구동장치의 백래쉬를 고려한 미사일 조종날개의 비선형 플러터 해석
Nonlinear Flutter Analysis of Missile Fin considering Backlash of Actuator

*신원호 배재성+ 한재흥 이 인 신영석++ 이열화++
Won-Ho Shin Jae-Sung Bae Jae-Hung Han In Lee Young-Sug Shin Yeol-Wha Lee
한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학 전공, 대전, 305-701
+ 한국에너지기술연구원, 대전 305-343
++ 국방과학연구소, 대전, 305-151
(042-869-3757 : swh@asdl.kaist.ac.kr)

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. Backlash 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 backlash 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. The nonlinear flutter characteristics and the nonlinear aeroelastic responses are also investigated in the time domain.

Keyword : Nonlinear Flutter, Backlash, Dynamic Stiffness

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. 비행체 구조물은 많은 부품들이 조립되어 이루어지므로 체결부위의 유격이나 백래쉬, 구동기의 동강성 등의 구조적 비선형성을 포함하는 경우가 많다. 그래서 최근의 연구들은 선형 공력탄성학 해석을 벗어나 구조 비선형 및 동강성의 영향을 고려한 비선형 공력탄성학 해석 연구가 진행되고 있다. Woolston 등[1]과 Laurenson 과 Trn[2]은 구조 비선형을 포함하는 모델에 대하여 기술함수법을 사용하여 비선형 공탄성 해석을 수행하고, Yang 과 Zhao[3]는 Theodosen 함수를 사용하여 비압축성 유동 내에서의 피치 비선형성을 갖는 날개 단면에 대하여 제한주기진동에 대한 연구를 수행하였다. Lee 와 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 수행하였다.

본 연구에서는 백래쉬를 갖는 구동기에 결합된 미사일 조종날개 모델에 대하여 공력탄성학적 특성을 조사하고자 한다. 비정상 공기력을 계산하기 위하여 DHM (Doublet-point method)[6]을 사용하였고, 주파수 영역에서의 공기력 근사를 위하여 Karpel[7]의 최소상태접근법을 적용하였다. 제한 주기운동의 특성과 백래쉬 및 동강성의 영향에 대하여 조사하였다.

2. 미사일 조종날개와 구동장치 모델링

해석 모델은 그림 1 좌측의 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 F 는 아음속 비정상 공기력, $K_u(f,u)$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.

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

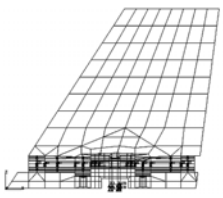
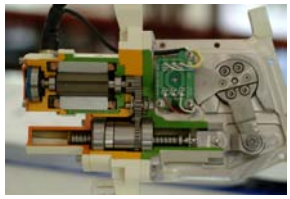



그림 1. 접는 미사일 조종날개의 유한요소 모델 및 구동기

그림 1 의 우측은 구동기의 단면사진으로 기어박스와 모터 링크로 구성되어 있다. 구동기의 운동방정식을 계산하여 얻어진 동강성은 식(3)과 같이 정리된다.

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

식(3)에 의해 얻어진 구동기의 동강성 및 위상은 그림 2 와 같이 그려진다.

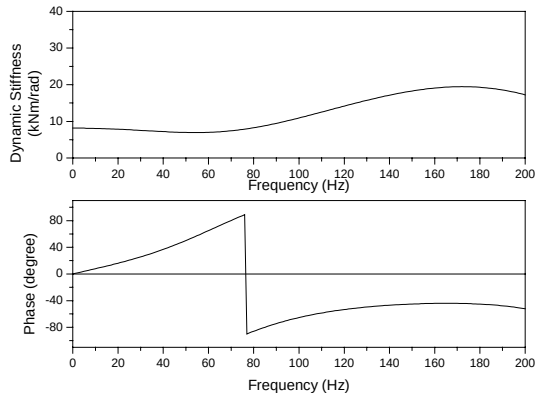


그림 2. 구동기 동강성의 크기와 위상선도

3. 공력탄성학적 해석

공력탄성학적인 해석방법으로는 크게 주파수 영역에서의 해석과 시간 영역에서의 해석 방법이 있다.[5] 두 가지 방법은 접근 방법에서의 차이는 있으나, 선형 공력탄성학적인 문제를 해석하는 경우에는 거의 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 기술함수를 사용하여 해석 모델의 비선형성을 선형화 시킨 후에 해석이 가능하다. 이에 반해 시간 영역에서의 해석은 선형 및 비선형 문제에의 직접 적용이 가능하다는 장점이 있으나, 계산 시간이 많이 걸리고, 물리적 의미 파악이 난해하다는 단점이 있다.

