{aligned} \quad (5)$$

식(5)에서 $\{\bar{F}\}$ 의 i 번째 항은 다음과 같이 나타낸다.

$$\bar{F}_i(t) = \frac{1}{2} \rho U_\infty \int \int \Delta p(x, y, z) \phi_i(x, y) dx dy \quad (6)$$

현재의 유격 비선형성을 고려한 효율적인 공력탄성학 해석을 위해 본 연구에서는 가상질량법[7]을 사용하였다.

2.3 플러터 해석 모델

본 연구에서는 유격 비선형성을 가진 평판 날개에 대한 비선형 플러터 해석을 수행하였다. 해석에 사용된 모델은 1 mm의 두께의 플래퍼론을 갖는 알루미늄 평판날개이며, 전체 형상은 Fig. 1과 같다. 해석에 사용된 알루미늄 물성치는 $E = 72 \text{ GPa}$, $\rho = 2700 \text{ Kg/m}^3$, $\nu = 0.33$ 이다. 구조해석을 위해 8×6개의 4절점 요소를 사용하였으며, 플랩의 현지 스프링을 고려하기 위해서, 1차원 스프링 요소를 사용하였다. 그리고, 가상질량법을 적용하기 위해서 하나의 질량 요소($22 \text{ Kg} \cdot \text{m}^3$)를 사용하였다.

2.4 선형 공탄성 해석

아음속 비정상 공기력을 계산하기 위해 DHM[7]을 이용하였고, 8×9개의 격자를 사용하였다. 적차 8개 모드까지 관찰하였다. 현재의 강성을 변화시키면서 현지 강성에 따른 플러터 특성의 변화를 관찰하였다. MSC/NASTRAN[11],

V-g[7], 시간 적분법으로 각각 계산한 결과를 Fig. 2에 도시화하였다. II와 III의 경계부분을 제외하고는 모든 구간에서 플러터 속도와 진동수가 잘 일치하고 있다. 그래프에서 나타난 것처럼 힌지 강성에 따라 플러터 거동에 큰 변화가 발생하는 것을 확인할 수 있다. I 구간에서는 1차 굽힘 모드와 플랩핑 모드가 서로 병합되어 플러터가 발생하는 것을 볼 수 있고, II 구간에서는 2차 굽힘 모드와 플랩핑모드가 서로 병합되어서 플러터가 발생하는 것으로 나타났다. 그리고, III 구간에서는 1차 굽힘 모드와 1차 비틀림 모드가 서로 병합되어 플러터가 발생하고 있음을 확인할 수 있다.

2.5 비선형 공탄성 해석

본 연구에서는 조종면의 힌지를 유격(free play)을 갖는 스프링으로 가정하였고, 유격을 1로 정의하였다. 플러터 발생 속도가 비슷한 힌지 강성이 1 kNmm/rad인 경우와 5 kNmm/rad인 경우에 대하여 각각 비선형 공력탄성학 해석을 수행하였다. Fig. 3은 힌지 강성이 1 kNmm/rad인 경우의 진폭비 변화에 따른 플러터 특성 변화를 보여주고 있다. 기술함수(describing function)[12]을 적용한 V-g방법과 시간 적분법을 사용하여 계산한 결과들이 잘 일치하고 있음

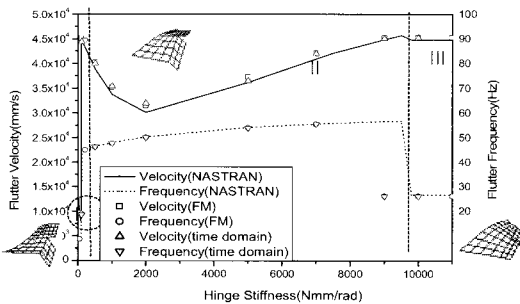


Fig. 2 Aeroelastic characteristics of a flat plate wing with flaperon.

