

항공기 구조물의 진동 및 플러터 해석

황호연

항공우주공학과

<요약>

중형항공기 전기체 구조물의 진동 해석 및 비행중 동적 불안정성인 플러터 해석이 수행되었다. 구조물은 보(beam) 형태의 유한 요소로 모델링 하였으며, 플러터 해석을 위한 공기력은 준정상(Quasi-steady) 패널 방법을 사용하였다. 구조물의 대칭, 역대칭 조건에 대해 진동 모드를 해석하였으며, 이를 토대로 플러터 해석을 수행하였다. 해석 소프트웨어로는 러시아에서 개발한, 항공기 구조 종합해석 프로그램 IMAD를 사용하였다.

Vibration and Flutter Analyses of an Aircraft Structure

H. Y. Hwang

Dept. of Aerospace Engineering

<Abstract>

Vibration and flutter analyses that are dynamic instability caused by the increase of the elastic airplane flight speed were performed for the 100 seated aircraft. Beam type finite elements were used for the structural modeling and the Quasi-steady panel method was used in the aerodynamic calculation for flutter analyses. Vibration and flutter analyses are based on the symmetric and anti-symmetric vibration modes of an aircraft. IMAD (Interactive Multidisciplinary Aircraft Design) software that was developed by Russian scientists was used for these analyses.

1. 서 론

한국 중형항공기 사업조합에서 개발 중인 중형항공기 전기체 구조물의 진동 및 플러터 해석이 수행되었다. 진동 및 플러터 해석은 항공기 구조물의 설계시에 초기부터 고려하는 사항이다. 진동해석은 고유진동 해석을 통해 진동수와 진동 모드를 구하는 과정이다. 지상 진동시험 이전에 정확한 수학적 모델링을 얻기 위해서는 많은 경험과 해석 Tool에 대한 정확한 이해가 있어야 한다. 플러터 현상은 항공기가 고속으로 공기 중을 비행할 때 겪을 수 있는 자려진동(Self-Excited Vibration)이다. 플러터 현상은 구조물의 파괴와 바로 이어지므로 항공기의 인증을 위해 반드시 해결해야 하는 문제이다. 진동 및 플러터 해석은 여러 중량모델과, 강성 조건에 대해 해석해야 하며, 플러터 해석은 비행속도 영역과 파손 조건 등을 고려하여 해석해야 한다.

항공기 설계시에 구조해석 그룹에서 강성 데이터를 받고, 중량해석 그룹에서 각 부위의 중량 분포 데이터를 받아서 구조모델링을 한 후 진동 해석이 수행된다. 진동 모델로부터 진동 모드를 적절히 구한 이후 플러터 해석이 수행된다. 공기력 해석을 위해 공기력 모델링작업이 수행되면, 플러터 방정식이 구성되고, 복소고유치 문제를 풀게 된다. 해석결과에서 강성 혹은 중량분포에 문제점이 발견되면 구조 해석 그룹으로 피드백이 된다. 본 해석은 설계 초기과정에서의 해석으로 계속 수정 보완 되어야 한다.

본 연구를 통해 항공기 설계 개발시의 진동 및 플러터 해석 절차와 간단한 결과를 소개하고자 한다. 구조물은 보(Beam) 형태의 유한 요소로 모델링 하였으며, 플러터 해석을 위한 공기력은 준정상(Quasi-steady) 패널 방법을 사용하였다. 구조물의 대칭조건에 대해 진동 모드를 해석하였으며, 이를 토대로 플러터 해석을 수행하였다. 해석 소프트웨어로 MSC/NASTRAN을 이용하기도 하지만, 본 해석에서는 러시아에서 개발한, 항공기 구조 종합 해석 프로그램 IMAD (Interactive Multidisciplinary Aircraft Design)를 사용하였다. IMAD는 Buran 셔틀, 미그-29 전투기, 일류신-86 여객기, Energia 발사장치, 밀-26과 밀-31 헬리콥터의 구조해석, 공력, 정역학 및 동역학 등의 분야에서 15년내지 20년 정도의 경력을 가진, 러시아 과학자와 엔지니어들로 구성된 SDC사에 의해 1988년부터 1995년 사이에 개발되었다.

2. 해석 절차

2.1 구조 모델링

해석한 중형항공기 형상은 K100-04이다. 중형항공기와 같은 구조물은 동적 해석을 위해 주로 보(Beam) 형태의 구조물로 모델링이 된다. 이를 위해서는 각 단면에서의 강성(EI, GJ)값이 정의되어야 하며, 각 부위별 중량이 관성 모멘트 값을 포함하여 준비되어야 한다. 날개의 조종면이나 보 구조물로 표현이 어려운 부분에 대해서는 Hybrid Plate 요소를 사용하였다.

항공기 구조물은 특성상 부분구조모드 합성법(Component Mode Synthesis)을 많이 사용한다. Fig. 1에 Tree 형태의 Substructure 구성을 나타내었다.

