

論文

구동장치의 동강성을 고려한 미사일 조종날개의 비선형 플러터 해석

신원호*, 배재성**, 이 인*, 한재홍*, 신영석***, 이열화***

Nonlinear Flutter Analysis of Missile Fin considering Dynamic Stiffness of Actuator

Won-Ho Shin*, Jae-Sung Bae**, In Lee*, Jae-Hung Han*, Young-Suk Shin*** and Yeol-Wha Lee***

ABSTRACT

Nonlinear aeroelastic analyses of a missile control fin are performed considering backlash and dynamic stiffness of actuator. Doublet-Hybrid method is used for the calculation of subsonic unsteady aerodynamic forces, and aerodynamic forces are approximated by the minimum-state approximation. For nonlinear flutter analysis backlash is represented by a free-play and is linearized by using the describing function method. Also, dynamic stiffness is function of frequency and is calculated by solving equation of motion for actuator. The linear and nonlinear flutter analyses show that the aeroelastic characteristics are significantly dependent on the backlash and dynamic stiffness. From the nonlinear flutter analysis, various types of limit cycle oscillations are observed in a range of air speeds below the linear divergent flutter boundary. The nonlinear flutter characteristics and the nonlinear aeroelastic responses are also investigated in the time domain.

초 록

구동기의 백래쉬와 동강성을 고려한 미사일 조종날개의 비선형 공탄성 해석이 수행되었다. 아음속 비정상 공기력 계산을 위해 DHM을 사용하였고 최소상태접근법을 사용하여 근사하였다. 비선형 플러터 해석을 위해 백래쉬는 유격으로 모델하고 기술 함수법을 사용하여 선형화하였다. 또한, 동강성은 주파수의 함수로 모터의 운동방정식으로부터 계산하였다. 선형 및 비선형 플러터 해석 결과들은 공력탄성학적 특성들이 백래쉬와 동강성에 중요한 영향을 받는다는 것을 보여준다. 비선형 플러터 해석에서 다양한 제한 주기 운동이 선형플러터 속도 이하에서 관측되었다. 또한 플러터 특성과 응답을 시간영역에서도 조사하였다.

Key Words : Nonlinear Flutter(비선형 플러터), Backlash(백래쉬), Dynamic Stiffness (동강성)

1. 서 론

대기 중을 고속으로 비행하는 비행체의 경우, 공기력 및 탄성력, 관성력의 상호작용으로 발생하는 구조물의 파괴 및 제어 성능을 저하시키는 동적 불안정 현상인 플러터(flutter)와 같은 공력탄성학적 현상이 발생하게 된다. 비행체 구조물은 여러 부분의 구조물들이 각각 조립되어 이루어진다. 각 구조

† 2004년 8월 26일 접수 ~ 2004년 10월 6일 심사완료

* 정희원, 한국과학기술원 기계공학과
연락처, E-mail : swl@asdl.kaist.ac.kr
대전시 유성구 구성동 373-1

** 정희원, 에너지과학연구소

*** 정희원, 국방과학연구소

부들의 체결부위에서의 유격 및 마찰 등의 구조 비선형성과 날개를 움직이는 구동기의 동강성 및 기어 박스에서의 백래쉬같은 비선형성을 포함하는 경우가 많다. 그래서 최근의 플러터 해석 연구들은 선형 공력탄성학 해석을 벗어나 구조 비선형 및 동강성의 영향을 고려한 비선형 공력탄성학 해석 연구들이 활발히 진행되고 있다. Woolston 등[1]과 Laurenson과 Trn[2]은 구조 비선형을 포함하는 모델에 대하여 기술함수법을 사용하여 비선형 공탄성 해석을 수행하고, Yang과 Zhao[3]는 Theodosen 함수를 사용하여 비압축성 유동 내에서의 피치 비선형성을 갖는 날개 단면에 대하여 제한주기진동에 대한 연구를 수행하였다. Lee와 Kim[4]은 유격을 갖는 미사일 조종면에 대하여 제한주기진동과 혼돈거동에 대한 연구를 시간 영역에 대하여 수행하였으며, Bae 등[5]은 접는 미사일 조종 날개에 대하여 비선형 공탄성 해석을 수행하였고, Paek과 Lee[6]는 동강성을 고려한 발사체의 조종 날개에 대하여 공탄성 해석을 수행하였다.