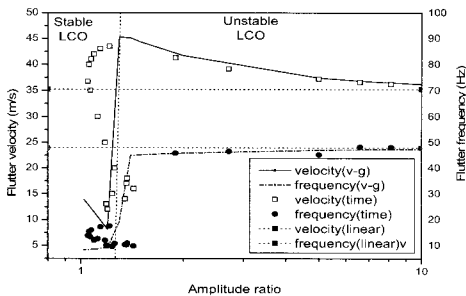


Fig. 3 Limit-cycle flutter characteristics of a flat plate wing with flaperon ($K\Theta=1kNmm /rad$).

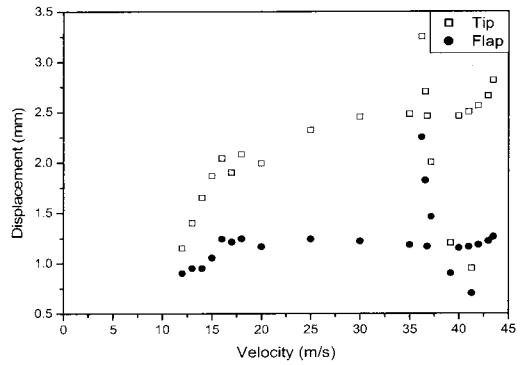


Fig. 4 LCO amplitude on tip and flap displacements for various air speed ($K\Theta=1kNmm/rad$).

을 알 수 있다. 진폭비에 따른 플러터 특성을 살펴보면 진폭이 1.5이하의 작은 진폭의 경우 안정한 제한주기거동이 발생하며, 그 이상의 진폭에서는 불안정한 제한 주기 운동이 발생하는 것을 볼 수 있다. 그리고 진폭이 어느 이상 커지게 되

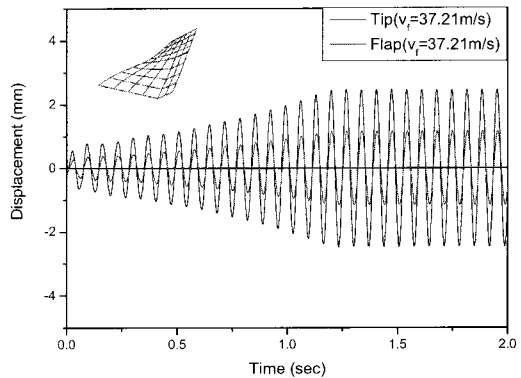


Fig. 5 Time history of a flat plate wing hinge with flaperon for small initial input ($K\Theta=1 kNmm/rad$).

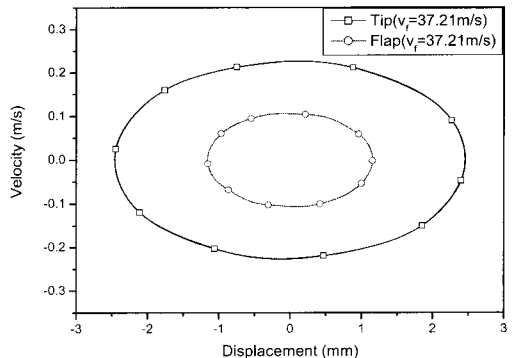


Fig. 6 Phase plot of a flat plate wing tip and flap with flaperon for small initial input ($K\Theta=1 kNmm/rad$).

면 선형 공탄성 해석의 결과에 접근하고 있음을 알 수 있다. Fig. 4는 속도에 따른 날개 끝단과 조종면 끝단의 변위를 보여주고 있다. 전체적으로 날개 끝단의 진폭이 조종면의 진폭보다 크게 나타나고 있으며, 이는 플러터 모우드 형상이 굽힘-플래핑 연계 모우드를 의미한다.

Fig. 3과 Fig. 4에서 하나의 속도에 대하여 두 개의 플러터 모드가 존재하고 있는 영역이 있음을 알 수 있다. 속도를 37.2 m/s로 고정시키고 초기 입력 변위에 따른 플러터 특성 변화를 살펴본다. 작은 초기 변위와 큰 초기 변위일 때의 힌지에서의 시간 응답과 날개 끝단과 조종면에서의 위상선도를 Fig. 5-8에 나타내었다. 초기 변위가 작은 경우에는 1차 굽힘 모드와 비틀림 모드가 혼합되는 전통적인 플러터(classical flutter) 모우드 형상의 LCO가 발생하였다(Fig. 5). 초기 변위가 큰 경우에는 1차 굽힘 모우드와 플래핑 모우드가 혼합된 LCO 모드가 발생하였다(Fig.

