論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.10.919>

국부진동모드가 플러터해석에 미치는 영향연구

신영석*, 김헌주*, 김성태*, 김재영*, 황철호*

The effect of Local Vibration Modes on the Flutter

Young-Sug Shin*, Heon-Ju Kim*, Seong-Tae Kim*, Jae Young Kim and Chul-Ho Hwang*

ABSTRACT

The fin of high speed air vehicle is composed of skins and strong skeletons. In the flutter analysis, the eigenmodes of a fin are used for evaluating the unsteady aerodynamic force and the modal approach is applied for solving the flutter equation in both time and frequency domain. Therefore, the proper eigenmodes used for a modal flutter analysis should be chosen. For the appropriate choice of eigenmodes, when there exist local modes of a skin in the high modes, the effects of those modes on the unsteady aerodynamic force and flutter characteristics are analyzed.

초 록

고속 비행체의 날개 구조물은 스킨과 튼튼한 골격으로 구성되어 있다. 플러터 해석시 날개 구조물의 고유진동모드를 이용하여 비정상공기력을 계산하고 모달접근법을 이용하여 시간영역이나 주파수 영역에서 구조물의 진동안정성을 분석하게 되므로, 사용되는 고유 진동모드는 신중하게 선정되어야 한다. 이를 위해 날개 구조물과 같이 고차에서 스킨의 국부진동모드가 있는 경우 이러한 모드가 비정상공기력 및 플러터 특성에 미치는 영향을 분석하였다.

Key Words : Eigenmode(고유모드), Local skin mode(국부스킨모드), Unsteady aerodynamic force(비정상공기력), Flutter(플러터)

1. 서 론

고속용 비행체로 쓰이는 일반적인 조종날개 구조물은 그림 1과 같이 얇은 스킨과 일체형 골격(Skeleton)으로 구성되어 있다. 이러한 구조물의 경우 고유진동모드로써 골격구조물의 기본적인 굽힘과 비틀림 변형 모드 외에 스킨의 국부적인 진동모드가 발생하므로 이러한 국부 진동모드

가 비행중 구조물의 안정성에 어느정도 영향을 미치는 지 알아볼 필요가 있다. 비행중 날개 구조물의 플러터 해석을 위해 대상 구조물의 고유진동모드를 이용하여 비정상공기력을 계산하고 모달접근법으로 시간영역이나 주파수 영역에서 분석하게 되므로, 실험이나 해석에서 구한 적절한 고유진동모드를 선정하여야 하고[1] 선정된 고유모드가 플러터 해석에 어느정도 영향을 미치는 지 살펴보아야 한다. 따라서 본 연구에서는 각 고유진동에서 비정상공기력의 상대적 크기를 분석하고 플러터 해석을 수행하고자 한다. 또한 플러터 해석시 선정되는 국부 스킨모드의 포함여부에 따른 영향도 분석하고자 한다.

† 2011년 7월 12일 접수 ~ 2011년 9월 27일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

교신저자, E-mail : youngsug.shin@yahoo.com

대전시 유성우체국 사서함 35-1, 1-3

II. 본 론

2.1 해석모델

해석 대상모델은 그림 1과 같으며 뿌리부 시위는 450 mm, 끝단부 시위는 198.2mm이고 스펠 길이는 270mm이다. 스킨의 두께는 1.0mm이며 골격의 두께는 10mm, 폭은 10 mm이다. 재질은 스테인레스 강을 사용하였으며 경계조건으로 구동기와 연결되는 보스부에서 축방향자유도는 풀어주고 나머지 자유도는 고정시켰다. 또한 구동기의 동적강성 고려시 구조가 국부적으로 변할수 있는 진동모드를 수용할 수 있도록 보스부에 축방향 회전 가상질량(Iyy)을 1.5 kgf-sec²-mm을 추가하였다. 참고로 본 대상모델의 회전 관성모멘트는 6.8 kgf-sec²-mm이다. 플러터 해석시에는 회전 가상질량을 제거하고 회전강성 등가스프링 (3.13x10⁹ kgf-mm/rad)을 연결하였다[2]. 플러터 해석시 모달접근법으로 사용된 고유진동모드는 회전 가상질량이 추가된 모델에 대한 것이며 고유진동 특성을 표 1에 수록하였고 그림 2에 관련 모드형상을 수록하였다.