본 연구에서는 백래쉬를 갖는 구동기에 결합된 미사일 조종날개 모델에 대하여 공력탄성학적 특성을 조사하고자 한다. 비정상공기력을 계산하기 위하여 DHM (Doublet-Hybrid Method)[7]을 사용하였고, 주파수 영역에서의 공기력 근사를 위하여 Karpel[8]의 최소상태접근법을 적용하였다. 제한 주기운동의 특성과 백래쉬 및 동강성의 영향에 대하여 조사하였다.

II. 본 론

2.1 구동 장치 모델링

해석 모델은 그림 1의 접는 미사일 조종 날개로서 상단날개와 하단날개가 모두 알루미늄으로 이루어져 있으며 상단을 접을 수 있는 모델이다. 미사일 조종 날개 모델의 공력탄성학 방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{M} \cdot \ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C} \cdot \dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}_u(f, \mathbf{u}) \cdot \mathbf{u} = \mathbf{F}(t, \mathbf{u}, \dot{\mathbf{u}}) \quad (1)$$

여기서 \mathbf{F} 는 아음속 비정상 공기력, $\mathbf{K}_u(f, \mathbf{u})$ 는 비선형 복원력이다. 비선형 복원력은 식(2)와 같이 선형 복원력과 비선형 복원력으로 나눌 수 있다. 본 해석에서 고려한 백래쉬와 동강성 등이 비선형 복원력의 원인이 된다.

$$\mathbf{K}_u(f, \mathbf{u}) \cdot \mathbf{u} = \mathbf{K}(f) \cdot \mathbf{u} + \mathbf{f}(f, \mathbf{u}) \quad (2)$$

그림 2는 구동기의 단면사진으로 구동기는 기어

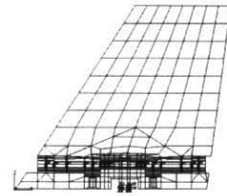


그림 1. 접는 미사일 조종날개의 유한요소 모델

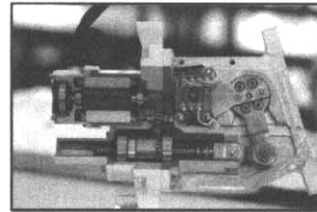


그림 2. 미사일 조종날개의 구동기 단면

박스와 모터, 하중 축 링크로 구성되어 있다. 구동기의 운동방정식은 식(3)-(6)의 형태로 나타난다.

$$J_m \ddot{\theta}_m = T - T_1, \quad J_l \ddot{\theta}_l = T_2 \quad (3)$$

$$J_1 \frac{\ddot{\theta}_m}{N} = N_1 T_1 - k_1 \left(\frac{\theta_m}{N_1} - \theta_n \right) = 0 \quad (4)$$

$$J_2 \ddot{\theta}_n = -k_1 \left(\theta_n - \frac{\theta_m}{N_1} \right) - \frac{T_2}{N_2} = 0 \quad (5)$$

$$\beta = \frac{\theta_n}{N_2} - \theta_l \quad (6)$$

여기서, J_m, J_1, J_2, J_l 은 각각 모터와 기어1, 기어2, 하중축의 관성 모멘트이고, N_1, N_2 는 기어1과 기어2의 감속비, $\theta_m, \theta_n, \theta_l, \beta$ 는 각각 모터와 기어2, 하중축, 구동기의 변위 각이다. 또한 T, T_1, T_2 는 모터, 기어1, 기어2에 걸리는 토크이고, k_1 은 기어1과 기어2 사이의 강성이다.

기어 박스 내의 백래쉬는 그림 3과 같이 이선형 스프링의 형태로 모델링 하였다. 백래쉬를 고려하면 하중 축에 전달되는 토크 T_2 는 식 (7)과 같이 정리된다.

$$T_2 = f(\beta, bl) = \begin{cases} 0, & |\beta| < bl/2 \\ k_2(\beta - bl/2), & \beta > bl/2 \\ k_2(\beta + bl/2) & \beta < -bl/2 \end{cases} \quad (7)$$

여기서 bl 은 백래쉬의 크기이다.