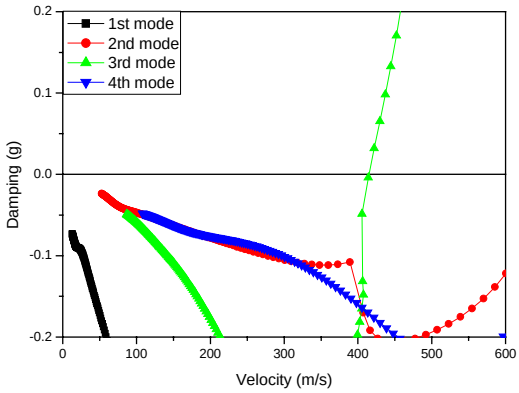
효과적이고 정확한 해석을 위하여 본 연구에서는 두 가지 방법을 병행하여 해석을 수행하였다.

4. 해석결과 및 고찰

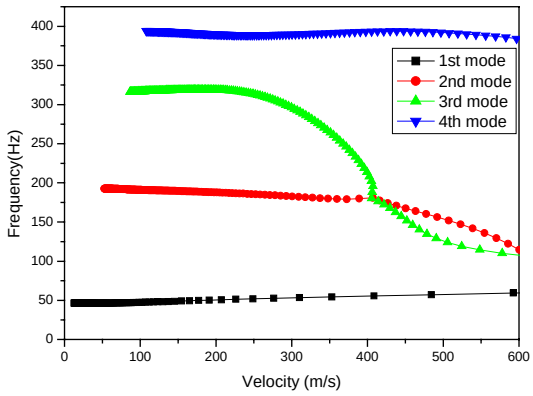
아음속 비정상 공기력의 계산을 위해 DHM 을 이용하였으며, 공기력 해석에 사용된 격자는 10×10 이다. 공력탄성학 해석에 사용된 구조 모드의 수는 12 개이고, 마하수가 0.7 인 경우에 대하여 플러터 해석을 수행하였다.

그림 3 은 백래쉬와 동강성이 없는 경우의 선형 플러터 해석을 수행한 경우의 결과이다. V-g 선도에서 g 값이 음에서 양으로 변화하는 순간이 플러터 점이 되며, 이 경우 속도가 421.5m/s 인 지점이 플러터 속도가 된다. 플러터 속도에서의 V-f 선도 결과를 보면 두 번째와 세 번째 모드가 서로 병합되면서 플러터가 발생하고 있으며, 이 때의 플러터 주파수는 174.2 Hz 로 나타났다.

그림 4 와 그림 5 는 백래쉬 비선형성을 고려한 경우의 진폭에 따른 시간 영역과 주파수 영역에서의 플러터 해석 결과들을 나타내고 있다. 주파수 영역에서의 해석 결과와 시간영역에서의 해석 결과들이 서로 잘 일치하고 있음으로 알 수 있다.



(1) V-g 선도



(2)V-f 선도

그림 3. 미사일 조종날개의 선형 플러터 해석의 v-g, v-f 선도.

백래쉬를 고려한 경우에는 플러터는 백래쉬를 고려하지 않은 경우의 선형 플러터 속도 이하에서 발생하고 있으며 진동하는 진폭에 따라 플러터 속도와 주파수가 변함을 알 수 있다. x 축은 백래쉬의 크기로 무차원화된 진폭을 나타내고 있으며, 진폭의 크기가 백래쉬 근방인 경우 플러터는 400m/s 근방에서 발생하지만 이 경우 발산(divergence)이 먼저 발생하게 되어 플러터보다는 발산이 공력탄성학적인 관심이 된다. 그러나 진폭이 커짐에 따라 강성이 증가하게 되어 발산속도가 증가하게 되며, 진폭이 일정 크기 이상이 되면 발산 속도는 플러터 속도보다 높게 존재하게 된다.

진폭이 큰 경우와 작은 경우에 따라 서로 다른 두 가지 형태의 LCO 가 발생했으며 두 가지 형태의 LCO 모두 외부 교란에 대해 안정한 제한주기 형태로 나타났다.