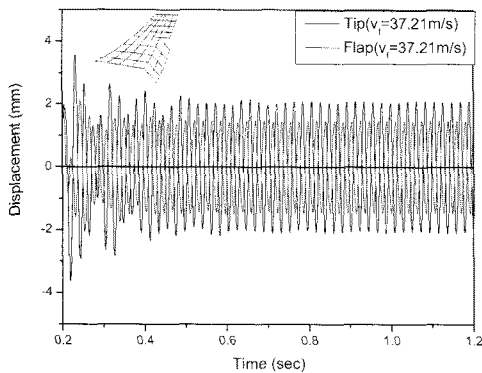


Fig. 7 Time history of a flat plate wing hinge with flaperon for large initial input ($K\Theta=1$ kNmm/rad)

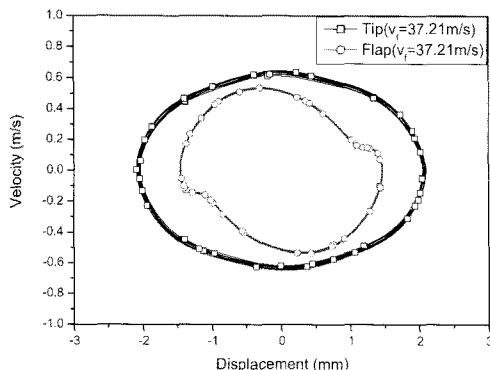


Fig. 8 Phase plot of a flat plate wing tip and flap with flaperon for large initial input ($K\Theta=1$ kNmm/rad).

7). 이와 같이 비선형 공탄성 응답은 선형 공탄성 응답과는 달리 같은 속도라고 하여도 초기 변위에 따라 전혀 다른 형태의 LCO 거동이 발생할 수 있다.

Fig. 9는 힌지 강성이 5 kNmm/rad인 경우의 진폭비 변화에 따른 플러터 특성변화를 나타내고 있다. 진폭비가 1.2이하와 2.0이상인 구간에서는 안정한 제한 주기 거동을 1.2이상이면서 2.0이하인 구간에서는 불안정한 제한 주기 거동을 나타내고 있다. 앞의 경우와 마찬가지로 진폭이 어느 정도 이상 커지게 되면 선형 공탄성 해석 결과로 수렴해 가는 것을 볼 수 있다. Fig. 3의 결과와 달리 진폭비가 큰 경우는 안정한 제한주기진동이 발견되었다. 진폭비가 작은 경우, 넓은 속도영역에서 안정한 제한주기진동이나 불안정한 진동이 모두 발견되었다. Fig. 10은 속도변화에 대한 날

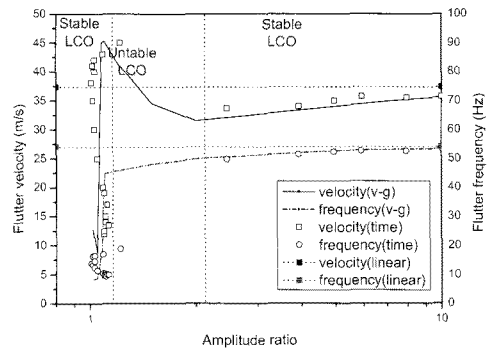


Fig. 9 Limit-cycle flutter characteristics of a flat plate wing with flaperon ($K\Theta=5$ kNmm/rad).

