

병렬처리기법을 활용한 T-형 꼬리날개의 진동 및 공탄성 특성

Vibration and Aeroelastic Characteristics of a T-tail Configuration Using Parallel Processing Technique

김 동 현*

Kim, Dong-Hyun

ABSTRACT

In this study, vibration and aeroelastic analyses of a T-tail have been conducted. The structural dynamic computations of the T-tail are performed using MSC/NASTRAN and CFD-based computational aeroelastic analysis method is used to investigate the complex flutter phenomena. The results for vibration and aeroelastic analyses in the frequency and time domains are presented. It is importantly shown that the modal coupling of the torsional mode of vertical-wing and the asymmetric bending mode of horizontal-wing parts can give sensitive effects for the flutter stability of T-tail configurations.

주요기술용어(주제어) : T-tail(T-형 꼬리날개), Aeroelasticity(공탄성), Flutter(플러터), Flow-Induced Vibration(유체 유발진동), CSD(전산구조동역학), CFD(전산유체역학), FEM(유한요소법)

1. 머리말

현재까지도 다양한 항공기들에서 T-형 꼬리날개가 채택 및 설계되어 운용되고 있다. 특히, 엔진의 장착 위치나 운용 개념상의 장점으로 인해 소형 항공기 및 글라이더, 비즈니스급 항공기, 중형 여객기, 대형 수송기 등에서 T-형 꼬리날개가 널리 활용되고 있다. T-형 꼬리날개를 채택한 항공기 기종을 예로 들어보면, DC-9, MD-88, Boeing 727, Vickers VC-10, Hawker-Siddeley Trident, BAC 1-11, Lockheed C-5, C-141, Dash 8-300, 브라질 Embraer사의 Legacy,

캐나다 Bombardier사의 Learjet과 Challenger 시리즈 및 스위스 필라투스사의 PC-12 등이 있다(그림 1 참고). 한국의 경우도 90년대에 개발 중이던 중형항공기(K-100)와 최근에 설계 개발 중인 스마트 무인기 등이 T-형 꼬리날개 형상을 취하고 있다.

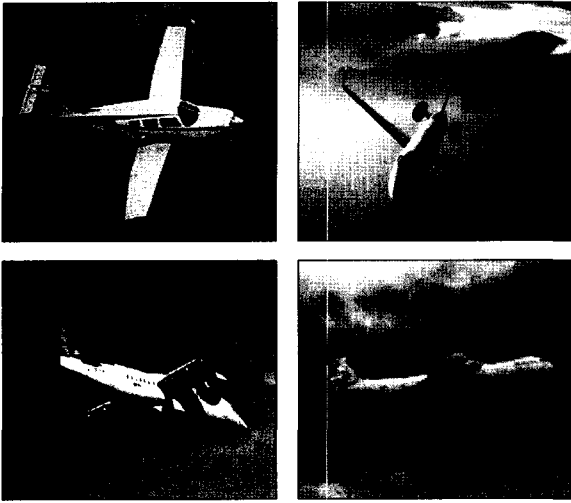
본 논문에서는 여러 항공기에서 활용되는 T-형 꼬리날개의 진동 및 공탄성 특성을 연구하고자 한다. T-형 꼬리날개는 수직꼬리 날개와 수평꼬리 날개가 접합된 형태로 수직 및 수평 날개의 공력 및 구조설계 특성에 따라 비행 중에 다양한 진동특성을 나타낼 수 있다. 특히, 형상설계만 고려하는 경우는 기능상에 다양한 장점이 부각될 수 있으나, 구조/진동적인 측면에서는 기존의 형상에 비해 상당히 취약한 특성을 보일 수 있다. 관련 연구의 중요성에도 불구하고 아직까지 국내의 경우 실용적인 특성파악에 대한 연구 사례가 거의 없으며, 최근에는 스마트 무인기 개

† 2004년 8월 4일 접수~2004년 9월 20일 심사완료

* 국립경상대학교(Gyeongsang National University)

기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소

주저자 이메일 : dhk@gsnu.ac.kr



[그림 1] Sample aircrafts with T-tail configuration.