식(3)-(7)의 운동방정식을 정리하여 얻어진 동강

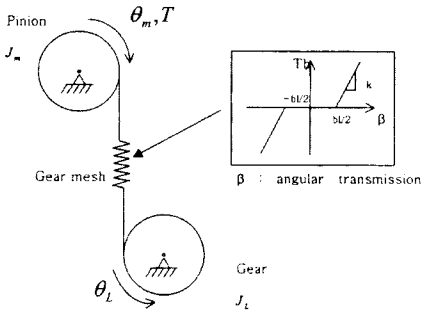


그림 3. 기어박스의 백래쉬 모델링

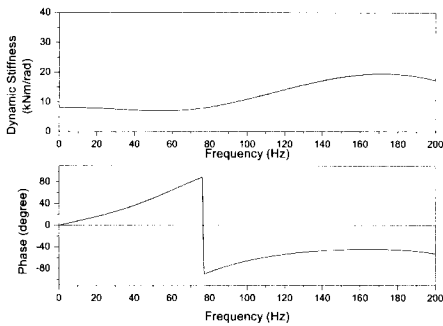


그림 4. 구동기 동강성의 크기와 위상선도

성은 식(8)과 같이 정리된다.

$$\Theta_L(s) = \frac{1}{T(s)} = \frac{1}{\frac{N}{K} J_m J_L s^4 + \frac{N}{K} B_m J_L s^3 + (N J_m + \frac{J_L}{N}) s^2 + N B_m s} \quad (8)$$

식(8)에 의해 얻어진 구동기의 동강성의 크기 및 위상은 그림 4와 같이 나타난다.

2.2 공력탄성학적 해석

공력탄성학적인 해석방법으로는 크게 주파수 영역에서의 해석과 시간 영역에서의 해석 방법이 있다 [5]. 두 가지 방법들은 접근 방법에서의 차이는 있으나, 선형 공력탄성학적인 문제를 해석하는 경우에는 서로 일치하는 결과를 제공한다.

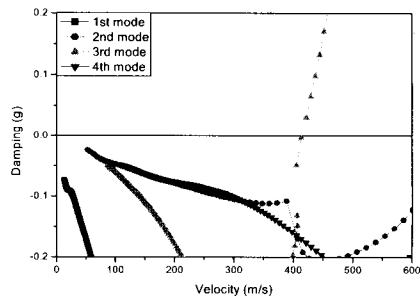
주파수 영역에서의 해석은 시간영역에서의 해석보다 계산 시간이 짧고 물리적인 의미를 이해하는 것이 용이하다는 장점을 갖고 있으나, 비선형성을 갖는 문제에 대해서는 직접 적용할 수 없고 기술항수를 사용하여 해석 모델의 비선형성을 선형화시킨 후에 해석이 가능하다는 단점이 있다. 이에 반해 시간 영역에서의 해석은 선형 및 비선형 문제의 직접 적용이 가능하다는 장점이 있으나, 계산 시간이 많이 걸리고, 물리적 의미 파악이 난해하다는 단점

이 있다. 효과적이고 정확한 해석을 위하여 본 연구에서는 두 가지 방법을 병행하여 해석을 수행하였다. 주파수 영역에서의 해석은 v-g 방법, 시간 영역에서의 해석은 시간 적분법을 사용하였다.

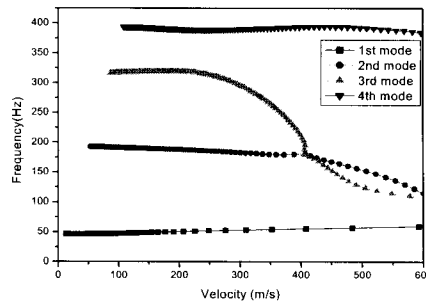
2.3 해석 결과 및 고찰

백래쉬와 동강성을 고려한 접는 미사일 조종날개에 대하여 아음속 영역에 대하여 공탄성 해석을 수행하였다. 아음속 비정상 공기력의 계산을 위해 DHM을 이용하였으며, 공기력 해석에 사용된 격자는 10×10이다. 공력탄성학 해석에 사용된 구조 모드의 수는 12개이고, 마하수는 0.7로 설정하였다.