IMAD에서는 각 Substructure에서 국부좌표계를 정의하여 그 좌표계를 기준으로 각 데이터를 입력한다. 각 Substructure 사이 joint는 일반적인 스프링 요소로 연결이 된다. 이 Joint Stiffness는 진동 특성에 많은 영향을 주며, 경험 및 실험치가 없는 단계에서는 강체에 가까운 스프링 계수를 사용한다.

중량분포는 항공기 진동 및 관성하중과 직접 연관되므로 매우 중요하다. 구조물 전체 중량과 모멘트는 구조 모델링에 따라 자동적으로 계산되는 부분과 사용자에 의해 입력되는 부분(집중중량과 관성모멘트)으로 구성된다. 중량분포는 초기에는 경험적, 통계적인 방법으로 추정되며, 설계 단계가 진전됨에 따라 정확한 데이터를 이용하게 된다. 해석에 사용된 구조 모델을 Fig. 2에 나타내었다.

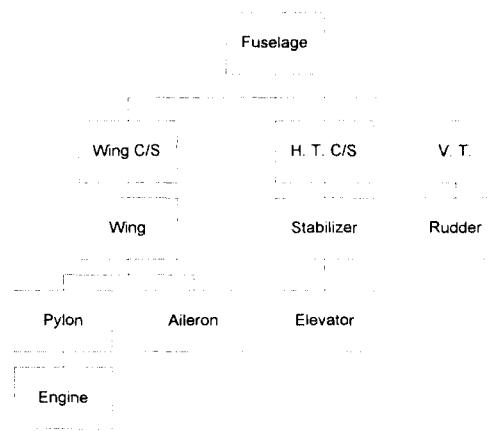


Fig. 1 Aircraft Substructure Hierarchy

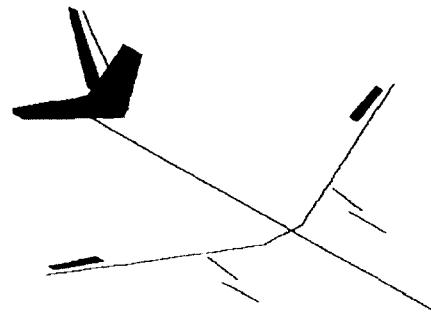


Fig. 2 FE Model of K100-04

2.2 진동 해석

진동해석을 위하여 여기서 사용한 부분구조 모드합성법은 Craig-Bampton 방법과 유사한 방법이다. 모드합성법에서는 각 부분구조의 고유진동 해석을 먼저 수행한 후에 전체 모드를 합성한다. 이때 부분구조의 모드 수를 충분하게 잡아야 전체 모드가 정확하게 나온다. 간단한 가이드라인으로, 구하고자 하는 전체 구조물의 최대진동수의 3배가되는 진동수까지 각 부분구조진동 해석을 수행하였다. 고유치 해석 방법으로는 Lanczos 방법을 사용하였다. 구해진 대칭(Symmetric), 역대칭(Antisymmetric) 모드는 공탄성 해석 및 탄성하중 해석, 구조동역학 해석에 사용된다. 보(Beam) 형태의 구조물은 비틀림 모드를 보기 힘드므로, 모드 형태의 가시화를 위해 공력 모델을 통하여 모드를 나타낸다.

2.3 플러터 해석

항공기의 비행속도가 증가함에 따라 일어나는 동역학적인 불안정 현상인 플러터는, 항공기 날개의 강성을 결정하는데 중요한 요인이 된다. 플러터 해석을 위해서는 정상(Steady)

또는 비정상(Unsteady) 공기력이 각 진동 모드에 대해 계산되어야 한다. IMAD에서는 정상 및 비정상 공기력을 고려하여 해석할 수 있지만 본 해석에서는 정상 공기력만을 고려하여 해석하였다. IMAD에서 사용하는 공기력 해석 방법은 Panel Method라 불리는 Surface Singularity Method는 선형이론에 근거를 두고 있다. 이 이론은 아음속과 초음속 영역 모두에서 복잡한 형상에 적용할 수 있다. 전체 형상면은 각각 Aerodynamic Singularity Distribution을 가진 여러 개의 Panel로 나누어진다. 동체 Panel에는 아음 속에서는 Constant Source Distribution이 쓰이고 초음속에서는 Triplet Distribution과 Linear Variable Source Distribution이 쓰인다. 얇은 Lifting Surface에 대해서는 공기흐름 방향으로 선형 변화가 있는 Vortex Distribution이 사용된다. 경계조건을 만족하는 Singularity의 크기는 선형 방정식을 풀어서 구해진다. 이를 통해 각 Panel에 작용하는 공기력을 구하게 된다. 해석에 사용된 공력 모델을 Fig. 3에 나타내었다. IMAD에서 사용하는 플러터 해석 방법은 p-method에 해당하는 방법이다.

