

## 반디호 수출형 시제기에 대한 플러터 매커니즘 분석

백승길\*, 이상욱\*\*

### Flutter Mechanism Analysis for Firefly Export Model

Seung-Kil Paek\*, Sang-Wook Lee\*\*

#### Abstract

In this study was made the flutter analysis for the export model of Firefly(Bandi-ho), the small canard aircraft. Stiffness model based on internal load generation finite element model was generated. Mass model based on the weight DB for weight control was generated. Aerodynamic model based on Doublet Lattice Method was generated. Preliminary flutter analysis was made. Based on it, major vibration modes are identified and experimentally obtained via the ground vibration test. The obtained normal mode frequencies were used to correlate the finite element model. Flutter analysis was made again and major flutter mechanisms were summarized. The most important flutter root was identified as a coupled root between rigid body roll mode and anti-symmetric wing pitching mode.

#### 초 록

본 연구에서는 선미익을 채용한 경항공기인 반디호의 수출형 시제기에 대한 플러터 해석을 수행하였다. 내부 하중 생성용 유한요소모델을 기초로 강성 모델을 작성하였고, 중량 통계를 위한 중량 DB에 근거하여 중량 모델을 작성하였다. 공력모델은 DLM을 이용하였다. 작성된 모델을 이용하여 1차 플러터 해석을 수행하였다. 이를 토대로 주요 진동 모드를 구분해 내고, 지상진동시험을 수행하여 진동 특성을 획득하였다. 획득된 고유진동수를 근거로 유한요소모델의 수정이 이루어졌고 2차 해석이 수행되었다. 해석 결과 주요 플러터 근의 특성을 정리하였다. 가장 중요한 플러터 근은 롤 운동을 갖는 강체 모드와 반대칭 주익 피칭 모드의 연계 모드로 판명되었다.

키워드 : 반디호(Bandi-Ho, Butterfly), 플러터(flutter), 공탄성(aeroelasticity), 경항공기(light aircraft), 선미익기(canard aircraft)

## 1. 서 론

한국항공우주연구원은 '선미익형 소형항공기 핵심기술연구 사업'[1]을 통해 반디호를 개발하였고 이후 수출형으로 개조 개발한 바 있다.

\* 로터팀/seungkilpaek@kari.re.kr

\*\* 세부계통팀/swlee@kari.re.kr

플러터 현상은 공력에 의한 하중을 받는 모든 구조물에서 발생할 수 있으며 급격한 진동 발생으로 인해 구조파손에 이르기 때문에 비행안전을 위하여 반드시 점검해야 할 요소이다. 반디호를 개발할 당시에는 특별한 플러터 방지 계획을 수립하여 해석 및 시험이 이루어지지 않았고 수직미익 부분의 플러터 해석만 수행[1]하였으나 최대 180노트까지 비행하여 특별한 플러터 문제가 없었다. 하지만, 새로이 수출형 모델을 개발하면서 일부 설계 변경이 일어났기 때문에 공탄성 안정성에 미치는 영향성을 평가할 필요가 있다.

항공기 설계가 미국 군사규격(Mil-Spec)이나 미국 연방항공규정(FAR)과 같은 적절한 강도조건에 입각해서 이루어질 경우에는, 고전적인 형태의 굽힘-비틀림 플러터 현상이 일어날 가능성은 거의 없다. 하지만 반디호의 경우 Experimental Aircraft로서 미국 군사규격이나 미국 연방항공규정에 입각한 구조설계가 이루어지지 않았고, 일반적인 항공기 형태와는 다른 독창적인 외형설계가 공탄성 안정성 관점에서는 그리 좋은 설계개념이 아니기 때문에 플러터 매커니즘 분석 및 공탄성 안정성 확인이 필수적이다.

본 논문에서는 수출모델에서 변경된 설계안을 반영하여 기존에 다루지 않았던 전기체 차원의 플러터 해석을 수행하고 중요 플러터 매커니즘을 분석하고자 한다.

## 2. 구조동역학 해석

편의상 지상진동시험 전에 수행된 해석을 1차 해석, 지상진동시험 이후 수행된 해석을 2차 해석으로 표기한다.

### 2.1 1차 해석

플러터 해석을 위한 구조동역학 모델은 강성 모델과 중량 모델로 구성된다. 강성 모델은 내부하중 생성용 유한요소모델을 기본 모델로 채택하였다. 강성모델은 최대한 도면을 근거로 하여 모델링되어 있으나, 반디호 제작에 사용된 재료 특성, 제작 방법, 형상 관리, 품질 관리의 특성 상

불확실성이 어느 정도 내재되어 있다. 이에 따라 해석 모델을 검증하기 위한 시험은 필수적이다. 이에 따라 전기체 구조 변위 측정 시험 결과를 반영하여 강성 보정 작업을 수행하였다.

중량 모델은 가용한 중량 데이터를 모두 활용하여 강성 모델 상의 절점에 집중질량 요소로서 생성하였다. 작성된 강성 및 중량 모델을 baseline 모델로 명명하고 이후 지상진동시험 결과 및 2차 해석 모델과 비교하였다.

### 2.2 지상진동시험

반디호 지상진동시험은 수출형 모델 비행시제 1호기에 대해 수행되었다[2]. 시험형상은 탑승객 및 연료 중량을 모두 제거한 형상이며, 착륙장치 타이어의 공기압을 줄여서 비행 상태인 Free-Free 조건을 구현하였다. 또한, 모든 조종면은 별도의 고정없이 Stick Free 상태에서 모든 시험을 수행하였다.