그림 5는 백래쉬와 동강성이 없는 경우에 미사일 조종 날개에 대하여 선형 플러터 해석을 주파수 영역에서 수행한 경우의 결과이다. V-g 방법을 사용하여 플러터 해석을 수행하였고, v-g 방법은 v-g선도를 그려서 감쇠값에 해당하는 g값이 음에서 양으로 변화하는 순간을 플러터로 판별하며, 이 모델의 경우 속도가 421.5 m/s인 지점이 플러터 속도가 된다. 해당 플러터 속도에서의 V-f선도 결과를 보면 두 번째와 세 번째 모드가 서로 병합되는 것을 볼 수 있으며, 발생하는 플러터 모드 형상은 두 번째 모드와 세 번째 모드가 섞인 형태라는 것을 알 수 있다. 이때의



(1)V-g선도



(2)V-f선도

그림 5. 미사일 조종날개의 선형 플러터 해석의 v-g, v-f선도.(M=0.7)

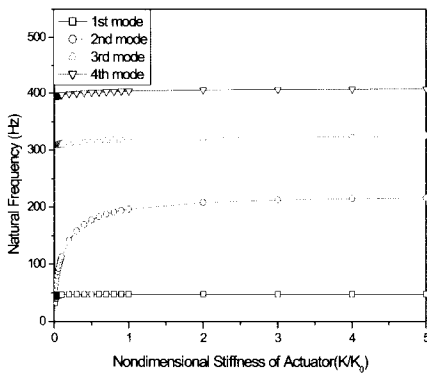


그림 6. 구동기의 강성 변화에 따른 고유 진동수의 변화

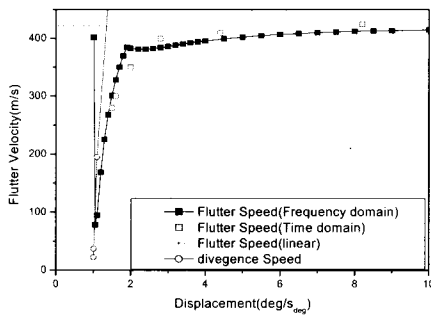


그림 7. 백래쉬를 고려한 미사일 조종 날개의 제한주기 거동 플러터 속도 특성(M=0.7, bl : 0.25°)

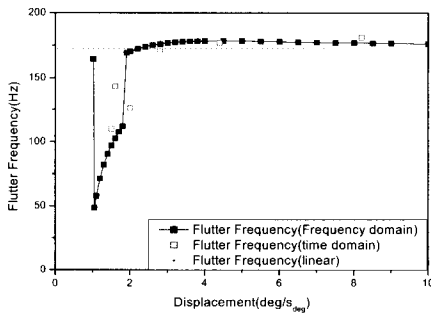


그림 8. 백래쉬를 고려한 미사일 조종 날개의 제한주기 거동 플러터 주파수 특성(M=0.7, bl : 0.25°)

플러터 주파수는 174.2 Hz로 나타났다.

그림 7과 그림 8은 선형 플러터에 해석한 모델에 대하여 백래쉬 비선형성을 고려한 경우의 진폭에 따른 시간 영역과 주파수 영역에서의 플러터 해석 결과들을 나타내고 있다. 선형 플러터의 경우는 단순히 발산하는 형태만을 갖는데 반해 비선형 플러터의

경우에는 관성력, 공기력 및 탄성력이 서로 균형을 이루어 제한된 진폭을 갖는 제한 주기 형태의 응답을 나타내는 경우가 있다. 비선형 플러터를 해석하는 경우에는 주파수 영역에서의 해석과 시간영역에서의 해석 결과는 서로 장단점을 갖기 때문에 서로 병행하여 해석을 수행한다. 그림 7과 그림 8의 주파수 영역에서의 해석 결과와 시간영역에서의 해석 결과들이 플러터 속도와 주파수 모두 서로 잘 일치하고 있음으로 알 수 있다.

그림 7과 그림 8의 플러터 해석 결과들을 살펴보면 모든 진폭의 진동 구간에서의 비선형 플러터는 백래쉬를 고려하지 않은 경우의 선형 플러터 속도 이하에서 발생하고 있으며 진동하는 진폭에 따라 플러터 속도와 주파수가 변함을 알 수 있다.

그림 7과 그림 8의 횡축은 백래쉬의 크기로 무차원화 된 진폭을 의미한다. 진폭의 크기가 1에 가까운 경우 비선형 플러터는 선형 플러터 속도에 가까운 400m/s 근방에서 발생하는 것으로 나타나지만 이 경우 플러터보다 발산(divergence) 속도가 낮게 나타나 플러터보다는 발산이 공력탄성학적인 관심이 된다. 발산이 플러터 속도보다 낮은 속도에서 발생하는 영역의 경우 해당 진폭만큼의 정적 변형 뒤에 플러터 속도에 다다르면 플러터가 발생하게 된다. 그러나 진폭이 커짐에 따라 구동기의 유효 강성이 증가하게 되어 발산속도가 증가하게 되고, 진폭이 일정 크기 이상이 되면 발산 속도는 플러터 속도보다 높게 존재하게 되어 다시 플러터가 주 관심사가 된다.