질량중심에 대한 미소 탄성 진동 방정식은 다음과 같다.

$$\ddot{q}_m + 2\xi\omega \dot{q}_m + \omega_m^2 q_m = Q_{am}$$

여기서, Q_{am} 은 m 번째 mode의 일반화된 공기력으로 마하(Mach)수와 구조 변위의 함수이다. 비정상 공기력의 경우는 공기력이 진동수에 따라 달라진다. 위 식의 원쪽항들은 Decouple 되고 오른쪽 공기력 항은 Couple 된다. 구조 감쇠계수는 $\xi = 0.008$ 를 가정하여 해석하였다. 일반적으로 구조감쇠계수는 금속재 항공기에서 0.005-0.015 정도의 값을 가진다. 구조감쇠계수가 높을 수록 플러터 속도는 증가한다.



Fig. 3 Aerodynamic Modeling of K100-04

플러터 운동방정식의 해는 다음과 같이 표현된다.

$$Q = Q_0 e^{pt}$$

여기서, Q_0 는 고유치이고, $p = \alpha + i\omega$ 는 복소진동수이다. 여기서 α 와 ω 값은 정해진 비행고도와 속도에서 플러터와 다이버전스(Divergence) 값을 정의하며, 다음과 같은 관계를 가진다.

$\alpha < 0$: 비행동역학적으로 안정

$\alpha \geq 0, \omega \neq 0$: 플러터

$\alpha \geq 0, \omega = 0$: 다이버전스

Root locus에서 허수축과 만나는 점은 임계 플러터나 다이버전스 속도 값을 정의한다. 후퇴익 항공기에서는 다이버전스 속도가 플러터 속도보다 높으므로, 고려할 필요가 없다.

3. 해석 결과 및 검토

3.1 진동 해석 결과

대칭 및 역대칭 조건에 대해 최대 진동수가 약 30Hz 정도 되게 모드 해석을 수행하였다. 승객과 연료가 없는 조건(Operating Empty Weight)에 대해 각 모드의 특성을 정리하여 고유진동수와 함께 APPENDIX A에 나타내었다. 모드의 특성은 가장 두드러진 진동 형태를 기준으로 표현하였다. 대표적인 진동 모드 형태를 APPENDIX B에 나타내었다.

중형항공기의 날개 단면해석에서 나온 굽힘 및 비틀림 강성(Fig. 4, 5)에 대하여 민감도 해석 결과를 Fig. 6, 7, 8에 나타내었다. 즉, GJ 또는 EI 값이 변함에 따라 각 모드에 대해 고유진동수의 변화를 백분율로 나타내었다.

Fig. 4와 Fig. 5에 날개의 비틀림 강성과 굽힘 강성을 나타내었다. GJ 값을 10%와 20% 감소시켰을 때 고유진동수 백분율 변화를 Fig. 6에 나타내었다. 예상과 같이 대칭 모드의 경우 날개의 비틀림과 관련된 모드, 즉 모드 9 (Wing 1st Torsion), 모드 14 (Wing 2nd Torsion), 모드 16 (Wing 3rd Torsion)의 고유진동수 변화가 다른 모드의 변화보다 크게 나타났고, 굽힘 모드와 관련된 모드의 고유진동수 변화는 거의 없었다. 역대칭 경우도 대칭모드의 경우와 같이 비틀림과 관련된 모드의 고유진동수 변화가 크게 나타났다.