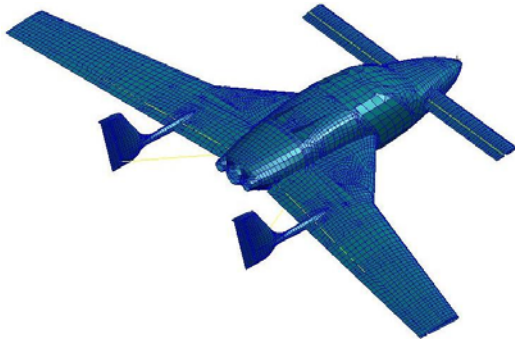
지상진동시험은 국방과학연구소에 의뢰하여 2006년 8월 10, 11, 16, 17일에 걸쳐 실시되었다. 주의 굽힘, 비틀림과 같은 일반적 모드와 함께 해석에서 확인된 플러터 매커니즘을 구성하는 주요 진동 모드에 대해 고유모드 데이터를 획득하였다.

### 2.3 2차 해석

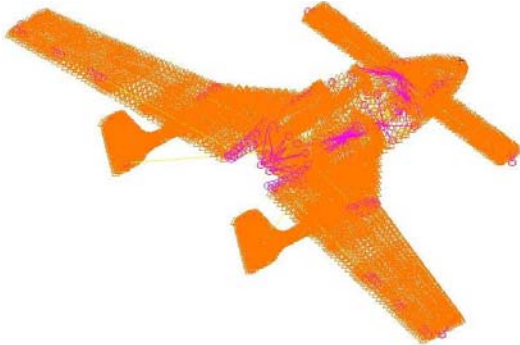
지상진동시험데이터와 추가로 입수된 전기체 중량 측정 데이터를 이용하여 구조동역학 모델을 수정하였다. 이때 모드 형상이 잘 일치하나 주파수만 다른 모드(기본 모드)를 중심으로 모델 수정을 진행하였다. 이를 통하여 Baseline 모델에 반영된 최종 수정 내용은 다음과 같다.

- ① 주의-스트레이크 스파 연결 부위 보강
- ② 카나드-동체 연결 부위 모델 업데이트
- ③ Tail Boom 모델 강성 증가
- ④ 리더 조종계통 강성 축소
- ⑤ 동체 비구조 중량 모델링 변화

위와 같은 과정을 통해서 최종적으로 final 모델을 만들고 지상진동시험 결과와 비교하였다. 그림 1에 강성 모델 및 중량 모델을 도시하였다.



(a) 강성 모델



(b) 중량 모델

그림 1. 반디호 구조동역학 유한요소 모델

표 1(a)에 지상진동시험 결과와 final 모델을 이용한 고유모드해석 결과를 비교하였다. 여기에는 각 양력면이 연계되지 않은 비교적 단순한 진동모드만을 비교하였다. 표 1(a)에서 알 수 있는 것처럼 2% 이하의 오차를 갖는다. 따라서 final 모델이 기본 모드에 대해서 적절히 모델링되었다고 할 수 있다. 표 1(b)에는 각 양력면이 각각 진동 운동이 있는 복합 모드의 경우에 대해서 지상진동시험 결과에서 나타난 진동모드와 모드 해석 결과 구해진 진동모드의 주파수를 비교해 놓았다. 부분적으로 다르기는 하나 오차가 전체적으로 줄어들었음을 알 수 있다. 보정된 final 모델이 지상진동시험 결과가 반영되어 추후 해석을 위해 적절한 모델이라 사료된다.

### 3. 플러터 해석

표 1. 지상진동시험 결과와 수정된 모델의 모드 해석 결과 비교

(a) 기본모드

Mode Name	phase	GVT	base line	final	△
rudder rotation	anti	N/A	1.01	1.01	
elevator rotation	sym	N/A	4.90	4.90	
aileron rotation	anti	N/A	1.15	1.25	
aileron rotation	sym	N/A	8.85	8.71	
wing bending #1	sym	6.9	6.52	6.74	-2%
vertical tail bending #1	sym	7.63	7.50	7.61	0%
vertical tail bending #1	anti	8.39	7.71	8.56	2%
wing pitch	anti	9.02	8.07	8.83	-2%
wing pitch	sym	9.37	8.30	9.38	0%

(b) 복합모드

Mode Name	phase	GVT	base line	final	△
canard bending #1	anti	9.52	9.51	9.16	-4%
canard bending #2	sym	10.44	-	9.87	-5%
canard fore-aft #1	anti	N/A	10.65	10.89	-
wing bending #2	anti	N/A	12.46	-	-
wing bending #3	anti	13.77	13.01	13.29	-3%
vertical tail bending #2	sym	N/A	14.69	12.37	-
canard bending #3	sym	N/A	16.25	16.51	-
canard fore-aft #2	sym	21.14	18.97	-	-

#### 3.1 공력 모델

플러터 해석을 위한 비정상 공력 계산 도구는 MSC/NASTRAN의 DLM(Doublet Lattice Method)를 이용한다. Doublet Lattice 격자는 다음과 같은 조건을 만족하여야 한다[3]. 만약 한 양력면이 다른 양력면의 후류에 가까이 놓이면,

그 스펜방향 분할은 상류 위치에 있는 양력면의 분할과 동일한 선 상에 있어야 한다. 서로 교차하는 양력면의 교차점 근처의 스트립은 비슷한 폭을 가져야 한다. 공력 박스의 가로세로비는 아음속에서는 3.0보다 작아야 적절하다.