본 연구 수행 결과 미사일 조종 날개의 비선형 플러터는 진폭이 큰 경우와 작은 경우에 따라 서로 다른 두 가지 형태의 LCO(Limit Cycle Oscillation)가 발생했으며 두 가지 형태의 LCO 모두 외부 교란에 대해 안정한 제한주기 형태로 나타났다. 안정한 제한주기 운동이란 외부 교란에 의해 변위가 발생하더라도 일정한 진폭의 진동을 유지하는 운동을 의미하고, 불안정한 제한 주기 운동은 외부 교란에 의한 변위 발생시 발산해버리게 되는 운동을 의미한다.

그림 9와 10는 동일한 초기 변위에 대하여 서로 다른 플러터 속도에서의 시간 영역에서의 제한주기 응답을 나타내고 있다. 그림 9는 플러터 속도가 300m/s인 경우, 조종 날개 뿌리의 앞전에서의 시간 응답 결과이다. 1.5 정도의 진폭으로 안정한 제한주기 운동을 하고 있으며, 위상선도의 결과 두 개 이상의 주파수로 제한주기 운동을 형성하고 있음을 알 수 있다.

그림 10은 플러터 속도가 425m/s인 경우, 날개 밑단에서의 시간응답 결과이다. 8 정도의 상대적으로

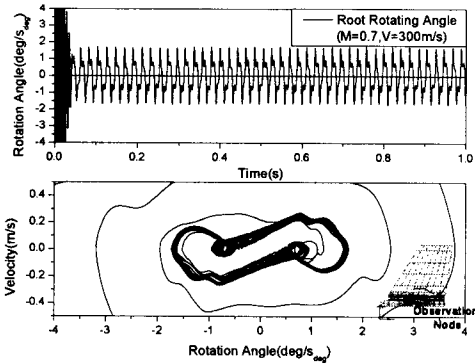


그림 9. 작은 진폭으로 진동하는 경우의 LCO 시간응답 및 위상선도

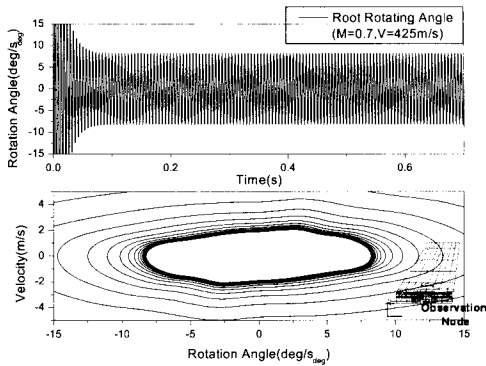


그림 10. 큰 진폭으로 진동하는 경우의 LCO 시간응답 및 위상선도

큰 진폭으로 안정한 제한주기운동을 하고 있으며, 위상선도의 결과 하나의 주파수로 진동하고 있는 것으로 나타났다.

본 연구에 사용된 해석 모델의 경우 백래쉬를 고려하게 되면 플러터 속도가 1/4정도까지 떨어지는 것으로 나타났으나, 진폭이 2 이상이 되는 경우 플러터 속도는 선형 플러터 속도에 근접하게 나타났다. 그러므로 백래쉬에 의한 공력탄성학적 안정성 저하를 방지하기 위해서는 백래쉬의 2-3배정도의 LCO는 무시할 수 있을 정도로 백래쉬를 줄이는 것이 필요하다. 해석에 사용한 구동기 모델의 경우 백래쉬는 0.25°이다.

동강성을 고려하는 경우, 식(8)의 동강성 모델을 사용하여 주파수 영역에서 플러터 해석을 수행하였다. 동강성을 고려한 플러터 해석은 플러터 주파수와 동강성 계산 시 가정된 주파수가 일치하는 경우까지 반복계산을 수행하는 방법을 사용하였다.