그림 6 은 플러터 속도가 300m/s 인 경우, 날개 밑 단에서의 시간응답 결과이다. 백래쉬의 1.5 배 정도의 진폭으로 안정한 제한주기운동을 하고 있으며, 위상선도의 결과 여러 개의 모드가 섞여서 플러터를 형성하고 있음을 알 수 있다.

그림 7 은 플러터 속도가 425m/s 인 경우, 날개 밑 단에서의 시간응답 결과이다. 진폭은 백래쉬의 8 배정도로 상대적으로 큰 진폭으로 안정한 제한주기운동을 하고 있으며, 하나의 주파수로 진동하고 있다.

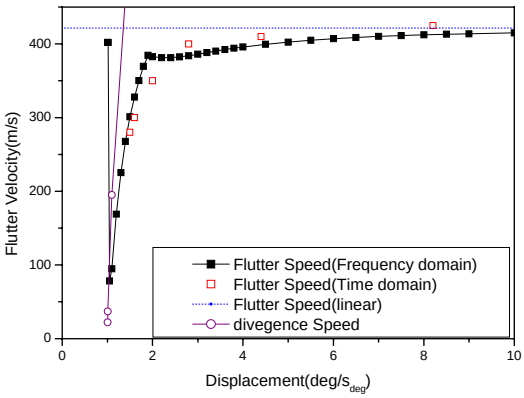


그림 4. 백래쉬를 고려한 미사일 조종 날개의 제한주기 거동 플러터 속도 특성

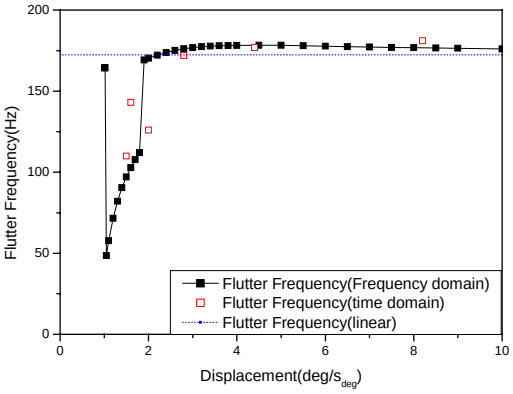


그림 5. 백래쉬를 고려한 미사일 조종 날개의 제한주기 거동 플러터 주파수 특성

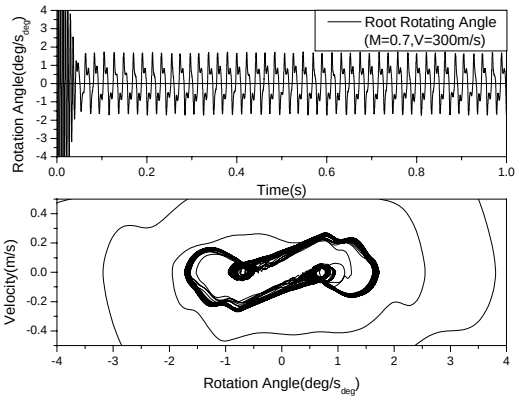


그림 6. 작은 진폭으로 진동하는 경우의 LCO 시간응답 및 위상선도.

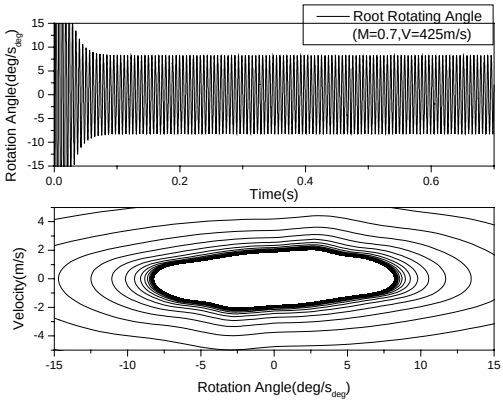


그림 7. 큰 진폭으로 진동하는 경우의 LCO 시간응답 및 위상 선도.

본 연구의 사용된 해석 모델의 경우 백래쉬가 있는 경우 플러터 속도가 1/4 정도까지 떨어지는 것으로 나타났다. 그러나, 진폭이 백래쉬의 크기의 2 배 이상이 되는 경우 플러터 속도는 선형 플러터 속도에 근접하게 되므로 백래쉬의 2-3 배정도의 LCO 는 무시할 수 있을 정도로 백래쉬를 줄이는 것이 필요하다.