박스의 시위 길이는 속도를 최대 관심 주파수(Hz)로 나눈 값의 0.08배보다 작아야 한다. 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\Delta x < 0.08 V/f$$

여기서  $\Delta x$ 는 각 공력격자의 최대 시위길이를 의미한다.  $V$ 는 관심있는 최소 비행 속도이고,  $f$ 는 최대 관심 주파수(Hz)이다.

공력 박스는 날개 가장자리와 힌지선 또는 다운위시가 불연속이고 압력이 큰 기울기를 갖는 부분에서 집중되어야 한다. 이것은 감쇠효과를 갖지 않는 포텐셜 이론의 전제조건이기 때문인데, 힌지선 근처에 오히려 집중을 시키지 않음으로써 조종면 효과를 저감시키며, 오히려 시험 데이터와 잘 일치하도록 하는 테크닉도 있다. 흐름 방향으로 인접한 박스들의 시위 길이는 점진적으로 변화해야 한다.

가급적 이런 원칙을 고수하였으나 계산 시간을 절감하기 위해 일부 공력 박스 크기는 다소 큰 부분도 있다. 만들어진 공력 모델이 그림 2에 제시되어 있다.

### 3.2 플러터 해석

반디호와 같이 간단한 구조의 아음속 항공기의 플러터 해석이 T-50과 같은 복잡한 초음속 항공기에 비해 상대적으로 쉬울 것으로 생각할 수 있으나 그렇지 않다. 경량 항공기의 조종 메커니즘은 일반적으로 비선형성이 매우 강해서 조종면 진동 모드의 경우는 일반적인 선형 해석 절차를 따를 경우에는 특별한 주의가 필요하기 때문이다. 뿐만 아니라 동역학적 특성을 획득하기 위한 시험도 오히려 많은 비용과 주의가 필요하다[4]. 하지만 여기서는 비선형 요소를 전혀 고려하지 않은 해석임을 밝혀 둔다.

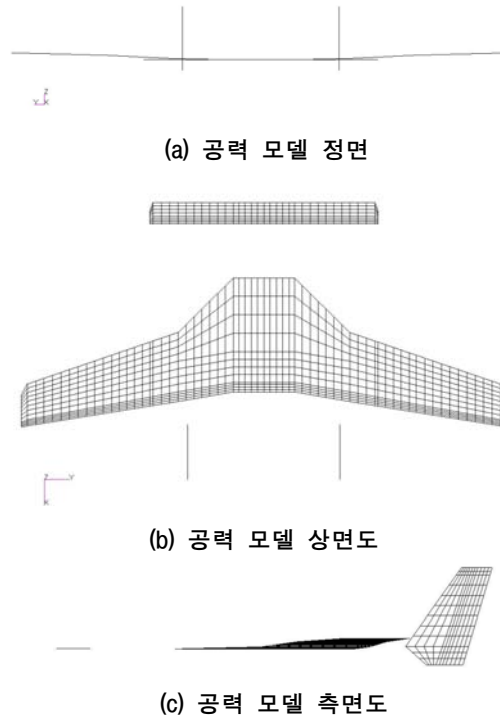


그림 2. 공력 모델 삼면도

플러터 해석 조건으로 마하수는 0.25, 고도는 해수면으로 선정하였다. 운용마하수가 매우 작고 운영고도도 낮기 때문에 표준대기 플러터 속도(Match-point Flutter Speed)는 구하지 않았지만, 별 차이 없을 것으로 사료된다. 착륙장치는 접혀진 상태이며 구조감쇠는 고려되지 않았다. 운용 속도 및 고도 범위가 매우 작기 때문에 압축성 효과는 고려하지 않았으며 다만 항공기 탑승객의 다소(4명/2명) 및 연료 소비(Full Full/Empty Fuel)에 따른 중량 변화만을 고려하였다. 이때 탑승객 1인의 중량은 170lb이며 연료소비에 따른 Fuel 중량의 변화는 162 lb 이다.

#### 3.2.1 1차 해석

2.1절에 언급된 baseline 모델을 이용하여 플러터 해석을 수행하였다. 사용된 공력 모델은 그림 2와 다소 다르지만 지면관계 상 생략하였다. 각 형상에 대한 플러터 해석 결과 중 탑승객 4인