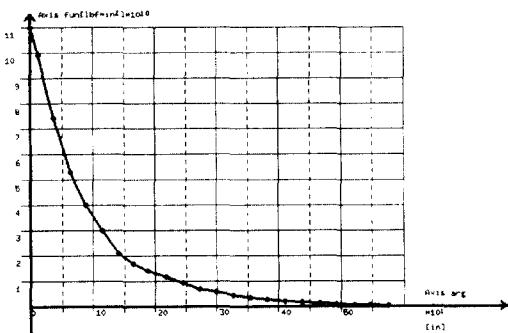


Fig. 4 Torsional Stiffness Distribution of the Wing

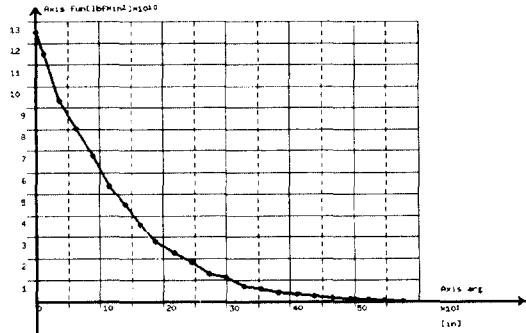


Fig. 5 Vertical Bending Stiffness Distribution of the Wing

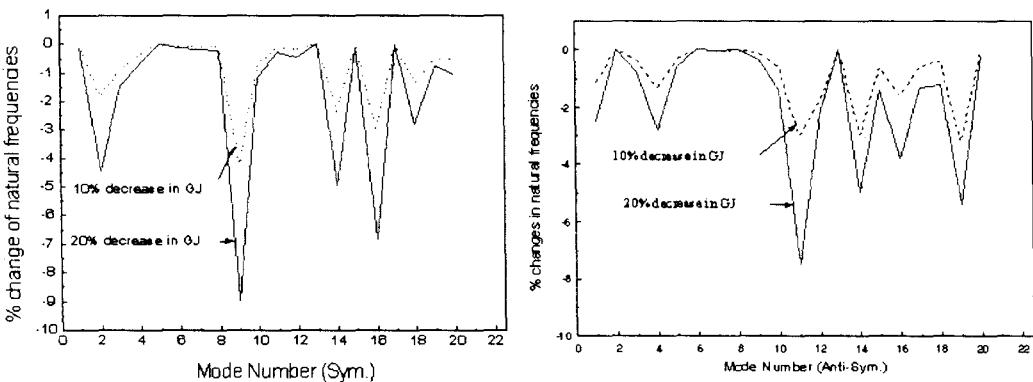


Fig. 6 Percent Change of Natural Frequencies due to the changes in GJ

Fig. 5에 주어진 EI 값이 각각 10%와 20% 감소시 대칭 모드의 고유진동수 백분율 변화를 Fig. 7에 나타내었다. 날개의 굽힘과 관련된 모드, 즉 모드 1 (Wing 1st Bending), 모드 7 (Wing 2nd Bending), 모드 12 (Wing 3rd Bending)의 고유진동수 변화가 다른 모드의 변화보다 크게 나타났고, 비틀림 모드와 관련된 모드의 고유진동수 변화는 거의 없었다. 역대칭 경우도 비틀림과 관련된 모드의 고유진동수 변화가 크게 나타났다.

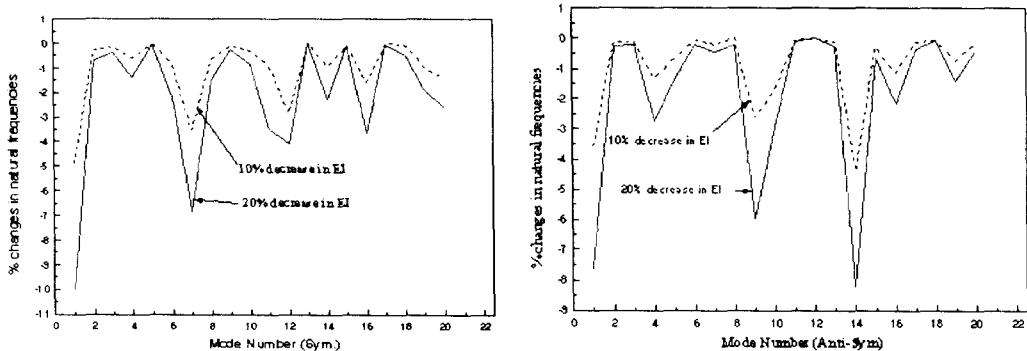


Fig. 7 Percent Changes of Natural Frequencies due to the changes in EI

다음으로 연료와 유상하중의 변화에 따른 고유진동수의 백분율 변화가 Fig. 8에 나타나 있다. 중앙 연료탱크를 포함하여 연료가 가득찬 OEW 조건(OWFFM)과 최대 연료 상태의 MTOW 조건(FZFFM)을 OEW 조건과 비교하여 나타내었다. 대칭 모드의 경우 모드 11(H. Stab. 1st Bending), 모드 1(Wing 1st Bending), 모드 6(H. Stab. Rotation), 모드 16(Wing 3rd Torsion), 모드 18(H. Stab. 2nd Bending & Fuselage

2nd Bending & Wing 3rd Bending) 등이 15% 이상의 고유진동수의 변화를 보였다. 역대칭 모드의 경우는 모드 14(Wing 4th Bending), 모드 10(Wing 3rd Bending & Fuselage 2nd Bending), 모드 16(Wing 2nd Torsion & 2nd Fore & Aft Bending), 모드 4(Wing 2nd Bending), 모드 6(Fuselage 1st Bending & Wing 1st Fore & Aft Bending & V. Stab. Rotation & H. Tail Rotation), 모드 19(Wing 3rd Torsion) 등이 다른 모드보다 고유진동수가 큰 변화를 나타내었다. 연료와 유상하중의 변화에 따른 고유진동수의 변화는 굽힘 및 비틀림 성분의 변화시와는 달리 특정 모드들과의 연관성을 파악하기가 힘든 특성을 나타내었다.