발과 관련된 진동안정성 측면에서 연구의 필요성이 대두되고 있다. 본 논문에서는 전형적인 T-형 꼬리 날개 형상에 대해 수직 및 수평 날개의 강성에 따른 기본 진동특성을 고찰하였다. 또한 구조의 움직임에 따른 비정상 공력 영향을 파악하고, 이와 연관된 동적공탄성 응답특성을 고찰하였다. 본 연구를 위해 MSC/NASTRAN과 전산유체역학(CFD)/유한요소법(FEM)/전산구조동역학(CSD) 기법을 동시에 연계하여 자체 개발한 공탄성 해석시스템을 활용하였다.

2. 병렬 공탄성 해석기법

T-형 꼬리날개와 같이 수평 및 수직변형이 동시에 고려되는 경우 일반적인 운동을 모사하기 위해서는 x, y, z 방향의 변위를 모두 포함하여야 한다. 수치 효율성을 위해 모달좌표계(modal coordinate)를 도입하면 각 방향의 변위를 시간과 공간변수의 분리형으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \{u(x,y,z,t)\} &= [\Phi_x(x,y,z)]\{q(t)\} \\ \{v(x,y,z,t)\} &= [\Phi_y(x,y,z)]\{q(t)\} \\ \{w(x,y,z,t)\} &= [\Phi_z(x,y,z)]\{q(t)\} \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, $\{u\}$, $\{v\}$, $\{w\}$ 는 구조진동 변위를 나타내며,

$[\Phi_x]$, $[\Phi_y]$, $[\Phi_z]$ 는 각각 x, y, z 방향으로의 고유진동 모달행렬(modal matrix)을 의미한다.

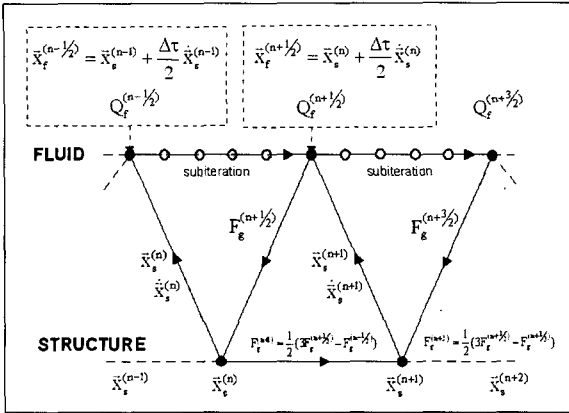
Hamilton의 원리를 이용하여 3차원 탄성 날개에 대한 동적 공탄성 방정식(운동방정식)을 유도하면, 구조적 감쇠(damping)를 고려한 n -자유도계 시스템의 운동방정식은 일반화된 좌표계(generalized coordinate)에 대하여 다음과 같이 행렬형태로 유도할 수 있다.

$$[M_g]\{\ddot{q}(t)\} + [C_g]\{\dot{q}(t)\} + [K_g]\{q(t)\} = \{Q(t,q,\dot{q})\} \quad (2)$$

여기서, $\{q(t)\}^T = [q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \dots, q(t)_n]$ 은 일반화된 변위벡터(generalized displacement vector), $[M_g]$ 는 일반화된 질량행렬, $[C_g]$ 는 일반화된 감쇠행렬, $[K_g]$ 는 일반화된 강성행렬을 의미하며, $\{Q\}$ 는 시간영역에서의 일반화된 공기력(Generalized Aerodynamic Force, GAF) 벡터를 나타낸다. 시간영역에서 동적공탄성 해석을 위해서는 천이진동에 따른 구조 변위와 속도를 피드백(feedback)하여 각 시간 스텝에서 일반공기력을 신규로 정확하게 계산해야 하는 어려움이 따른다. t 는 물리영역에서의 실제 시간을 의미한다. 일반공기력 벡터 $\{Q\}$ 를 구하기 위해서는 다음과 같이 공력형상에 대한 면적적분이 요구된다.