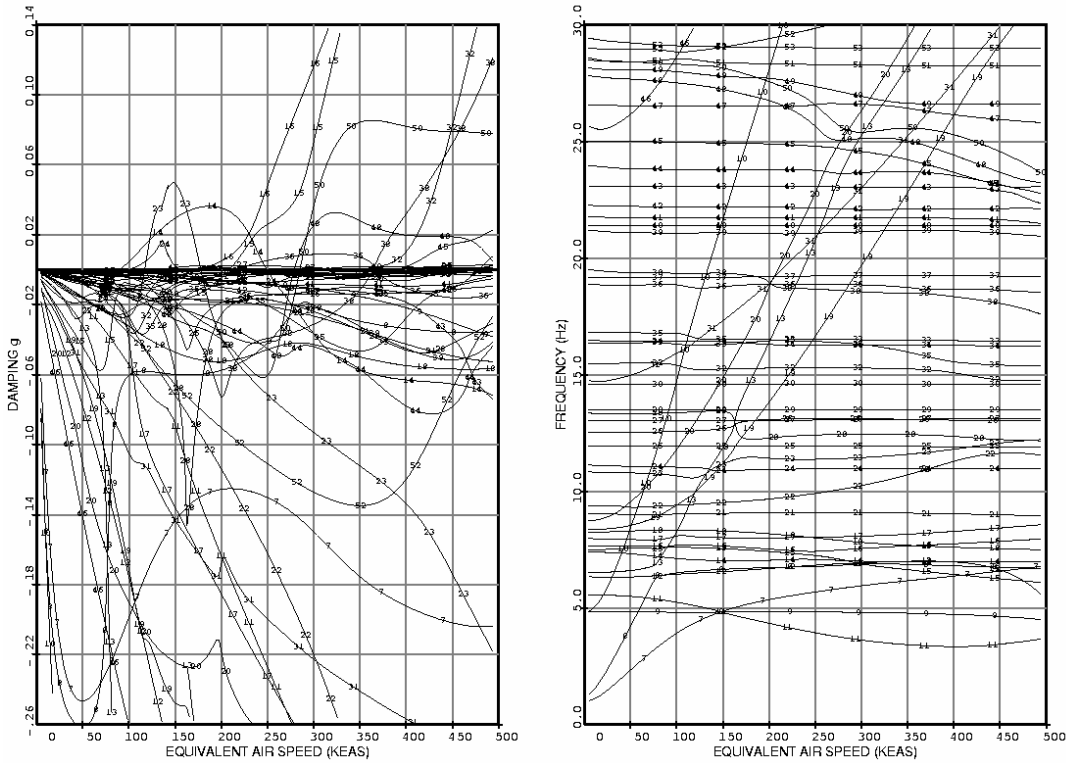


그림 3. 탑승객 4인/Full Fuel 조건에 대한 V-g 선도 및 V-f 선도(1차 해석)

/Full Fuel 인 경우에 대해 그림 3에서 V-g 선도 및 V-f 선도를 나타내었다.

각 플러터 모드에 대한 플러터 속도 및 플러터 주파수는 표 2와 같다. 표 2에서 알 수 있는 것처럼 해석조건에 따른 플러터 모드 특성의 변화가 거의 없기 때문에 탑승객 4인/Full Fuel 인 경우에 대한 해석결과를 기준으로 플러터 모드 분석을 수행하였다. 플러터 모드 분석이란 특정 플러터 근에 기여하는 진동 모드를 찾는 것이다. 이런 분석을 통하여 특정 플러터 근의 중요도와 플러터 속도를 증가시키기 위한 설계 개선 방안을 알 수 있다.

플러터 모드 분석 방법은 플러터 해석에 사용되는 진동모드의 조합을 변화시켜 가면서 전체 모드를 모두 사용하여 플러터 해석한 결과와 비교하여 가장 가까운 결과를 주는 진동모드의 조합을 찾는 것이다. 전기체에 대한 플러터 해석을

하게 되면 플러터 모드만 봐서는 특정 플러터 근을 구성하는 진동모드를 구별하기가 쉽지 않다. 고전적인 플러터 모드의 경우 보통 굽힘-비틀림, 굽힘-회전 연계 플러터와 같이 2개의 진동모드가 연계되어 플러터가 발생한다. 하지만 전기체 모

표 2. 1차 해석에 대한 중량조건 별 플러터 속도(VF) 및 플러터 주파수(fF) 요약

Flutter Mode No.	4 Men full fuel		4 Men empty fuel		2 Men full fuel		2 Men empty fuel	
	V <sub>F</sub> (KEAS)	f <sub>F</sub> (Hz)	V <sub>F</sub> (KEAS)	f <sub>F</sub> (Hz)	V <sub>F</sub> (KEAS)	f <sub>F</sub> (Hz)	V <sub>F</sub> (KEAS)	f <sub>F</sub> (Hz)
1	100	11.0	110	11.2	125	13.2	122	13.2
2	117	10.6	125	10.9	120	10.8	119	11.3
3	177	7.6	179	7.6	197	7.6	200	7.6
4	209	7.4	211	7.4	204	7.5	204	7.5

델의 경우는 다수의 양력면이 있고 일반적으로 좌우 비대칭이기 때문에 모드 분리가 명확하지

않아 플러터 불안정성에 2개 이상이 진동모드가 연계되는 것으로 나타난다.

