

## 技術論文

## 시험 모달 데이터를 이용한 F-16 항공기의 플러터 해석

변관화\*, 전승문\*

## Flutter Analysis of F-16 Aircraft Using Test Modal Data

Kwan-Hwa Byun\* and Seung-moon Jun\*

## ABSTRACT

Flutter analyses are performed for the KF-16D aircraft with brand new ALQ-X ECM pod. A flutter analysis method using test modal data is proposed and validated using published F-16 modal data and flutter analysis results. Ground vibration test is performed for KF-16D stands on its landing gears. Attained modal data are transformed to free-free condition of KF-16D aircraft with ALQ-X pod and ALQ-119 pod, respectively. As the results of comparison of flutter analyses, ALQ-X is cleared to be operated in the flight envelope authorized for existing ECM pods.

## 초 록

새로이 개발된 ALQ-X ECM 포드를 장착한 KF-16D 항공기의 플러터 해석을 수행하였다. 해석에 필요한 기체 고유진동모드 데이터를 지상진동시험 결과로써 직접 사용하는 방법을 제시하고 기존 자료를 이용하여 타당성을 확인하였다. 랜딩기어로 지지된 KF-16D 항공기에 대한 지상진동시험 결과를 비행 상태의 모달 데이터로 변환하였다. KF-16D 항공기에 ALQ-X를 장착한 형상과 기존의 ALQ-119 장착 형상에 대한 플러터 속도를 비교함으로써 새로이 개발된 ECM 포드를 기존의 ECM 포드와 동일한 비행영역에서 사용이 가능함을 입증하였다.

**Key Words** : ALQ-X(전자방해장비), KF-16D, Flutter analysis(플러터 해석), GVT(지상진동시험), MSC/NASTRAN, DMAP (Direct Matrix Abstraction Program)

## 1. 서 론

ALQ-X 포드는 KF-16D에 장착될 전자방해장비로서 기존의 전자 방해 장비(ALQ-119, ALQ-88)를 교체할 목적으로 개발되었다. 이와 같이 새로운 외부 장착물을 항공기에 장착하여 운용하기 위해서는 장착 항공기와의 적합성(compatibility)을 입증하여야 한다. 특히 항공기의 진동 및 공

탄성 안정성에 대한 공학적 검토와 입증이 필요하다[1]. 그러나 외국에서 도입하여 운용 중인 대부분의 항공기에 대하여 이와 같은 개발을 하고자 할 때, 필요한 공학적 데이터가 가용하지 않으므로 많은 비용을 지불하며 제작사에 의뢰하거나 위험성을 가지고 시험을 하는 실정이다. 따라서 공학적 기술 자료가 부족한 항공기의 플러터 특성을 분석하기 위한 방법이 요구된다.

기체의 고유진동모드를 이용하는 모달 접근 방식은 대표적인 플러터 해석 방법이다. 모달 변수는 유한요소법과 같은 해석적 모델과 동특성 시험에 의해 추출할 수 있으며, 모달 변수를 비정상 공기력과 연동한 프로그램을 구성하여 플러터 해석을 수행할 수 있다.

† 2005년 11월 21일 접수 ~ 2006년 2월 21일 심사완료

\* 정회원, 국방과학연구소

연락처, E-mail : khbyun@add.re.kr

대전시 유성우체국 사서함 35-3, 3-3-1

본 연구에서는 KF-16D 항공기로부터 시험적 방법으로 얻은 모달 변수를 MSC/NASTRAN의 플러터 해석에 사용할 수 있도록 동특성 모델을 구성하고, 공기력 모델링을 하여 플러터 해석을 수행할 수 있는 방법을 제시하였다.

외부 장착물을 KF-16D 항공기에 장착함으로써 발생할 수 있는 플러터 메카니즘에 대하여 살펴보고 개발한 시험 모달 변수를 이용한 플러터 해석 기법 등에 관한 내용을 서술하였으며, 이 방법을 KF-16D 항공기에 적용하여 수행한 플러터 해석 결과에 대하여 기술하였다.