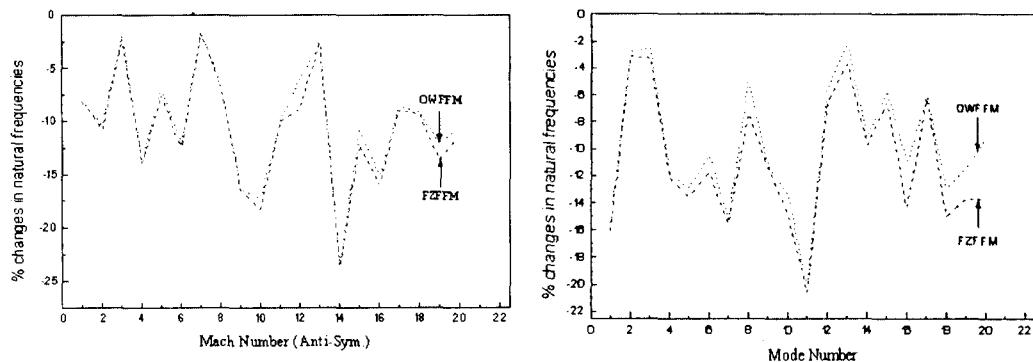


Fig. 8 Percent Changes in Natural Frequencies due to Changes of Fuel and Payloads

3.2 플러터 해석 결과

플러터 해석은 항공기의 연료중량조건, 구조물의 파손 조건, 조종면이나 엔진 파일린 강성 등을 매개변수로 하여 해석을 수행해야 한다. 이 결과 인증규정에서 요구하는 비행포위선도(Flight Envelope) 내에서 플러터가 일어나지 않아야 한다. 본 해석에서는 먼저 OEW 조건에 대해 해석하였다. 대칭 플러터에 대한 Root locus 선도를 Fig. 9에 나타내었다. 비행속도 즉, 동압이 증가함에 따라 우측 평면으로 가는 케적이 플러터 현상을 나타내며, 헤수축과 교차하는 점에서의 속도가 임계 플러터 속도이다. 플러터가 일어나는 데 각 모드의 기여도를 복소평면상에서 Fig. 10에 나타내었다. 1, 8, 9, 10 번째 진동모드가 플러터 현상에 기여한다. 벡터의 크기가 클수록 플러터 모드에 대한 기여도가 크다. 이 모드들의 굽힘 및 비틀림 성분이 주로 상호작용하여 플러터가 발생하게 된다. 플러터 특성을 개선하고자 할 때 이러한 모드의 특성을 중점적으로 변경해야 한다. 플러터 모드는 복소수 형태이므로, 진동 모드처럼 표현하기 어렵지만, 에니메이션 기능을 이용하여 관찰할 수 있다. Fig. 11에 플러터 운동의 한 순간을 정지하여 나타내었다. 날개의 비틀림 모드가 두드러짐을 볼 수 있다. Fig. 12와 Fig. 13에 역대칭 모드에 대한 플러터 벡터와 플러터 모드를 나타내었다. 역대칭 모드에서는 1, 9, 10, 11, 12 번째 모드가 작용하여 플러터를 일으킴을 알 수 있고, 플러터 모드는 역시 비틀림 성분이 두드러짐을 알 수 있다.

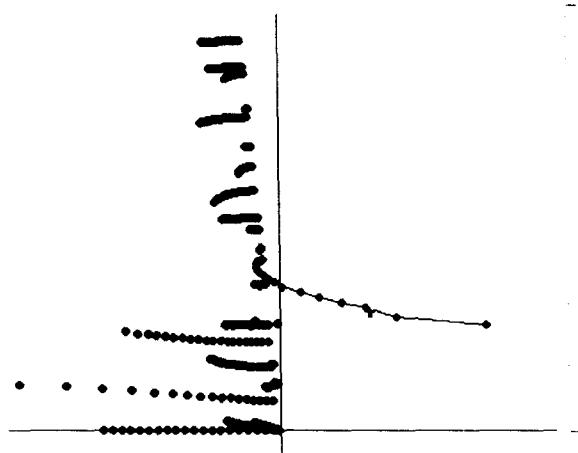


Fig. 9 Root locus of symmetric flutter

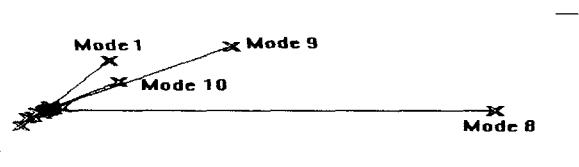


Fig. 10 Modal contribution of symmetric flutter



Fig. 11 A scene of symmetric flutter motion

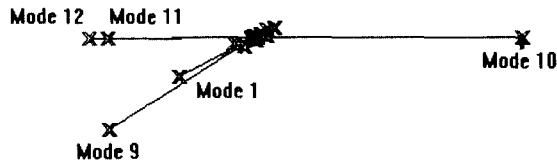


Fig. 12 Modal contribution of symmetric flutter



Fig. 13 A scene of antisymmetric flutter motion

매개변수로 마하수를 변화시키며 플러터 해석을 수행하였다. 이를 Fig. 14에 나타내었다. 마하수의 증가에 따라 플러터 속도가 감소하는 것을 볼 수 있다. 실제로 이 구조물은 마하수 0.53 이상에서는 플러터 최소 요구조건을 만족하지 못하는 것을 볼 수 있다. 이런 경우 보통 날개의 비틀림 강성(GJ)을 증가시켜서 플러터 속도를 증가 시켜야 한다. EI와 GJ 값이 10%, 20% 증가와 감소시 플러터 속도의 변화를 Fig. 15에 나타내었다. EI 값의 증감에 대하여 플러터 속도의 변화는 미미하나, GJ 값의 변화에는 민감한 것을 볼 수 있다. GJ 값의 증가시는 플러터의 속도가 역대칭의 경우 대칭 조건에 비해 상대적으로 크게 증가하였고 GJ 값의 감소시 대칭의 경우는 플러터 속도가 감소하였으나 역대칭의 경우 20% 감소시 험프(hump) 모드가 약해지면서 플러터의 속도가 오히려 증가하였다.