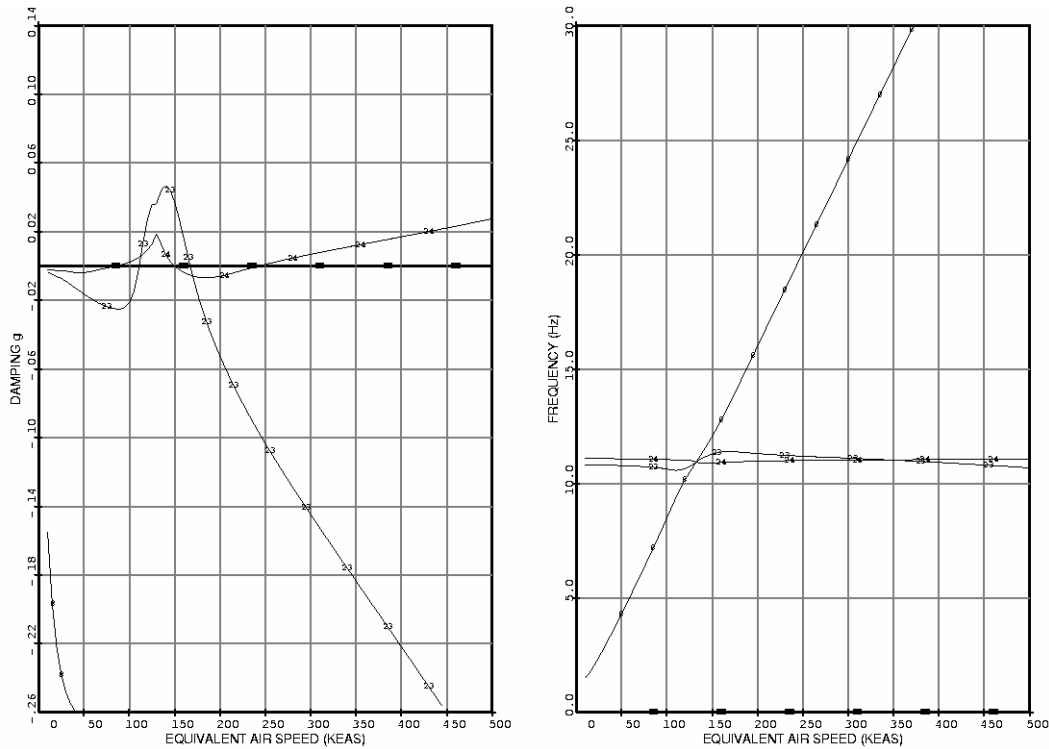


그림 4. 플러터 모드 #1, #2에 대한 V-g 선도 및 V-f 선도

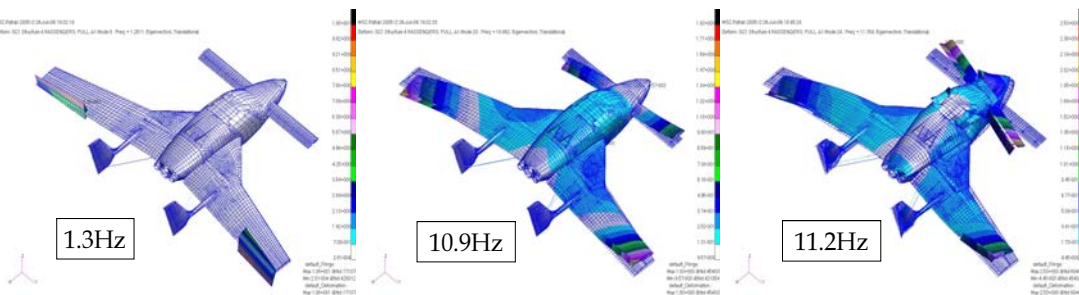


그림 5. 플러터모드 #1, #2를 구성하는 진동모드 (주익 굽힘 + 에일러론 회전, 반대칭)

(가) 플러터 모드 #1, #2 - 10.6 및 11.0Hz 모드 반대칭 에일러론 회전 모드(1.3Hz)와 주익 굽힘 운동이 나타나는 2개의 반대칭 진동 모드(10.9Hz, 11.2Hz)의 연계모드로서 Hump 모드 특성을 갖는다. 그림 4에 V-g 및 V-f 선도를 도시하였다. 관련 진동 모드 형상을 그림 5에 도시하

였다. 앞서 언급한 것과 같이 조종면 회전 모드가 날개 굽힘 모드보다 고유진동 주파수가 작은 경우에, 속도 증가에 따라 특정 속도 대역에서 주파수가 비슷해지면서 연계 플러터가 발생했다가 속도 증가와 함께 주파수가 서로 멀어지면서 안정해지는 특성을 갖는다. 2개의 반대칭 진동

모드(10.9Hz, 11.2Hz)는 그림 5에서 알 수 있듯이 카나드 운동을 제외하면 같은 진동 모드이다. 따라서 각기 다른 두 개의 플러터 근이지만 특성은

동일하다. 해당 모드의 구조 감쇠량에 따라 실제 비행에서 발생하지 않을 수도 있으며 발생하더라도 제한주기진동의 특성을 갖게 된다.