$$Q_i(t, q, \dot{q}) = \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 c_r^2 \int_s -c_p(x, y, z, t) (n_x h(x, y, z)_{x,i} + n_y h(x, y, z)_{y,i} + n_z h(x, y, z)_{z,i}) \frac{dS}{c_r^2} \quad (3)$$

위 식에서 첨자 'i'는 영향(influence) 모드, h 는 고유 모드 벡터, dS 는 물체면 미소면적, c_r 는 참고길이(reference length), ρ_∞ 는 자유흐름 밀도, U_∞ 는 자유흐름 속도를 의미한다. 또한 C_p 는 날개 표면에서의 비정상 압력계수를 의미한다. 본 연구에서는 압축성 효과를 고려한 비정상 압력계수의 정확한 계산을 위해 전산유체해석 기법이 적용되었다. 비정상 유동에 의한 천이하중인 식 (3)의 적분을 위해서 서로 다른 격자 체계의 구조 및 유체해석 기법 사이의 수치 보간 기법이 요구된다. 또한 유체와 구조 시스템의 보다 정확한 시간적분 연계를 위해 그림 2와 같

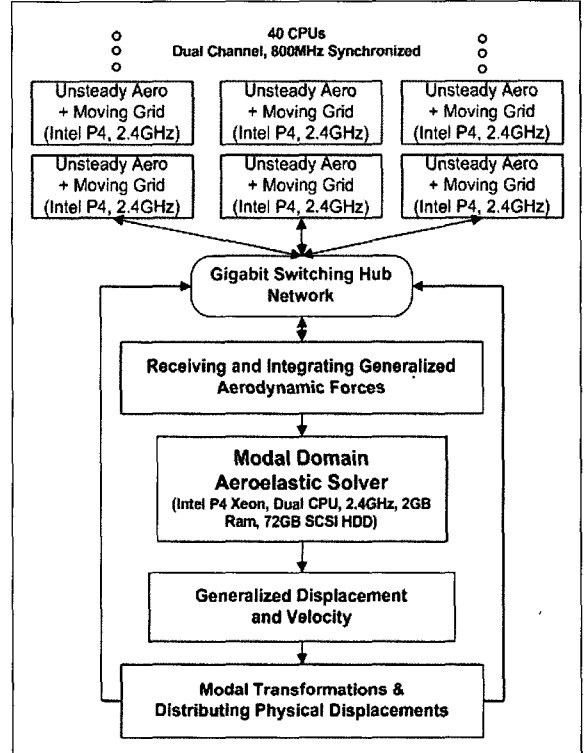


[그림 2] Fluid-structure coupling process using the 2nd-order time-accurate staggered method.

이 2차의 staggered 알고리즘을 변형하여 도입하였다. Staggered 유체-구조 연계 알고리즘에 대한 자세한 설명은 Ref. 1에 나타나 있다.

비행체 구조물의 비행 중 진동현상은 외부 유체유동에 의해 발생하게 되며, 일반적인 강제진동 문제가 아니라 유체와 구조가 상호 연계되어 발생하는 보다 복잡한 진동현상에 해당한다. 따라서, 공탄성 또는 플러터 문제를 시간영역(time-domain)에서 정밀하게 해석하는 경우 유동해석과 구조진동해석 모두가 반복적으로 수행되어야 하며, 일반적으로 CFD를 활용한 유동해석에 많은 계산시간이 소요되게 된다.

그림 3에는 본 연구에서 적용한 효율적인 병렬 공탄성해석 체계와 병렬컴퓨터의 하드웨어 스펙을 도시하였다. 그림의 상부 부분은 병렬처리를 활용한 효율적인 유동해석을 위해 영역을 여러 개로 나누어 동시에 계산을 수행하는 개념도를 보여주고 있다. 공력해석을 통해 계산된 외부 하중은 메인컴퓨터로 모아져서 적분되게 되고 구조진동 해석을 위한 외력으로 적용되게 된다. 외력에 의한 구조변위가 구해지면 이는 다시 각각의 해석 영역으로 분산되게 되며, 다음 단계에서의 변형된 형상에 대한 유동해석을 위해 사용되게 된다. 이러한 일련의 과정들이 모두 자동적으로 수행될 수 있도록 국내에서 독자적인 기술로 모든 컴퓨터 해석 프로그램들이 개발 및 검증되었다. 병렬처리의 효율을 증가시키기 위해서는 서버노드들의 하드웨어가 동일하게 구축되었으며, 1GBps기반의



[그림 3] Basic road map of the message passing concept for the present parallel coupled time-marching method(Also, some hardware spec. for the present Beowulf Linux clustered machine).

switching hub을 활용한 고속 LAN망으로 각각의 컴퓨터들이 연결되었다.