동강성을 고려하는 경우, 식(3)의 동강성 모델을 사용하여 주파수 영역에서 플러터 해석을 수행하였다. 동강성을 고려한 플러터 해석은 플러터 주파수와 동강성 계산 시 가정한 주파수가 일치하는 경우까지 반복계산을 수행하는 방법을 사용하였다.

그림 8 과 9 는 동강성과 백래쉬를 고려한 경우의 진폭에 따른 플러터 속도와 주파수 변화를 보여주고 있다. 백래쉬를 무시한 경우 동강성을 고려한 경우의 플러터 속도는 동강성을 고려하지 않은 경우보다 약간 낮게 나타나는 것으로 나타났다. 그러나 본 해석모델의 경우 동강성을 고려하는 경우 백래쉬의 영향은 거의 받지 않는 것으로 나타났다. 백래쉬의 영향으로 낮은 속도에서 일단 플러터가 발생하지만, 플러터에 의해 유발된 진동으로 강성에서의 변화가 나타나 플러터 특성이 바뀌게

되어 플러터 속도가 다시 높아지는 현상이 발생하였다. 동강성을 고려한 경우와 고려하지 않은 경우의 해석 결과에서의 큰 차이를 보여주고 있으며, 동강성이 고려된 경우가 공력탄성학적으로 더 안정한 결과를 나타내고 있다.

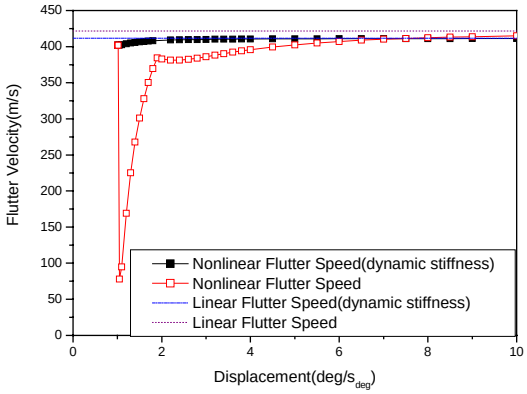


그림 8. 백래쉬와 동강성을 고려한 미사일 조종 날개의 제한주기 거동 플러터 속도 특성

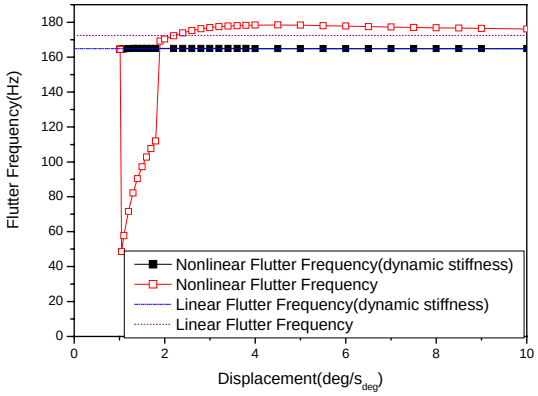


그림 9. 백래쉬와 동강성을 고려한 미사일 조종 날개의 제한주기 거동 플러터 진동수 특성

5. 결론

접는 미사일 조종 날개의 비선형 공력탄성학적 특성을 조사하기 위해서 백래쉬와 동강성을 모델링 하여 시간 영역 및 주파수 영역에서 비선형 공력탄성학 해석을 수행하였다. 공기력 계산을 위하여 DHM 을 사용하였고, 공기력 근사를 위해 MSA 를 적용하였다. 백래쉬를 기술함수법을 사용하여 선형화 하였고, 모터의 운동방정식으로부터 동강성 모델을 구하였다. 선형 및 비선형 공력탄성학 해석을 위해 V-g 방법과 시간적분법을 사용하였다.

백래쉬는 LCO 진폭의 변이에 따라 연화 및 강화 스프링 특성을 지니고 있고, 선형 및 비선형 플러터 특성에 영향을 미치는 것으로 나타났다. LCO 는 선형 플러터 속도 이전에서 관측되었고, 진폭에 따라 서로 다른 2 가지 형태의 안정한 LCO 가 발생하였다.

동강성을 고려한 경우에는 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] 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.

[7] 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.