## II. 본 론

### 2.1 시험모달데이터를 이용한 플러터 해석

일반적인 모달 플러터 해석은 구조 동역학 모델을 사용하여 고유진동해석을 하고 모달 자료와 비정상공기력자료를 주파수영역으로 전환하여 표현함으로써 수행된다. 구조 동역학모델 없을 경우, 해석대상기체에 대하여 지상진동시험을 수행하여 모달 데이터를 얻는 것이 가능하다. 그러므로 플러터 해석과정에 모달데이터를 외부에서 입력하는 기법을 고안하면 해석모델이 없는 KF-16D 항공기의 플러터 해석이 가능할 것이다. 그림 1은 이러한 개념을 도시하고 있다. 이를 위하여 플러터 해석에 사용할 MSC/NASTRAN의 플

러터 해석 과정을 분석하여 시험 모달 데이터를 입력할 수 있어야하고 지상진동시험에서 얻은 모달 데이터[2]를 해석에 적합한 형태로 변환해 주어야 한다.

#### 2.2.1 NASTRAN의 플러터 해석 과정 수정

MSC/NASTRAN의 플러터 해석 모듈은 그림 2에 표시한바와 같이 여러 개의 sub-DMAP으로 구성되어 있다[3]. 이 중 sub-DMAP MODERS에서 고유진동해석이 이루어지고 모달 좌표로 변환된 모드만이 플러터 해석에 수행된다. 동특성 유한요소 모델은 MODERS에서 고유진동해석에 사용된 후 더 이상 사용되지 않는다. 따라서 본 연구에서는 이 점에 착안하여 MODERS 부분에서 계산되는 모달 변수 대신에 DMAP(Direct Matrix Abstraction Program)을 작성하여 시험 모달 변수를 사용할 수 있도록 하였다. 비정상 공기력은 sub-DMAP PFAERO에서 계산한 값을 사용하여 고도와 마하수를 변경시키면서 플러터 해석을 수행하도록 하였다. 본 연구에서 개발된 DMAP은 시험 모달데이터를 MSC/NASTRAN 해석 절차의 적절한 sub-DMAP의 위치에 계산되어야 할 모드 형상 벡터, 일반화된 질량행렬, 일반화된 강

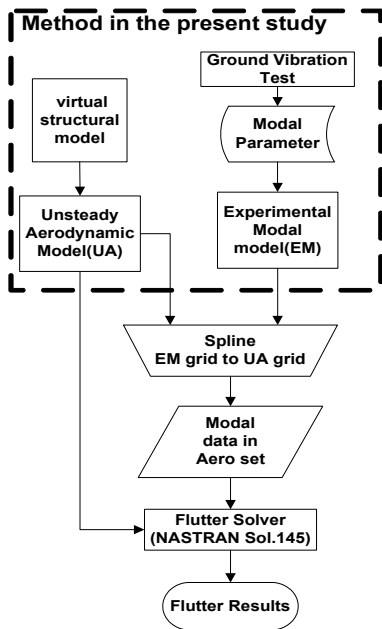


그림 1. 시험모달데이터를 이용한 플러터 해석

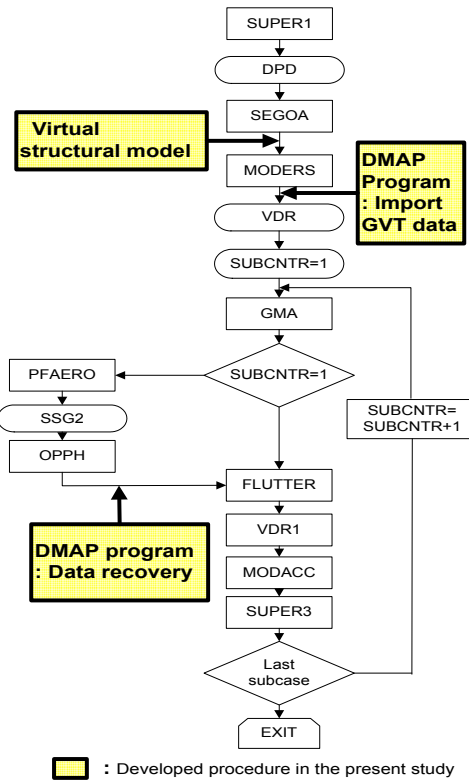


그림 2. NASTRAN의 플러터 해석과정 수정

■ : Developed procedure in the present study

성행렬을 대신할 수 있도록 구성되어야 한다. 따라서 시험 모달 변수 입력의 적절성을 확인하여야 하므로 DMAP 프로그램은 고유진동해석과 플러터 해석을 별도로 수행할 수 있도록 구성되었다. 고유진동해석용 DMAP은 MSC/NASTRAN의 입력 자료로 구성이 되므로 고유진동해석을 수행하면, 지상진동시험 결과에 의한 고유진동수와 고유진동모드를 NASTRAN의 데이터 베이스에 그대로 재현한다. 플러터 해석용 DMAP은 비정상 공기력 모델 및 플러터 해석 조건과 함께 구성되어 있다. 또한 본 프로그램은 원하는 고유진동모드만을 선택하여 플러터 해석을 수행할 수 있는 기능을 제공하므로 고유진동모드에 대한 플러터의 민감도를 분석할 수도 있다.