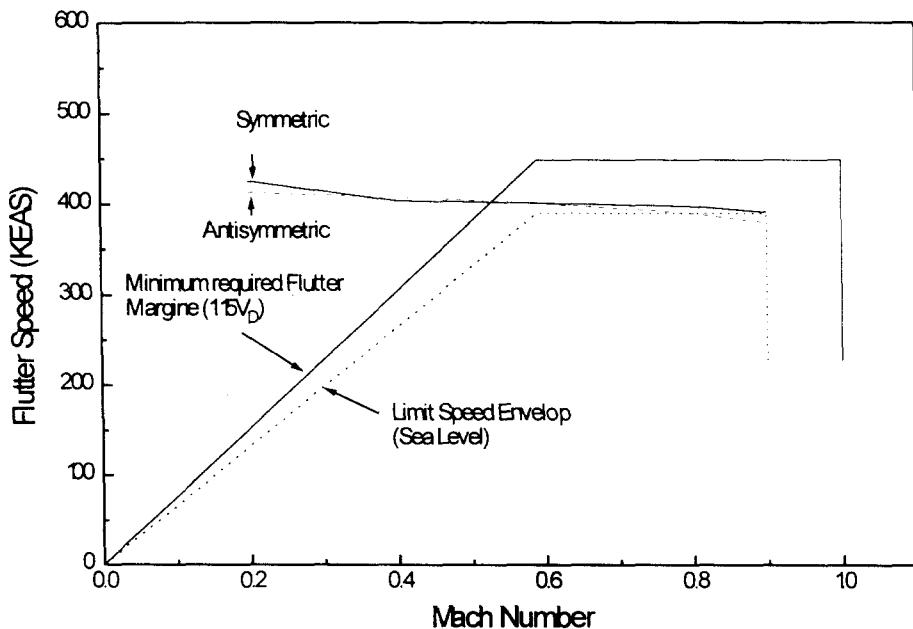


Fig. 14 Flutter speed for K100-04

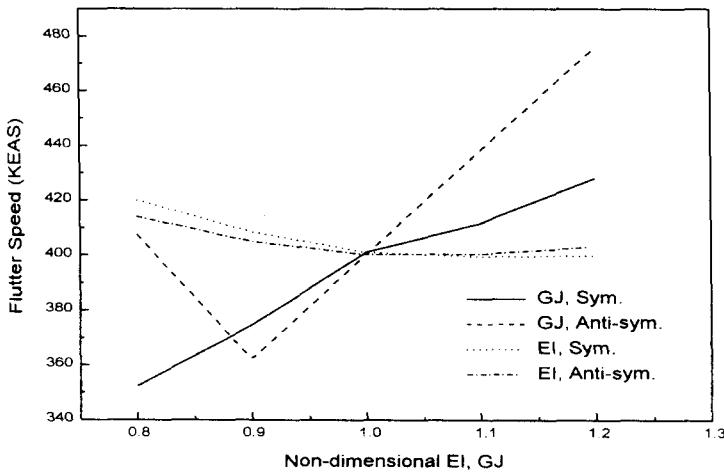


Fig. 15 Flutter Speed Variations for the Changes of EI, GJ

Fig. 16에는 유상하중이 최대인 상태에서 연료를 최대 이륙중량(MTW) 까지 채운 조건 (MZTFM)에 대하여 플러터 해석 결과를 나타내었다. 이 상태의 연료는 최대연료 상태의 53.86%이다. OEW 조건시 플러터 해석과 비교해볼 때 역대칭 모드의 플러터 속도는 크게 증가하나 대칭 모드의 플러터 속도는 조금 증가하여 전체적으로 여전히 마하수 0.53 이상

항공기를 운항할 수 없음을 알 수 있다.

Fig. 17에는 연료가 최대인 상태에서 승객을 최대 이륙중량(MTW) 까지 채운 조건(FZFFM)에 대하여 플러터 해석 결과를 나타내었다. 이 경우에는 대칭, 역대칭 모드의 플러터 속도 모두 증가하나 여전히 최소 플러터 여유 조건을 만족시키지는 못하였다.