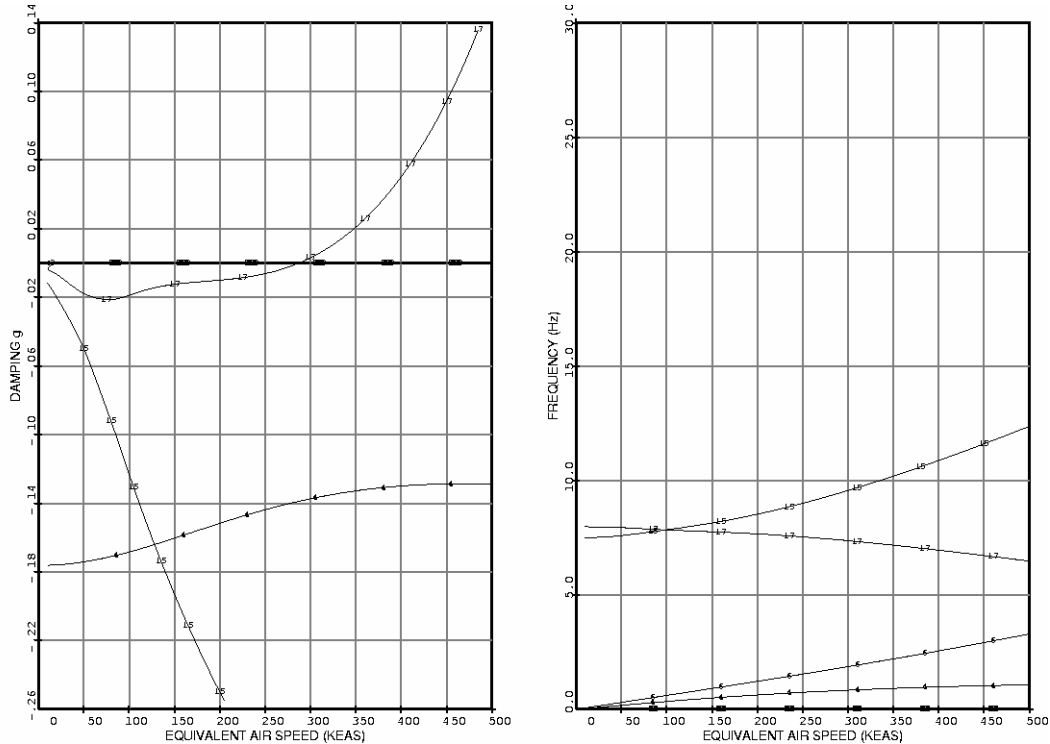


그림 6. 플러터 모드 #3에 대한 V-g 선도 및 V-f 선도

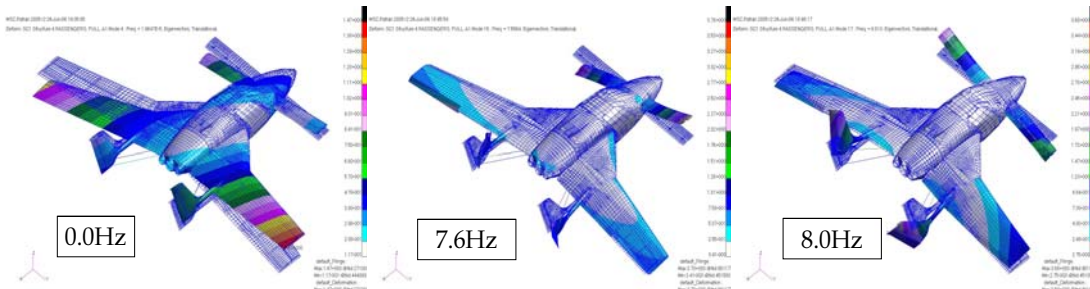


그림 7. 플러터 모드 #3를 구성하는 진동모드 (강체 롤 + 주익 피칭, 반대칭)

(나) 플러터 모드 #3 - 7.6Hz 모드

롤 운동을 갖는 강체모드 2개와 반대칭 주익 피칭 운동이 나타나는 2개 진동 모드(7.6Hz, 8.0Hz)의 연계모드로서 Strong 플러터 특성을 갖는다. 그림 6에 V-g 및 V-f 선도를 도시하였

다. 관련 진동 모드 형상을 그림 7에 도시하였다. 강체 롤 모드에 대한 그림은 1개만 포함시켰다. Strong 플러터 근 중 가장 낮은 플러터 속도를 가지는 것으로 가장 주요한 플러터 근으로 꼽힌다. 강체모드와 연계되는 다소 특이한

형태인데 그림 6의 V-f 선도에서 발생 매커니즘을 유추할 수 있다. 롤 운동은 굽힘 모드와 동일하게 속도 증가에 따라 주파수가 증가하는 특성을 갖는다. 한편 주의 피칭 모드는 주의 비틀림 모드와 유사하기 때문에 속도 증가에 따라 주파수가 감소하게 된다. 이에 따라 특정 속도

에서 플러터가 발생하며 이러한 플러터는 고전적인 굽힘-비틀림 연계 플러터와 동일한 매커니즘으로 Strong 플러터 특성을 갖게 되는 것이다. 반디호 플러터 매커니즘 중 가장 위험한 매커니즘으로 꼽힌다.