2.2.2 시험 모달 데이터 입력

지상진동시험의 절차 및 결과 등은 참고문헌 [2]에 수록되어 있다. 측정된 모달 데이터를 이용하여 KF-16D항공기의 모달 데이터베이스를 구축하였으며 시험자료 처리 및 분석과정에서 추출된 모달 변수는 Universal 파일 포맷으로 변환하여 MATLAB에서 전처리할 수 있도록 하였다. 시험 모달 변수를 MSC/NASTRAN의 데이터 베이스화할 수 있도록 DMAP 프로그램을 개발하였고 지상진동시험의 응답점으로 구성된 가상의 구조 모델을 생성하여 MSC/PATRAN으로 후처리할 수 있도록 하였다. 또한, 측정된 진동모드를 MSC/NASTRAN의 DMI[5]에 바로 적용할 수 있도록 MATLAB 프로그램인 'Ruf2DMILsym.m'을 개발하였다. 지상 진동시험 시 가용한 측정채널의 제한 때문에 상대적으로 오른쪽 양력면에는 적은 수의 가속도계를 설치하였다. 이 프로그램으로 대칭모드 및 비대칭모드를 모두 고려하여 왼쪽 양력면의 가속도계 출력을 미러링함으로써 플러터 해석시 구조모델의 완전함을 보장하였다.

2.2.3 개발 프로그램의 검증

참고문헌 [4]는 여러 종류의 무장을 장착한 F-16의 플러터 해석 결과를 수록하고 있으며, 모달 변수와 공력모델을 수치적으로 제공하고 있다. 개발한 DMAP 프로그램으로 F-16의 모달변수를 입력으로 플러터 해석을 수행하여 그 결과를 비교하였다. 참고문헌 [4]에서 발췌한 모달 자료는 해석자료이지만 시험으로 얻어진 모달 결과 자료로 간주할 수 있다. 그림 3은 참고문헌과 본 프로그램에 의한 NASTRAN 고유진동해석 결과를 비교한 것이다. 이 그림은 F-16의 모드가 NASTRAN으로 성공적으로 입력되어 재현됨을 보여주고 있다.

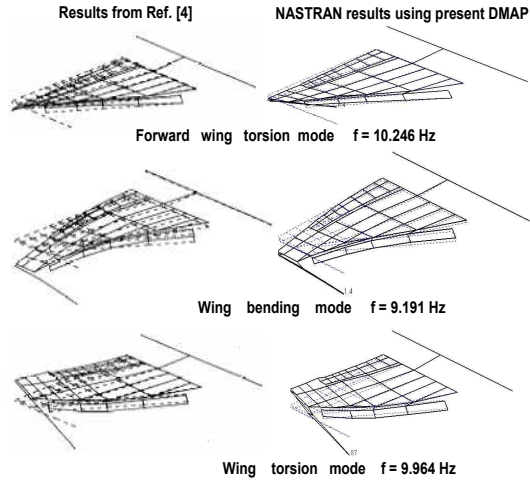


그림 3. F-16 고유진동해석 결과 비교

F-16 모달 자료와 비정상 공기력을 DLM으로 모델링하여 플러터 해석을 수행하였다. 그림 4와 그림 5는 참고문헌 [4]의 결과와 본 프로그램의 결과를 비교하고 있다.

참고문헌 [4]의 해석에서는 7개의 모드를 사용한 반면 본 연구에서는 참고문헌 [4]에 공개된 4개의 모드만을 사용하였다. 그럼에도 불구하고 본 해석 결과는 참고문헌과 매우 유사한 결과를 보여주고 있다. 이로부터 적절한 모달 데이터가 있으면 본 연구에서 개발한 기법으로 플러터 해석이 가능함을 알 수 있다.