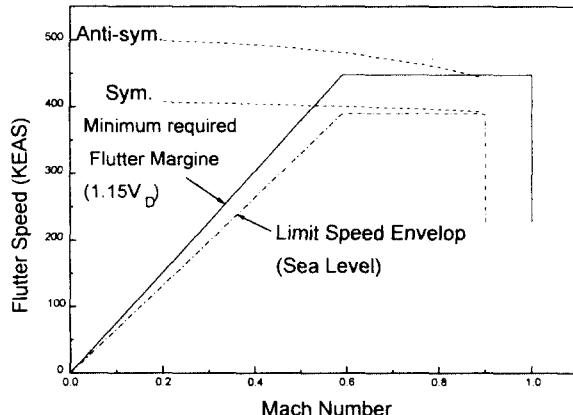


Fig. 16 Flutter Speed of K100-04 (MZTFM)

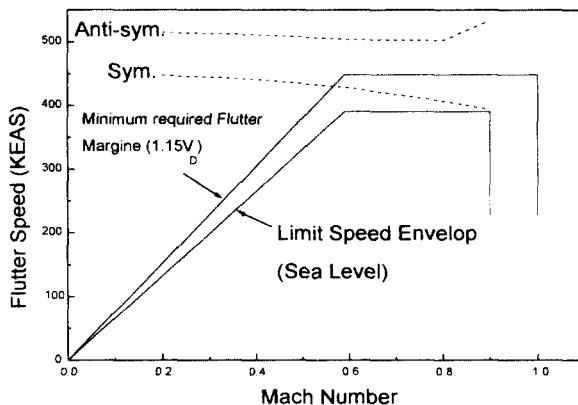


Fig. 17 Flutter Speed of K100-04 (FZFFM)

마하수가 0.8 이상인 영역은 천음속 영역으로 선형 공기력으로는 현상을 잘 예측할 수 없다. 중형 항공기와 같이 초임계익형(Supercritical Airfoil)을 사용하는 날개는 천음속 영역에서 플러터 속도가 급격히 떨어지므로, 유의해야 한다. 이를 위해서는 천음속 공기력을 풍동시험 및 전산 유체역학적으로 정확하게 구한 후 해석에 반영하여야 한다.

4. 결 론

중형항공기 구조물의 초기 진동 및 플러터 해석이 수행되었다. 본 연구에서는 항공기 진동 및 플러터 해석의 절차와 결과를 간략히 소개하였다. 진동 해석에 사용되는 수학적 모델은 가정한 경계조건, 강성 및 질량값, 유한요소 모델링 오차, 항공기의 비선형 특성 등으로 인하여 모델링에 오차가 발생할 수 있기 때문에 진동해석의 타당성을 입증할 수 있는 연구 및 시험이 향후 계속 이어져야 한다. 즉, 지상진동시험 등을 통하여 시험값이 구해져야 하며 본 연구결과가 시험값과 일치할 수 있도록 하기 위하여 오차가 발생하는 부분의 수학적 모델의 변경, 질량 및 강성행렬의 수정, 고유진동수 및 모드의 민감성 해석, 주파수 반응함수(FRF)의 수정 등이 이루어져야 한다.

참 고 문 현

- [1] IMAD (Interactive Multidisciplinary Aircraft Design) Basic Concepts User's Guide SDC, Ltd., Nab. Tziolkovskogo, dom, kw.14, Zhukowsky, 1401 60, Moscow Reg. Russia
- [2] IMAD KSE User's Guide, SDC, Ltd., Nab. Tziolkovskogo, dom, kw.14, Zhukowsky 1401 60, Moscow Reg., Russia
- [3] MSC/NASTRAN Basic Dynamic Analysis, User's Guide, Version 68, Ken Blakely The MacNeal -Schwendler Corporation.
- [4] 중형항공기 개발사업(II), 시제개발 기술보고서, K100-04 진동해석 (ST-LD-RP-96-056) K100-04 플러터해석 (ST-LD-RP-96-057), 1996년 8월, 통상산업부

APPENDIX A

Table A.1: K100-04 natural frequencies (Hz)- Symmetric Modes (OEW)

No.	Mode characterization	freq (Hz)
1	Wing 1st Bending	2.751
2	Engine Up & Out	4.139
3	Engine Down & Out	4.388
4	Fuselage 1st Bending	5.825
5	Wing 1st Fore & Aft Bending	6.108
6	H. Stab. Rotation (1st Bending)	8.050
7	Wing 2nd Bending	9.662
8	Vertical Tail Pitch	13.36
9	Wing 1st Torsion	15.58
10	Wing 2nd Fore & Aft Bending & 1st Torsion	16.65
11	H. Stab. 1st Bending	18.36
12	Wing 3rd Bending	19.40
13	H. Stab. Torsion	21.88
14	Wing 2nd Torsion	24.07
15	H. Stab. Fore & Aft Bending	25.82
16	Wing 3rd Torsion	28.55
17	Fuselage Axial Vibration, H. Stab. Fore & Aft Bending	29.26
18	H. Stab. 2nd Bending & Fuselage 2nd Bending & Wing 3rd Torsion	32.54
19	H. Stab 2nd Bending & Wing 3rd Torsion & Fuselage 2nd Bending	33.17
20		35.52