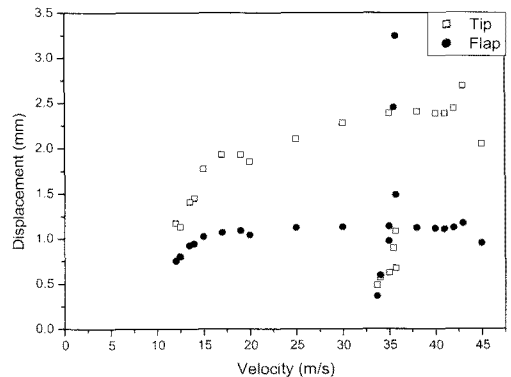


Fig. 10 LCO amplitude on tip and flap displacements for various air speed ($K\Theta=5$ kNmm/rad).

개 끝단과 조종면의 변위를 나타내었다.

한지 강성이 5 kNm/rad의 경우도 37.2 m/s의 속도에서 초기 변위에 따른 서로 다른 공탄성 응답 특성을 보인다. Fig. 11-14는 같은 속도 영역에서 서로 다른 초기변위에 대한 공탄성 응답을 보여준다. 초기 변위가 작은 경우에는 1차 굽힘 모드와 플랩핑 모드가 혼합된 LCO 거동이, 초기 변위가 큰 경우에는 1차 굽힘 모드와 플랩핑 모드가 혼합된 LCO 거동이 발생하는 것을 알 수 있다. Fig. 12와 Fig. 14는 날개 끝단과 조종면에서의 위상 선도이다. Fig. 14의 경우 2개 이상의 모드들이 섞여있는 것을 볼 수 있다.

Fig. 5-8과 Fig. 11-13의 응답들은 모두 같은 속도인 37.2 m/s에서 발생하지만, 초기치와 한지 강성에 따라 전혀 다른 거동들을 보여주고 있음을 알 수 있다. 이는 한지 강성과 초기 입력 변위가 플러터 속도와 함께 공력탄성학적 특성에 중요한 영향을 미친다는 것을 의미한다.

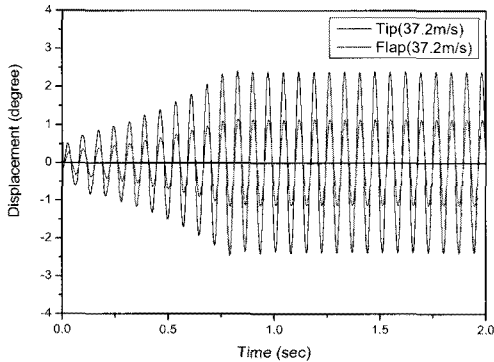


Fig. 11 Time history of a flat plate wing with flaperon for small initial input ($K\theta=5$ kNm/rad).

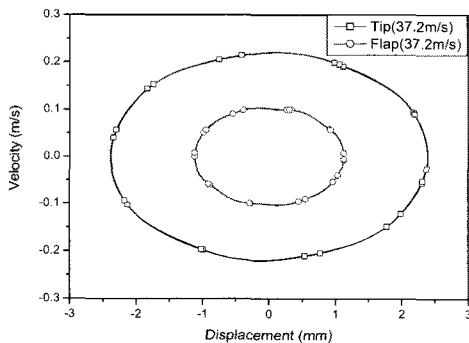


Fig. 12 Phase plot of plate wing tip and flap for small initial input ($K\theta=5$ kNm/rad).

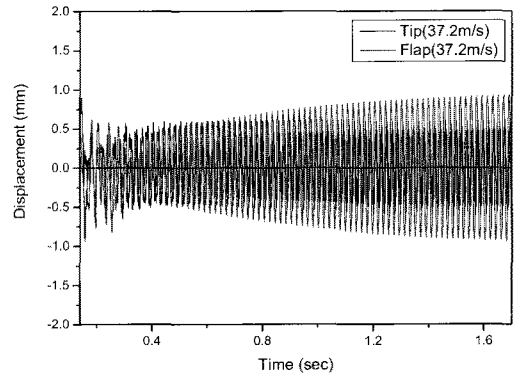


Fig. 13 Time history of a flat plate wing with flaperon for large initial input ($K\theta=5$ kNm/rad).