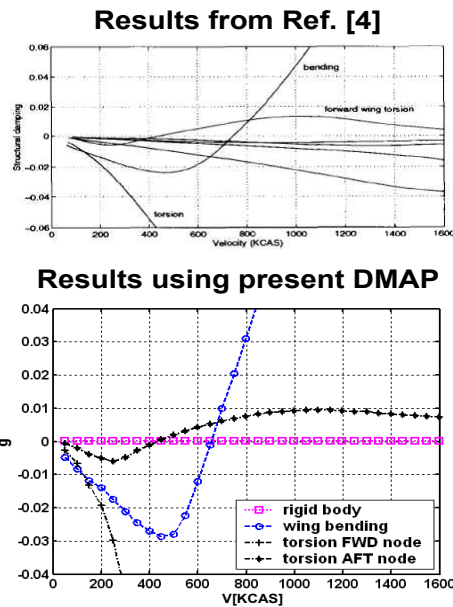


그림 4. F-16 플러터해석 결과비교(V-g plot)

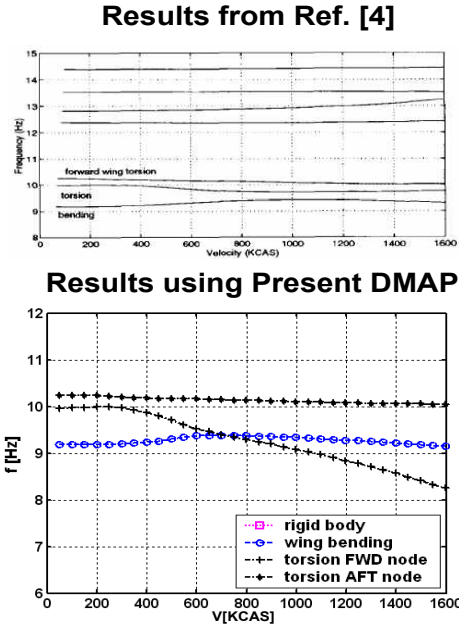


그림 5. F-16 플러터해석 결과비교(V-f plot)

2.2.4 KF-16D 시험 모달 데이터

KF-16D 지상진동시험 결과에서 탄성 구조모드에 반영된 강체 진동모드의 영향을 제거한 Free-Free조건을 모사할 수 있도록 일반화 강성법(Generalized Stiffness)을 도입하였다.

지상진동시험동안 랜딩기어로 항공기를 지지한 상태를 그림 6과 같이 지면에 고정된 두 개의 스프링요소를 포함한 Structure(#1)으로 정의하고 그 운동방정식을 다음과 같이 표현하였다.

$$\begin{bmatrix} M_A & 0 & 0 \\ 0 & M_R & 0 \\ 0 & 0 & M_P \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{X}_A \\ \ddot{X}_R \\ \ddot{X}_P \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{AA} & K_{AR} & K_{AP} \\ K_{AR}^T & K_{RR} + \tilde{K}_R & 0 \\ K_{AP}^T & 0 & K_{PP} + \tilde{K}_P \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} X_A \\ X_R \\ X_P \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (1)$$

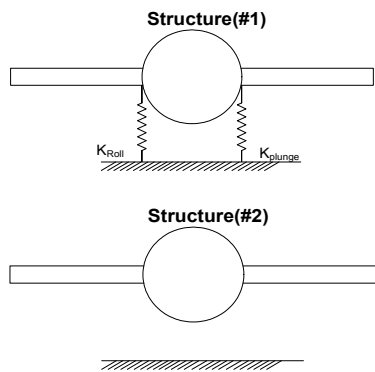


그림 6. Free-Free조건 모델링

모달 접근법을 사용하여 정리하면 방정식 (1)은 식(2)와 같이 표현할 수 있다.

$$([GK] + \Phi_R^T \tilde{K}_R \Phi_R + \Phi_P^T \tilde{K}_P \Phi_P) \{\zeta_{(t)}\} + [GM] \{\ddot{\zeta}_{(t)}\} = \{0\} \quad (2)$$

여기서 일반화 강성행렬 [GK]는 다음과 같이 정의되고

$$[GK] \equiv \begin{bmatrix} \Phi_A^T & \Phi_R^T & \Phi_P^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_{AA} & K_{AR} & K_{AP} \\ K_{AR}^T & K_{RR} & 0 \\ K_{AP}^T & 0 & K_{PP} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Phi_A \\ \Phi_R \\ \Phi_P \end{Bmatrix} \quad (3)$$