그림 11과 12은 동강성과 백래쉬를 고려한 경우의 진폭에 따른 플러터 속도와 주파수 변화를 보여주고 있다. 백래쉬를 무시하고 해석을 수행한 경우, 동강

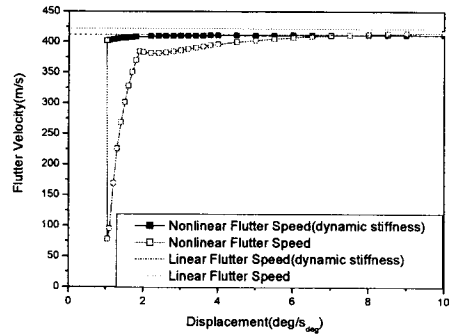


그림 11. 백래쉬와 동강성을 고려한 미사일 조종 날개의 제한 주기 거동 플러터 속도 특성(M=0.7, bl : 0.25°)

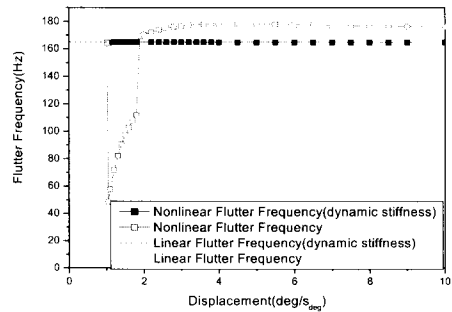


그림 12. 백래쉬와 동강성을 고려한 미사일 조종 날개의 제한 주기 거동 플러터 진동수 특성(M=0.7, bl : 0.25°)

성을 고려한 경우의 플러터 속도는 동강성을 고려하지 않은 경우보다 약간 낮게 나타났다.

백래쉬와 동강성을 모두 고려하여 해석을 수행한 경우에는 진폭에 따른 백래쉬의 영향은 거의 받지 않는 것으로 나타났다. 진폭에 따른 플러터 속도 및 주파수의 변화가 동강성을 고려하지 않고 해석을 수행한 경우와 비교하여 적게 나타났다.

동강성을 고려하게 되면, 백래쉬의 영향으로 낮은 속도에서 일단 플러터가 발생하지만, 플러터에 의해 유발된 진동으로 강성에서의 변화가 발생하여 플러터 특성이 바뀌게 되어 최종적인 플러터 속도가 다시 높아지는 현상이 나타났다. 동강성을 고려한 경우와 고려하지 않은 경우의 해석 결과에서의 큰 차이를 보여주고 있으며, 동강성이 고려된 경우가 공력탄성학적으로 더 안정한 결과를 나타내고 있다.

III. 결 론

백래쉬와 동강성을 고려하여 접는 미사일 조종 날개의 비선형 공력탄성학적 특성을 조사하였다. 해

석을 위해서 백래쉬와 동강성을 모델링 하였고, 시간 영역 및 주파수 영역에서 비선형 공력탄성학 해석을 수행하였다. 아음속 공기력 계산을 위하여 DHM을 사용하였고, 공기력 근사를 위해 MSA를 적용하였다. 백래쉬를 기술 함수법을 사용하여 선형화 하였고, 모터의 운동방정식으로부터 동강성 모델을 계산하였다. 선형 및 비선형 공력탄성학 해석을 위해 주파수 영역에서의 해석에는 V-g방법, 시간 영역에서의 해석에는 시간적분법을 사용하였다.

본 연구에서 해석을 수행한 모델에서 백래쉬는 LCO 진폭의 변이에 따라 연화 및 강화 스프링 특성을 지니고 있고, 선형 및 비선형 플러터 특성에 영향을 미치는 것으로 나타났다. LCO는 선형 플러터 속도 이전에서 관측되었고, 진폭에 따라 서로 다른 2가지 형태의 안정적인 LCO가 발생하였다.

동강성을 고려한 경우에는 동강성을 고려하지 않은 선형 플러터 속도보다 낮은 속도에서 플러터가 발생하는 것으로 나타났고, 진폭에 따른 백래쉬의 영향을 적게 받는 것으로 나타났다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 연구비 지원 (TECD-101-031344)에 의해 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

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) Yang, Z. C. and Zhao, L. C., "Analysis of Limit Cycle Flutter of an Airfoil in Incompressible Flow", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 123, No. 1, 1988, pp.1-13.

4) 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.

5) 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.

6) Paek, S.-K. and Lee, I., "Flutter analysis for control surface of launch vehicle with dynamic stiffness", *Computers & structures*, Vol. 60, No. 4, 1996, pp. 593-599.

7) 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.

8) 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.

9) 배재성, 신원호, 이인, 신영석, "이선형 비선형성을 포함하는 접는 미사일 조종날개의 공탄성 해석", *한국항공우주학회지*, 30권, 7호, pp. 29-35, 2002.