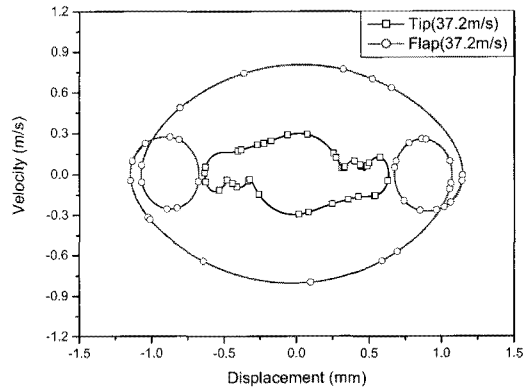


Fig. 14. Phase plot of plate wing tip and flap with flaperon for large initial input ($K\theta=5$ kNm/rad).

III. 결 론

본 연구에서는 한지의 유격 비선형성을 고려하여 플레퍼론 있는 평판 날개의 비선형 공탄성 해석을 수행하였다. V-g방법을 이용한 주파수 영역 해석과 최소 상태 변수 근사법을 사용한 시간 영역 해석을 수행하였다. 한지의 유격 비선형성을 고려할 경우, 선형 플러터속도 아래의 넓은 속도 영역에서 안정 및 불안정한 제한주기진동을 포함한 다양한 형태의 공탄성 응답이 발생하였다. 특히, 같은 속도영역에서 한지 강성 및 초기 변위에 따라 서로 다른 모우드 모양(굽힘-비틀림, 굽힘-플랩핑)의 제한주기진동이 발생하였다. 본 연구에서의 비선형 공력탄성학적 특성은 향후 풍

동실험으로부터 검증될 예정이다.

참고문헌

- 1) Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., and Halfman, R. L. *Aeroelastic*, Addison-Wesley Publishing Company, Cambridge, Mass., 1995.
- 2) Dowell, E. H., Crawley, E. F., Curtiss Jr., H. C., Peters, D. A., Scanlan, R. H., and Sisto, F., *A Modern Course in Aeroelasticity*, Kluwer Academic Publishers, 1995.
- 3) Paek, S. K., and Lee, I., "Flutter Analysis for Control Surface of Launch Vehicle with Dynamic Stiffness," *Computers and Structures*, Vol. 60, No. 4, 1996, pp. 593-599.
- 4) Laurenson, R. M. and Trn, R. M. "Flutter Analysis of Missile Control Surfaces Containing Structural Nonlinearities," *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 12, Dec.1981, pp. 1245-1251.
- 5) Lee, I., and Kim, S. H., "Aeroelastic Analysis of a Flexible Control Surface with Structural Nonlinearity," *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 4, 868-874, 1995.
- 6) 이인, 배재성 외, "구조비선형 감안 공탄성 해석 연구," TECD-401-001119, 국방과학연구소, 2000.
- 7) 배재성, "구조비선형을 고려한 공탄성 특성 및 플러터 억제," 박사학위논문, 한국과학기술원, 2002.
- 8) Bae, J.S., Yang, S.M. and Lee, I., "Linear and Nonlinear Aeroelastic Analysis of a Fighter-Type Wing with Control Surface," *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 4, 2002, pp. 697-708.
- 9) Bae, J.S., Kim, D.K., Shin, W.H., Lee, I., and Kim, S.H., "Nonlinear Aeroelastic Analysis of a Deployable Missile Control Fin," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 2, 2004, pp. 264-271.
- 10) Bae, J.S., Inman, D.J., and Lee, I., "Effects of Structural Nonlinearity on Subsonic Aeroelastic Characteristics of Aircraft Wing with Control Surface," *Journal of Fluids and Structures*, 2004, Vol. 19, No. 6, pp. 747-763.
- 11) Rodden, W. P., and Johnson, E. H., *MSC/NASTRAN Aeroelastic User's Guide*, Ver. 68, MSC.
- 12) Gelb, A. and Vander Velde, W. E., *Multiple-Input Describing Functions and Nonlinear System Design*, McGraw-Hill, New York, 1986.