일반화 질량행렬 [GM]은 다음과 같이 정의된다.

$$[GM] \equiv \begin{bmatrix} \Phi_A^T & \Phi_R^T & \Phi_P^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_A & 0 & 0 \\ 0 & M_R & 0 \\ 0 & 0 & M_P \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Phi_A \\ \Phi_R \\ \Phi_P \end{Bmatrix} \quad (4)$$

식(3)과 식(4)는 각각 스프링을 제거한 자유경계 조건의 일반화 강성과 일반화 질량 행렬이다. 그러므로 (2)식은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$([GK] + [\Delta GK]) \{\zeta_{(t)}\} + [GM] \{\ddot{\zeta}_{(t)}\} = \{0\} \quad (5)$$

여기서  $\Delta GK \equiv \Phi_R^T \tilde{K}_R \Phi_R + \Phi_P^T \tilde{K}_P \Phi_P$ 로서 두 개의 강체 스프링에 의해 추가된 일반화 강성 행렬이다. 고유치문제 (5)의 해는

$$[\Omega_1^2] = [GM]^{-1} ([GK] + [\Delta GK]) \quad (6)$$

로서 지상진동시험 결과로 얻은 모달 변수이며, 스프링요소를 제거한 Structure(#2)의 일반화 강성 행렬은

$$[GK] = [GM] [\Omega_1^2] - [\Delta GK] \quad (7)$$

자유경계조건 구조(Structure(#2))의 구조동역학 방정식에 식(7)을 대입하면

$$[ [GM] [\Omega_1^2] - [\Delta GK] ] \{\zeta_{(t)}\} + [GM] \{\ddot{\zeta}_{(t)}\} = 0 \quad (8)$$

이며 자유경계조건 시스템의 진동모드는 다음 식 (9)와 같이 유도될 수 있다.

$$[\Omega_2^2] = [\Omega_1^2] - ([GM]^{-1} [\Delta GK]) \quad (9)$$

강체모드를 일으키는 두 개의 선형스프링 강성 ( $\tilde{K}_R = I_{XX}(2\pi f_{Roll})^2, \tilde{K}_P = M(2\pi f_{plunge})^2$ )을 제거하여 측정된 진동모드로부터 파생된 자유진동 모드를 유도하였다. 본 논문에서 사용한 형상에 대한 정의는 참고문헌 [2]에 수록되어 있다.

표 1은 F-16항공기의 3번 7번 station에 ALQ-X를 장착한 형상(conf. #2)에 대하여 랜딩기어로 지지한 상태에서 측정된[2] 고유진동수와 위에서

표 1. 지상진동시험결과와 파생된 자유경계모드

MODE		Freq. [Hz]		
		GVT	Free-Free	
#	DESCRIPTION	ALQ-X	ALQ-X	ALQ-119
1	RBM - Plunge on LG	3.71	-	-
2	RBM - Roll on LG	3.81	-	-
3	Flexible Mode 1	7.22	7.06	7
4	Flexible Mode 2	10.27	9.98	9.95
5	Flexible Mode 3	10.56	10.28	9.79
6	Flexible Mode 4	11.2	10.37	10.11
7	Flexible Mode 5	12.31	11.75	11.57
8	Flexible Mode 6	13	12.74	12.63
9	Flexible Mode 7	14.22	14.14	13.4
10	Flexible Mode 8	14.32	14.26	14.01
11	Flexible Mode 9	14.79	14.48	13.01
12	Flexible Mode 10	15.51	15.33	14.76

설명한 기법을 이용하여 Free-Free 상태로 변환시킨 고유진동수 값들을 수록하고 있다. 기존에 사용해오던 ALQ-119 ECM 포드 장착상태의 모달 데이터는 일반화 질량 부가기법(Added generalized mass method)[6]을 사용하여 구하였다.

2.3 플러터 해석 결과

검증된 프로그램을 KF-16D 항공기의 시험 모달 데이터를 적용하여 얻은 플러터 해석 결과는 다음과 같다. 플러터 해석은 MSC/NASTRAN의 공탄성모듈을 이용하였다. 플러터 해석은 해면고도에서 수행되었다. 비행 상태를 표현하기 위하여 강체모드의 영향을 제거한 고유진동모드를 사용하였다. 기존의 ECM 포드 장착한 경우와 비교를 목적으로 하였기 때문에 Mach-match 해석은 수행하지 않았다.