표 1. 조종날개 고유진동수 및 모드 특성

Mode No.	고유진동수(Hz)	Mode
1	0	Rigid
2	96	Bending
3	159	Torsion
4	326	Bending, Local
5	396	Local
6	406	Bending, Local
7	431	Local
8	439	Bending, Local
9	527	Torsion, Local
10	573	Local
11	613	Bending, Local

그림 4. 해석모델

2.2 해석방법

일반적인 플러터 방정식은 (1)식과 같으며,

$$[M]\{\ddot{x}\} + [K]\{x\} = p[Q(k)]\{x\} \quad (1)$$

여기서 $\{x(t)\} = [h]\{\eta\} = [h]\{\bar{\eta}\}e^{i\omega t}$, $[h]$ =모달행렬, $\{\eta\}$ =일반화된 좌표, p =동압, $[Q(k)]$ =비정상공기력상관계수 행렬, k =환산진동수이다. 따라서 (1)식의 비정상정공기력은 대상해석모델의 모달행렬을 이용하여 (2)식과 같이 표현된다.

$$[M][h]\{\ddot{\eta}\} + [K][h]\{\eta\} = p[Q(k)][h]\{\eta\} \quad (2)$$

(2)식에 모달접근법을 적용하면 다음의 (3)식과 같이 된다.

$$[h]^t[M][h]\{\ddot{\eta}\} + [h]^t[K][h]\{\eta\} = [h]^t[Q][h]\{\eta\} \quad (3)$$

플러터 해석 시 초음속 비행속도인 마하 1.5에 대한 비정상공기력은 DPM 방법[3]을 사용하였고 플러터 판정을 위해 (3)식에 대해 V-g 방법 및 근궤적법을 사용[4][5]하여 해를 구하였다.

2.3 해석결과 및 분석

표 2에는 본 해석에서 사용된 환산진동수 ($k = \omega b / U_\infty$)에 대해서 각 모드별로 발생하는 비정상공기력의 평균압력(kgf/mm²) 값을 제시하였다. 여기서 평균압력은 (2)식에서 보여진 바와 같이 모달벡터를 이용하여 그림 3의 각 패널에 작용하는 절대값 힘의 크기로 계산된 것으로써 각 모드에 대해 상대적인 값의 크기로 생각해야 한다. 표 2를 보면 스킨의 국부모드인 5,7,10번 모드에서 상대적으로 평균압력이 작음을 알수 있다. 표 2의 환산진동수 값 0.4에 대해 날개면에서의 비정상공기력 분포를 각 모드별로 그림 3~13에 수록

표 2. 각 환산진동수에서 모드별 평균압력

k 모드	0.4	0.3	0.15	0.10	0.06	0.01
1	0.350	0.357	0.365	0.367	0.368	0.369
2	28.65	28.64	28.77	28.81	28.83	28.85
3	52.39	53.53	54.91	55.20	55.36	55.44
4	12.91	12.15	10.83	10.50	10.32	10.21
5	5.94	6.26	6.67	6.76	6.80	6.83
6	17.11	16.45	15.65	15.48	15.39	15.34
7	15.37	13.24	10.90	10.43	10.19	10.05
8	10.39	7.27	3.32	2.18	1.32	0.39
9	4.46	4.01	3.55	3.46	3.42	3.39
10	7.65	6.69	5.65	5.44	5.33	5.27
11	18.90	18.68	18.46	18.42	18.40	18.39

그림 2. 고유 진동모드

그림 3. Mode 1 및 비정상공기력

그림 4. Mode 2 및 비정상공기력

그림 5. Mode 3 및 비정상공기력

그림 6. Mode 4 및 비정상공기력

그림 7. Mode 5 및 비정상공기력

그림 8. Mode 6 및 비정상공기력

그림 11. Mode 9 및 비정상공기력

그림 9. Mode 7 및 비정상공기력

그림 12. Mode 10 및 비정상공기력

그림 10. Mode 8 및 비정상공기력

그림 13. Mode 11 및 비정상공기력

하였다. 여기서 각 그림은 진동모드 형상과 각기 다른 3가지 형태로 묘사한 비정상공기력을 동시에 비교 수록하였다. 대표적인 탄성모드로써 굽힘모드인 2차모드의 경우 그림 4에서와 같이 앞전에서 비정상공기력이 크게 나옴을 알 수 있고 마찬가지로 비틀림모드인 3차모드의 경우도 그림 5에서와 같이 앞전에서 비정상공기력이 크게 발생하고 있음을 알 수 있다. 반면 스킨 국부진동모드가 처음 발생하는 5차모드의 경우 그림 7에서와 같이 국부모드가 있는 지점에 집중적으로 비정상공기력이 크게 분포하고 있음을 알 수 있다. 5차모드 보다 더 고차에서 발생하고 있는 스킨 국부진동모드인 7차모드나 10차모드의 경우 그림 9 및 그림 12에서와 같이 그림 7에서처럼 마찬가지로 국부모드가 있는 지점에 집중적으로 비정상공기력이 크게 분포하고 있음을 알 수 있다.