진술한 시간영역에서의 공탄성 해석기법 외에 플러터 속도를 찾는데 매우 효과적인 주파수영역(frequency domain)에서의 해석기법이 있다. 시간영역에서의 해석기법에 비해 정확도는 다소 떨어지지만, 초기 플러터 속도와 불안정성에 관련된 고유진동 모드를 찾아내는데 효과적인 방법으로 설계 초기 단계에서 많이 활용하고 있다. 날개가 단순 조화진동을 한다고 가정하고 구조적 감쇠를 무시하는 경우, 시간영역에서의 운동방정식은 주파수영역으로 변환될 수 있다. 주파수 영역의 플러터 해석기법으로는 대표적으로 V-g(KE)방법과 P-k방법이 있는데, P-k방법을 적용하여 주파수 영역에서의 플러터 방정식을 유도하

면 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\left[[M_g]p^2 + ([C_g] - \frac{1}{2}\rho b U_\infty [A_i(M_a, k_b)]/k_b)p + ([K_g] - \frac{1}{2}\rho b U_\infty [A_r(M_a, k_b)]) \right] \{\bar{q}\} = \{0\} \quad (4)$$

여기서,

$$p = \omega(\gamma \pm i), \quad k_b = \frac{\omega b}{U_\infty} = b/Ul m(p),$$

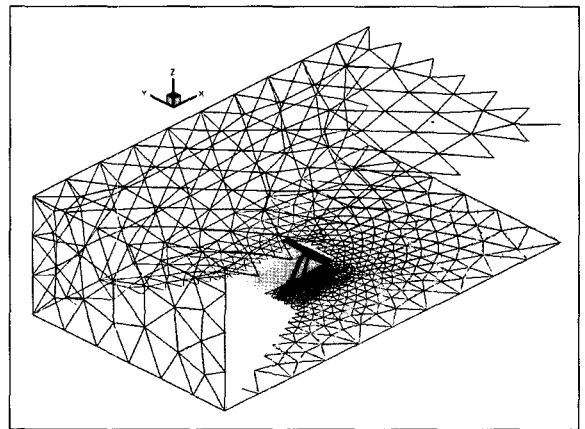
$$g = 2\gamma = \frac{4b}{(\ln 2)U} Re(p)$$

위 식에서 k_b 는 환산진동수(reduced frequency)를, b 는 날개 뿌리 시위(chord) 길이의 1/2을, γ 는 천이 감쇠율 계수($g=2\gamma$)를 의미한다. 식 (4)의 해는 우선 속도 U 를 가정하여 고유치 문제를 반복적으로 풀어 서, 만족하는 환산진동수를 구하게 된다. k_b 가 구해지면 감쇠값 g 가 구해지게 된다. 각각의 속도와 고유 모드에 대해 $V-g$ 선도를 그린 후 감쇠 값(g)이 0이 되는 지점(음에서 양으로 변하는 지점)을 찾으면 플러터 해를 구할 수 있다. 이의 계산을 위해서는 가정된 k_b 에 대하여 일반화된 공기력 영향계수 행렬 (Generalized Aerodynamic Influence Coefficient, GAIC) $[A]$ 가 구해져야 한다. 본 연구에서는 주파수 영역에서의 선형 GAIC 행렬을 구하기 위해 MSC/ NASTRAN의 DLM(Doublet Lattice Method)를 적용하였다. CFD/FEM/CSD를 통합 연계한 정밀공탄 성 해석기법에 대한 방대한 내용을 모두 언급하는 것은 지면관계상 불가능하므로, 이론적 핵심 내용만을 일부 기술하였다. Refs. 2~7에는 본 연구에 적용된 수치해석 기법에 대한 자세한 내용이 나타나 있다.