플러터 해석 결과를 표현하기 위하여 V-f-g plot을 사용하였으며, 플러터 해석 시 P-K방법을 사용하였다. 플러터해석은 저아음속, 고아음속, 초음속 비행 영역에서 수행하였다. 적용한 마하수는 0.3/0.6/0.9/1.2/1.5/1.8 이다. 공기력 계산을 위하여 아음속영역에서는 Doublet Lattice 방법(DLM)을 사용하였으며, 초음속영역은 Zona51 코드를 이용하였다[3].

본 연구에서 사용한 공력모델은 그림 7과 같다. 주익/외부장착물 플러터 메커니즘은 수직미익과 연동되지 않기 때문에 수직미익의 공력모델은 모델링하지 않았다.

구조 자유도와 공력자유도를 연계시키기 위하여 Surface spline을 도입하였다. 그림 8과 9는 한 고유진동모드를 구조모델과 공력모델로 각각 표현한 것이다. 이 그림은 MSC/PATRAN의 Flight Loads& Dynamics 모듈로 그린 것이다. 그림 10

은 Conf. #3형상으로 마하수 0.6에서 수행한 플러터 해석 결과로 V-f-g plot으로서 그림의 위 부분은 속도 증가에 따른 각 진동모드의 진동수 변화를 나타내고 아래 부분은 속도 증가에 대한 각 진동모드의 구조 감쇠변화를 표시한 것이다.

세가지 ECM 포드 형상(ALQ-X, ALQ-88과 ALQ-119)에 대하여 플러터 해석 결과를 비교하여 요약한 것이 그림 11과 12이다.

그림 11은 형상Conf.#3과 Conf.#2 그리고 그 파생형인 C3\_119의 플러터해석 결과를 각 마하

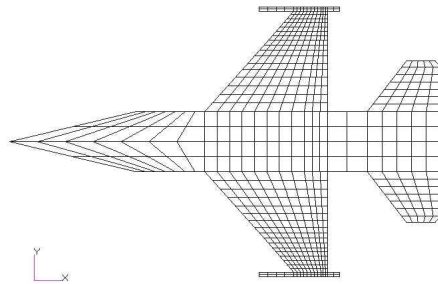


그림 7. 비정상 공기력 모델

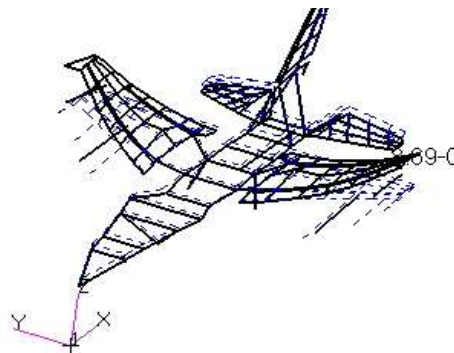


그림 8. 구조 모델에 표현된 진동모드

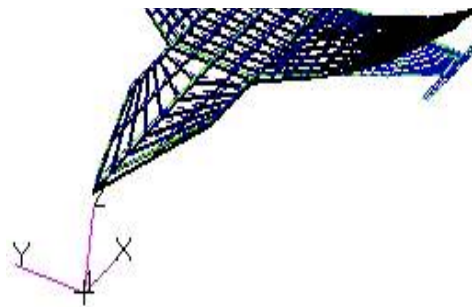


그림 9. 공기력 모델에 표현된 진동모드



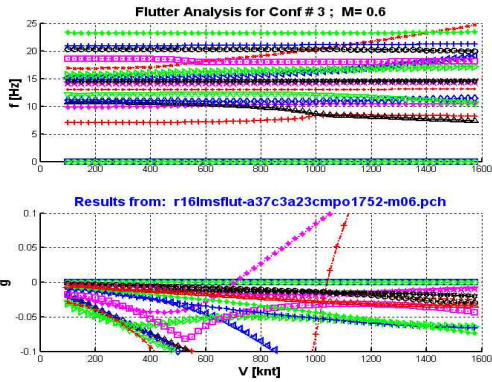


그림 10. 플러터해석결과(Conf.#3 V-f-g plot)