스킨의 국부진동모드가 모두 포함되는 11개의 진동모드를 사용하여 V-g 방법 및 근궤적법으로 해석한 플러터 결과를 그림 14 및 그림 16에 각기 수록하였다. V-g 방법의 플러터 동압속도는 그림 14에서 가상댐핑(g)이 음수에서 양수로 넘어가면서 동시에 1,2차 모드가 병합되는 시점인 124Hz에서 마하3.84이다. 근궤적법의 경우 그림 16에서와 같이 근이 음수에서 양수로 넘어가는 시

그림 14. 11개의 모드를 사용한 V-g, V-f 선도

그림 15. 8개의 모드를 사용한 V-g, V-f 선도

그림 16. 11개의 모드를 사용한 경우 근궤적선도

점인 지점이 플러터 발생구간으로써 플러터 동압 속도는 마하 3.72, 플러터 주파수는 123Hz이다.

스킨 국부진동모드인 5,7,10번 모드를 제외한 8개의 모드를 사용한 경우에서 V-g 방법 및 근궤적법으로 해석한 플러터 결과를 그림 15 및 그림 17에 각기 수록하였다. V-g 방법의 플러터 동압속도는 그림 15에서 1,2차 모드가 병합되는 시점인 2차모드 122Hz에서 마하3.70이고, 그림 17

그림 17. 8개의 모드를 사용한 경우 근궤적선도

의 근궤적법의 경우 플러터 동압속도는 마하 3.64, 플러터 주파수는 122Hz이다.

III. 결 론

비행속도 마하 1.5일 때 각 환산진동수별로 각 모드에서 발생하는 비정상공기력 분포를 구하여 상대적인 평균압력 및 분포형태를 비교한 결과, 스킨모드의 평균압력이 탄성모드에서 발생하는 평균압력보다 상대적으로 작음을 알수있다. 또한 V-g 방법으로 전체모드를 사용하여 해석한 결과 플러터속도는 마하 3.84이며, 스킨의 국부모드를 제외한 경우 플러터속도는 마하 3.73으로 전체모드를 고려한 경우보다 3%작다. 또한 플러터 주

파수에서도 스킨의 국부모드를 제외하여 해석한 경우 전체모드를 사용한 경우보다 2%작다. 이는 스킨의 국부모드를 제외해도 오차는 2~3%내외이다. 이러한 경향은 근궤적법을 사용하여 해석한 결과에서도 유사하게 보이고 있으며, V-g 방법과 근궤적법의 결과 차이는 2%내외이다.

이상으로부터 스킨의 국부모드를 제외해도 플러터 해석에는 큰 영향이 없음을 알 수 있으며, V-g방법과 근궤적법은 2% 내외로 결과가 잘 일치하고 있음을 알수 있다.

참고문헌

- 1) 변관화, 전승문, “시험모달 데이터를 이용한 F-16 항공기의 플러터해석”, 한국항공우주학회지, 제34권, 4호, 2006, pp. 76-82
- 2) 백승길, 이인, 신영석, 나문수, “동적강성을 갖는 비행체 조종날개의 플러터 해석”, 한국항공우주학회지, 제22권, 1호, 1994, pp. 38-45
- 3) Ueda, T. and Dowell, E.H. "Doublet Point Method for Supersonic Unsteady Lifting Surfaces", AIAA, Vol.22, Feb. 1984, pp. 179-186
- 4) 신영석, 양해석, 황철규, 이열화, “구동장치 연동된 조종날개 혼합동강성 실험 및 특성보정”, 한국군사과학기술학회지 제7권 4호, 2004
- 5) 신영석, 양해석, 황철규, 이열화, “조종날개 혼합동강성 실험 보정결과를 이용한 플러터 특성 연구”, 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2004