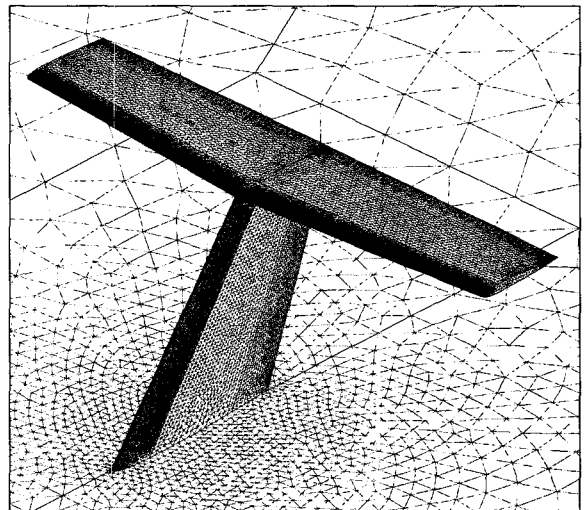
3. 해석결과 및 검토

본 연구에서는 전형적인 T-형 꼬리날개 형상을 고려하였다. 천이공탄성 응답해석을 수행하기 위해서는 정확한 비정상 공력해석이 필요하다. 본 연구에서는 이동격자(moving grid)기법을 구현한 Euler 코드를

연계 적용하였다. 그림 4는 유동해석을 위한 비정렬 격자계를 나타내고 있으며, 총 볼륨의 수는 667,691 개, 날개 표면에서의 노드 수는 46,979개 이다. 그림 4a에서 보는 바와 같이 공간에 대한 효율적인 격자 수 조절을 위해 표면격자 생성 후 한 번에 공간 비정렬 격자를 생성하지 않고, 여러 개의 부 영역으로 나누어 조절된 공간격자가 생성되도록 하였다. 그림 5는 마하 0.5에서 정상 압력분포를 보여주고 있다. 그림에 나타나지는 않았지만 상부 수평날개의 아래 부

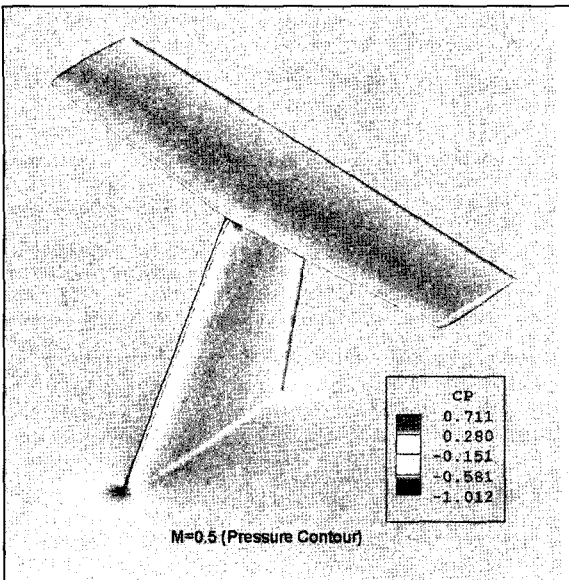


(a) Full view

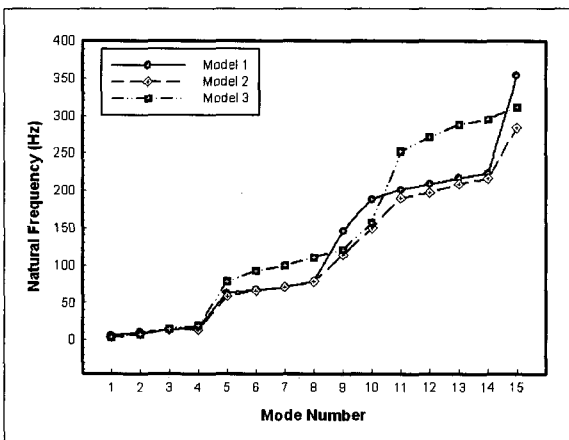


(b) Closed view

[그림 4] Unsteady aerodynamic grid for unsteady CFD computations.