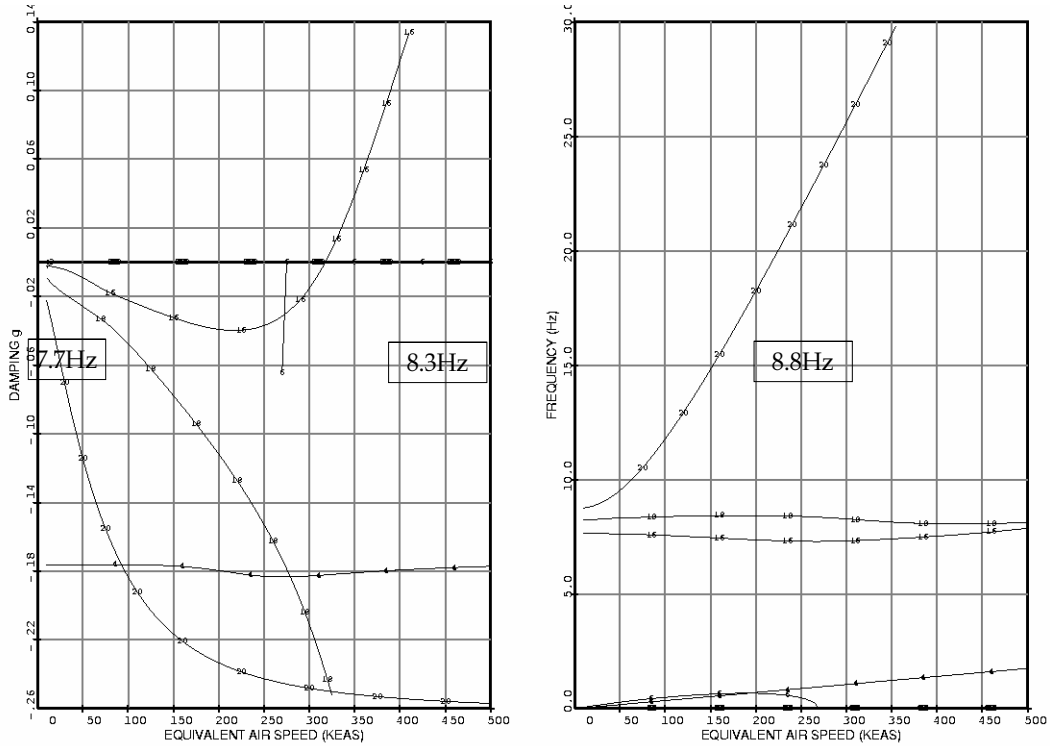


그림 8. 플러터 모드 #4에 대한 V-g 선도 및 V-f 선도

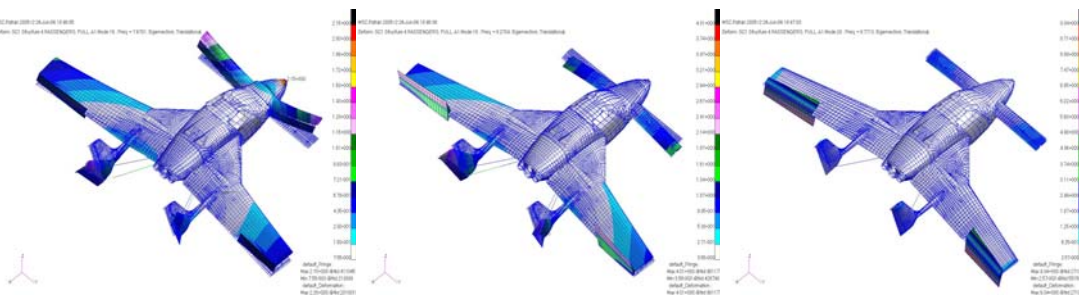


그림 9. 플러터 모드 #4를 구성하는 진동모드 (대칭 주의 피칭 + 에일러론 조종계통)

(다) 플러터 모드 #4 - 7.4Hz 모드  
롤 운동을 갖는 강체모드 1개와 대칭 주의 피칭 운동이 나타나는 2개 진동 모드(7.7Hz,

8.3Hz), 그리고 에일러론 조종계통 모드(회전 모드, 8.8Hz)의 연계모드로서 Strong 플러터 특성을 갖는다. 그림 8에 V-g 및 V-f 선도를 도시하



였다. 관련 진동 모드 형상을 그림 9에 도시하였다. 플러터 모드 #3가 반대칭 플러터 근이라면 이것은 대칭 플러터 근으로서 역시 Strong 플러터 근이다. 현재 플러터 모드의 구성 요소로서 에일러론 조종계통 모드가 필요한 이유는 8.3Hz 모드가 주익 피칭만 순수하게 발생하는 것이 아니라 에일러론 회전 운동도 포함하고 있어 에일러론 회전 운동을 상쇄시켜야 하기 때문이다. 결국 고전적인 굽힘-비틀림 연계 플러터가 된다. 반디호 플러터 매커니즘 중 플러터 모드 #3에 이어 가장 위험한 매커니즘으로 꼽힌다.

### 3.2.2 2차 해석

해석모델은 지상진동시험 결과가 반영된 final모델이며 탑승객 및 연료 중량 조건은 1차 해석과 동일하다.

각 형상에 대한 플러터 해석 결과 중 탑승객 4인/Full Fuel 인 경우에 대해 그림 10에서 V-g 선도 및 V-f 선도를 나타내었다. 그림에서 알 수 있는 것처럼 Baseline모델의 플러터 해석 결과에 비해 플러터 안정성이 다소 향상되었음을 알 수 있다. 중요 모드에 대한 플러터 속도 및 플러터 주파수를 표 2에 정리하였다. 표에서 알 수 있는 것과 같이 중량조건에 따른 효과가 다소 나타나지만 플러터 매커니즘은 차이가 없었다. 하지만 플러터 안정성이 많이 향상되었다. 플러터 모드 #3의 경우 1차 해석에 비해 30 노트 정도의 플러터 속도 상승이 있었다. 속도에 따른 g 값의 변화 양상도 다소 완화되었다. 플러터 모드 #4의 경우도 1차 해석 결과에 비해 70 노트 정도의 플러터 속도 상승이 있어 280에서 306노트 영역에서 플러터 예측된다. 이것은 지상시험결과가 반영되어 주익 피칭 모드의 주파수가 증가하면서 강제 롤 모드와의 주파수 차이가 늘어난 때문이다.

하지만 중요 플러터 근 자체가 바뀐 것은 없다. 이것은 final 모델이 1차 해석 시 사용된 모델과 크게 바뀐 것이 없기 때문이다.