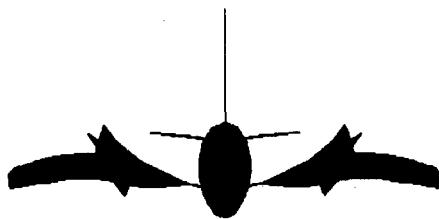
Table A.2: K100-04 natural frequencies (Hz)- Antisymmetric Modes

No.	Mode characterization	freq. (Hz)
1	Wing 1st Bending	3.275
2	Wing 1st Fore & Aft Bending	4.597
3	Fuselage 1st Bending	4.788
4	Wing 3rd Torsion	5.684
5	V. Stab. rotation	6.521
6	Fuselage 1st Bending & Wing 1st Fore & Aft Bending & V. Stab. Rotation & H. Tail Rotation	7.768
7	H. Tail 1st Bending	8.395
8	V. Tail Torsion	10.13
9	Wing 3rd Bending & Wing 2nd Fore & Aft Bending	12.20
10	Wing 3rd Bending & Fuselage 2nd Bending	13.75
11	Wing 1st Torsion & Fuselage Tail Bending	15.46
12	Wing 1st Torsion & Fuselage Tail Bending & Wing 2nd Fore & Aft Bending	16.00
13	H. Tail 2nd Torsion	17.68
14	Wing 4th Bending	23.68
15	V. Tail 2nd Bending	25.32
16	Wing 2nd Torsion & 2nd Fore & Aft Bending	27.25
17	H. Tail 2nd Fore & Aft Bending & V. Tail 2nd Bending & Wing 2nd Fore & Aft Bending & Fuselage 2nd Bending	29.00
18	H. Tail 3rd Bending	30.45
19	Wing 3rd Torsion	32.84
20	Wing 3rd Fore & Aft Bending & H. Tail 2nd Fore & Aft Bending	33.81

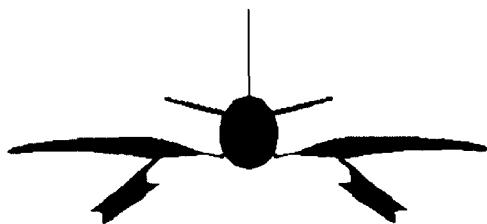
APPENDIX B



Wing 1st Bending: 2.751 (Hz)



Engine Up & Out: 4.139 (Hz)



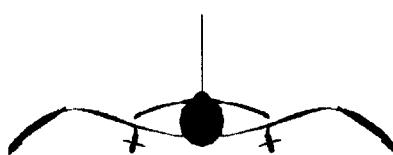
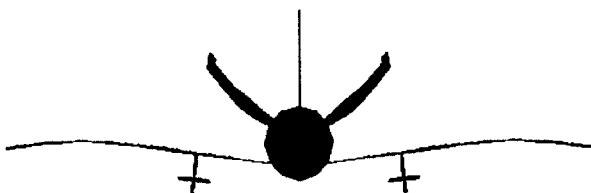
Engine Down & Out: 4.388 (Hz)



Fuselage 1st Bending: 5.825 (Hz)



Wing 1st Fore & Aft Bending: 6.108 (Hz) H. Stab. Rotation (1st Bending): 8.050 (Hz)



Wing 2nd Bending: 9.662 (Hz)

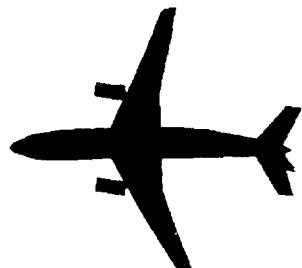


Vertical Tail Pitch: 13.36 (Hz)

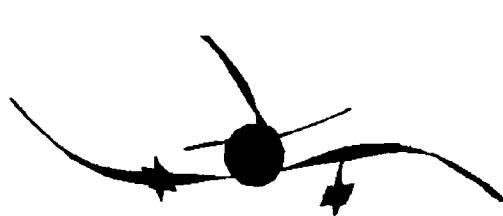
Fig. B.1: K100-04 Symmetric Mode Shapes



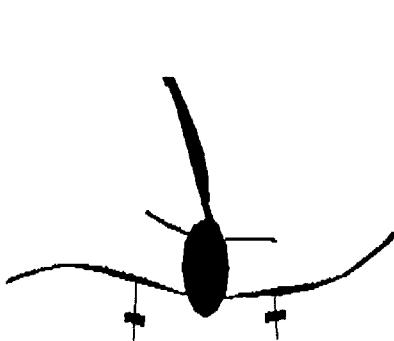
Wing 1st Bending: 3.275 (Hz)

Wing 1st Fore & Aft Bending:
4.597 (Hz)

Fuselage 1st Bending: 4.788 (Hz)



Wing 2nd Bending: 5.684 (Hz)



V. Stab. Rotation: 6.521 (Hz)

Fuselage 1st Bending & Wing
1st Fore & Aft Bending & V.
Stab. Rotation & H. Tail Rotation
7.768 (Hz)

Fig. B.2: K100-04 Anti-symmetric Mode Shapes