[그림 5] Steady pressure distribution of a T-tail.



[그림 6] Comparison of natural frequencies for T-tail models.

분과 수직꼬리날개의 상부 부분은 상호공력 간섭효과가 심하게 발생하게 된다.

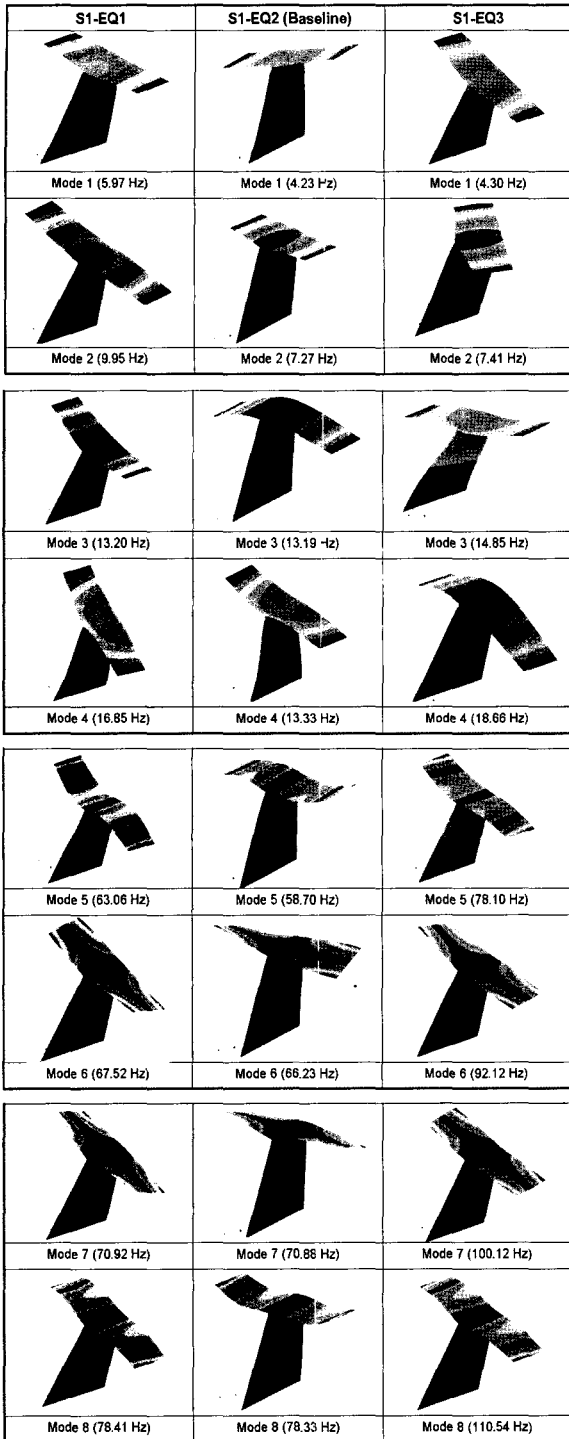
그림 6은 구조 강성이 서로 다른 3가지 T-형 꼬리날개 모델에 대해 고유진동수를 비교한 것이다. Model 2를 기준(baseline)으로 하여 Model 1은 수직날개의 강성이 2배 큰 것이고, Model 3은 수평날개의 강성이 2배 큰 경우이다. 1번째에서 4번째까지의 저차 고유진동수는 거의 비슷한 값을 보이나 5번째부

터는 수평 날개부분의 강성차이로 인해 Model 3에서 차이를 보이고 있다. 9번째부터는 수직날개의 고유모드와 연관되기 때문에 Model 1이 고유진동수 차이를 보이고 있다.