표 3. 2차 해석에 대한 중량조건 별 플러터 속도(VF) 및 플러터 주파수(fF) 요약

Flutter Mode No.	4 Men full fuel		4 Men empty fuel		2 Men full fuel		2 Men empty fuel	
	V <sub>F</sub> (KEAS)	f <sub>F</sub> (Hz)	V <sub>F</sub> (KEAS)	f <sub>F</sub> (Hz)	V <sub>F</sub> (KEAS)	f <sub>F</sub> (Hz)	V <sub>F</sub> (KEAS)	f <sub>F</sub> (Hz)
1	97	9.3	99	9.4	107	9.7	107	9.7
2	113	10.7	113	10.8	113	10.8	113	10.9
3	206	8.4	209	8.4	209	8.4	198	8.4
4	280	8.8	284	8.8	306	8.8	303	8.8

## 4. 결 론

지상진동시험을 통해 불확실성이 제거한 구조동역학 모델을 통하여 반디호의 주요 플러터 모드를 확인하였다. 가장 중요한 플러터 근은 롤 운동을 갖는 강제 모드와 반대칭 주익 피칭 모드의 연계 모드로 나타났다. 이 모드는 고전적인 굽힘-비틀림 연계 모드와 비슷하다. 플러터 속도를 증가시키기 위해서는 다음을 고려할 수 있다.

첫째, 주익과 스트레이크의 체결점을 증가시키는 방법이다. 현재의 반디호 설계는 주익이 3점의 볼트를 통해 스트레이크에 결합된다. 이것 때문에 주익 피칭 모드의 형상은 주익이 체결점을 힌지축으로 하여 회전하는 것과 유사하며 주익의 비틀림 강성이 증가하더라도 주익 피칭 모드 주파수의 상승에 도움을 줄 수 없다. 따라서 주익의 비틀림 강성의 효과를 이용하려면 체결부 강성을 증가시켜야 한다. 이것은 체결점을 증가로 획득 가능하다.

다음으로, 테일 붐의 위치를 변경시키는 방법이다. 현재의 반디호 설계는 주익 강성에 전혀 기여를 하지 못하는 테일 붐이 주익에 부착되는 형태를 가지기 때문에 중량 증가 효과만을 가져온다. 테일 붐을 주익에 부착하지 않고 동체 등에 부착하거나 위치 변경을 통해 주익-스트레이크 체결점을 중심으로 한 관성모멘트를 경감시켜야 한다.

### 참 고 문 헌

1. 김응태 외, 선미익형 소형항공기 핵심기술연구, 한국항공우주연구원, 2003.
2. 조창민 외, 기술용역사업 종결보고서(반디호 전기체 지상진동시험), MADC-201-061447, 국방과학연구소, 2006. 11.
3. MSC.Nastran Version 68 Aeroelastic Analysis Users' Guide, MSC Software Corporation, 2002.
4. Breitbach, E.J., "Flutter Analysis of an Airplane with Multiple Structural Nonlinearities in the Control System", NASA Technical Paper 1620, NASA Scientific and Technical Information Office, 1980.

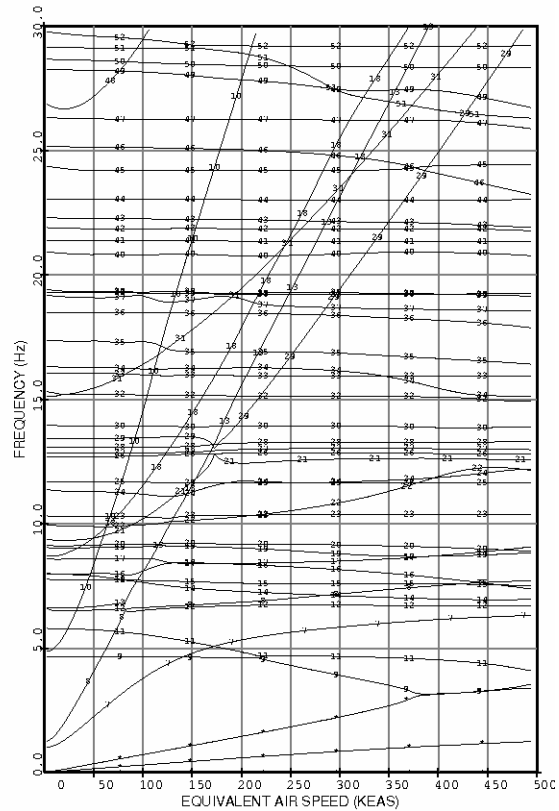
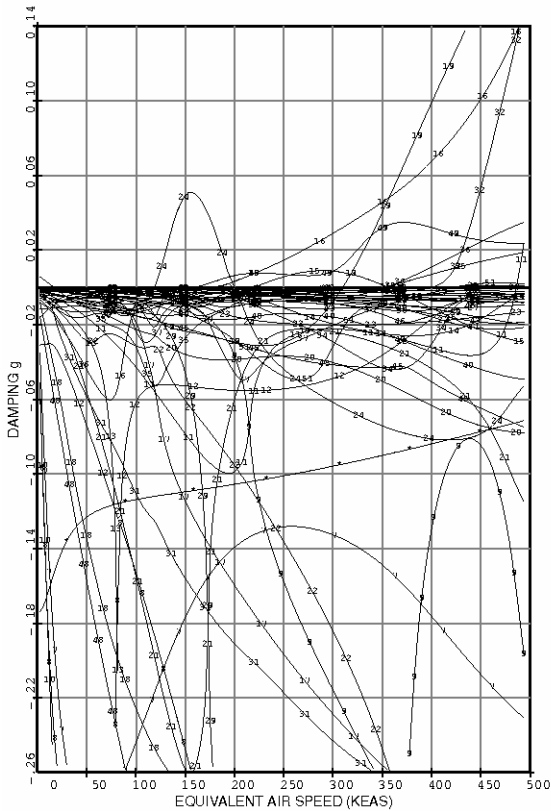


그림 10. 탑승객 4인/Full Fuel 조건에 대한 V-g 선도 및 V-f 선도(2차 해석)