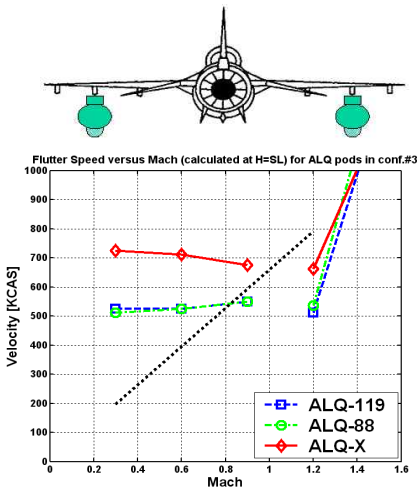


그림 11. 외부장착물 형상에 대한 플러터 속도변화(Conf. #3)

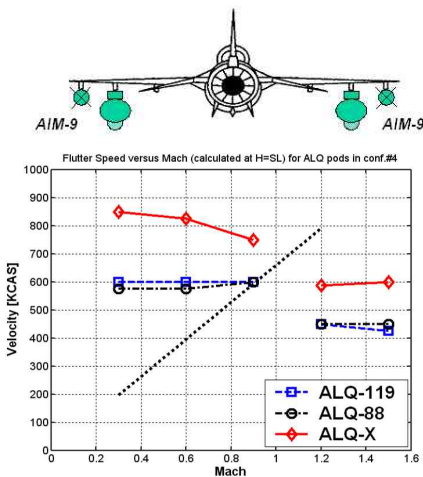


그림 12. 외부장착물 형상에 대한 플러터 속도변화(Conf. #4)

수에 대한 플러터 속도로 표시한 도표이고 그림 12는 형상 Conf.#4와 Conf.#5 그리고 그 파생형인 C4\_119의 플러터해석 결과를 각 마하수에 대한 플러터 속도로 표시한 도표이다. 이 두 그림으로부터 ALQ-X를 장착한 KF-16D의 플러터 속도는 ALQ-119나 ALQ-88을 장착한 KF-16D항공기 형상에 비하여 약 100~150Knot 이상 높음을 볼 수 있다. 즉, ALQ-X 장착 형상이 기존의 ECM 포드장착에 비하여 플러터 측면에서 안전함을 보여 준다. 그러므로 새로이 개발한 ALQ-X ECM 포드를 기존의 ECM 포드 장착 형상에서 인가된 비행영역에서 동일하게 운용 가능함을 판단할 수 있으며 이것은 이후 비행시험으로 확인된 바 있다[7].

### III. 결 론

본 연구의 목적은 국외 도입한 항공기에 새로운 외부 장착물을 장착 시 플러터 해석 방법을 고안하는 것이다. 본 연구에서 개발한 방법을 F-16 모달 자료를 이용, 플러터 해석결과를 재현하여 신뢰성을 검증하였다. 시험 모달 데이터를 추출하기위하여 지상진동시험을 수행하였으며, 랜딩기어로 시험항공기를 지지함으로써 완벽한 Free-Free조건을 만족시키지 못한 것과 시험하지 못한 외부 장착물 형상은 일반화된 강성 및 질량 접근법으로 개선된 모달데이터 베이스를 구축하였다. 구축된 모달 모델로 MSC/NASTRAN의 공탄성모듈을 사용하여 플러터 해석을 수행하였다. 그 결과 ALQ-X를 장착한 KF-16D항공기를 기존의 ECM 포드 장착 비행 영역에서 동일하게 운용 가능함을 확인하였다.

### 참고문헌

- 1) MIL-HDBK-1763,Aircraft/Stores Compatibility: System Engineering Data Requirements and Test Procedures, Department of Defense, 1998.
- 2) 변관화, 박찬익, 김종현,"KF16D 항공기의 지상진동시험", 한국항공우주학회지, 제 33권, 5호, 2005, pp. 41 ~ 49.
- 3) MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide Ver68, MSC Software Corporation, Los Angeles,CA, 1994.
- 4) Denegri Jr, "Limit Cycle Oscillations Flight Test Results of a Fighter with External stores" AIAA-2000-1394, 2000.
- 5) MSC/NASTRAN DMAP Programming

Guide Ver. 2001, MSC Software Corporation, Los Angeles, CA., 2000.

6) 전승문, 변관화, "ALQ-X 장착 항공기의 플러터 인증 보고서", 국방과학연구소보고서 MADC

-401-040878, 2004, pp. 34~36.

7) 전승문, 임재문, "ALQ-X ECM 포드 비행적 합성인증", 한국항공우주학회지, 제 33권, 5호, 2005, pp. 91~99.