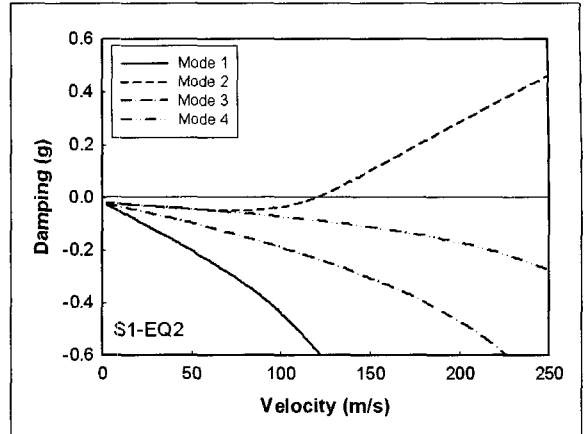
각 모델에 대한 기본적인 고유모드 형상들을 비교하기 위해 저차 8번째까지의 고유모드들을 그림 7에 나타내었다. Model 2(S1-EQ2)를 기준으로 고유진동 모드 형상에 대해 설명하면 다음과 같다. 1차는 수직날개의 굽힘 모드를, 2차는 수직날개의 비틀림 모드에 수평날개의 굽힘 변형 혼합, 3차는 수평날개의 굽힘 모드를, 4차는 수평 및 수직날개의 혼합 굽힘 변형 모드를 보여주고 있는데, 수평날개 부분에 비틀림이 일부 가미된 비대칭 모드양상을 보이고 있다. Model 1(S1-EQ1)과 Model 3(S1-EQ3)이 고유진동수와 모드 형상이 달라지는 이유는 전술한 바와 같이 수직 및 수평날개 부분의 강성차이 때문이다. 일반적인 날개와 비교해 볼 때 상당히 특이한 고유진동 특성을 보여주고 있음을 알 수 있다. 후반부에서 설명을 하겠지만, 2번째 모드의 경우 비행 중 유발될 수 있는 불안정한 플러터 현상과 매우 밀접한 관련이 있다.

그림 8은 Model 2에 대한 주파수영역 플러터 해석 결과인 V-g선도를 보여주고 있으며, 약 120m/s 부근에서 2번째 고유모드가 플러터 불안정성을 보여주고 있다. 그림 7의 고유모드 현상과 연동하여 보면 이는 수직날개에 비틀림이 발생하면서 수평날개 부분이 비대칭 굽힘 모드로 변형하여 진동하게 되는 불안정한 공탄성 진동현상에 해당한다. 그림 9는 모달접근법으로 공탄성 해석을 수행할 때, 고려한 고유모드의 수에 따른 공탄성 해의 수렴성을 보여주는 것이다. 본 연구에서 고려한 T-형 꼬리날개 모델의 경우 적어도 6개 이상의 고유모드를 활용하여야 수렴된 해를 얻을 수 있음을 알 수 있다. 플러터 진동수는 약 6.7Hz로 첫 번째 고유모드와 두 번째 고유모드 사이에서 두 번째 고유진동수(7.27Hz)에 보다 가깝게 위치하고 있다.

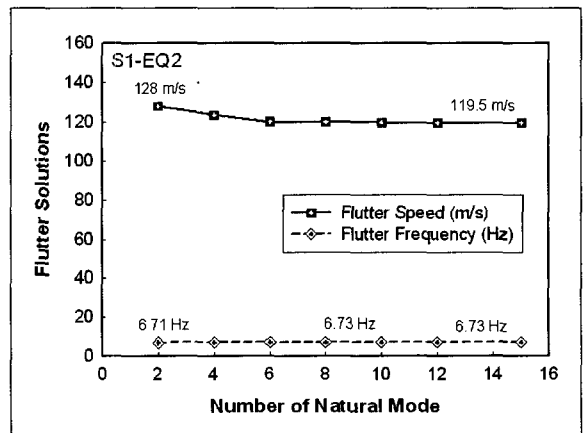
그림 10은 Model 2에 대한 시간영역 천이공탄성 응답해석을 통해 구해진 각 고유모드에 대한 모달변위 응답을 보여주고 있다. 본 해석에서는 10개의 고유모드를 사용하였으나 그림에는 편의상 저차 5개의



[그림 7] Comparison of natural vibration mode shapes.



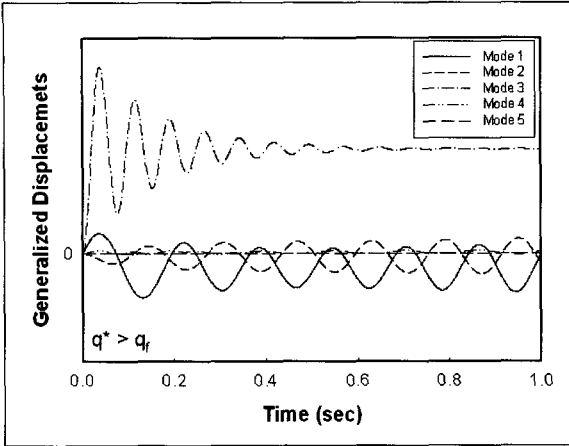
[그림 8] Selected V-g plot to determine flutter speed.



[그림 9] Selected V-g plot to determine flutter speed.

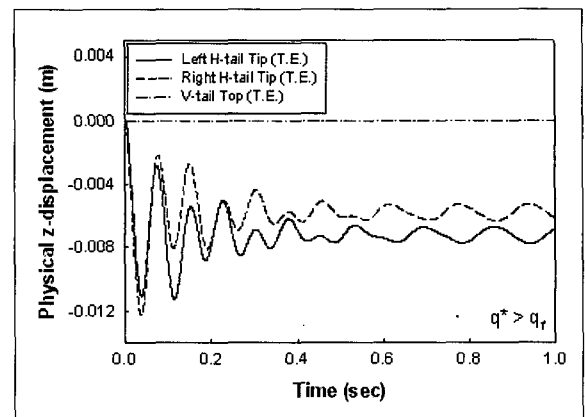
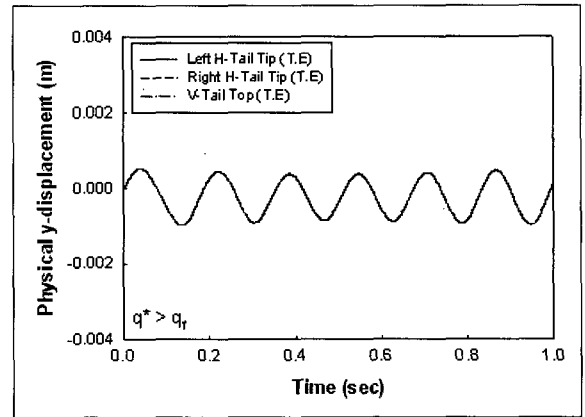
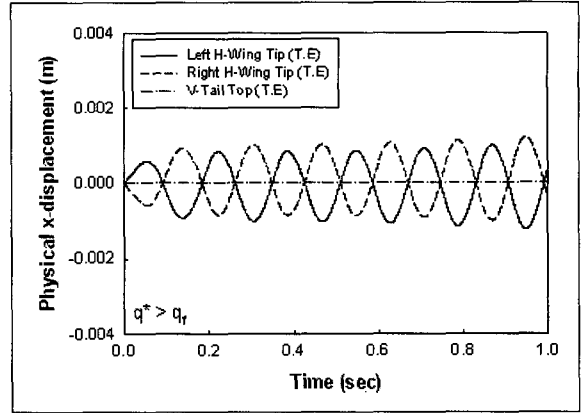
고유모드 응답을 도시하였다. 자유흐름의 마하수는 0.5이며, 동압조건은 주파수 영역에서 구한 플러터 속도 보다 약간 큰 조건에 해당한다. 그림을 보면 첫 번째와 두 번째 모달 응답이 발산하는 경향을 보임을 알 수 있으며, 이는 이들 고유 모드들이 비행 중 공탄성 불안정성에 지배적인 영향을 미치고 있음을 의미하는 것이다.

그림 11은 수직꼬리 날개의 상부 끝단과 수평날개의 좌/우 끝단에서의 x, y, z방향으로의 물리적인 공탄성 진동응답을 보여주고 있다. 개발된 시간영역 공탄성 해석 프로그램은 사용자가 자유롭게 원하는 구



[그림 10] Aeroelastic modal responses at M=0.5.

조지점에서의 진동응답을 지정하여 모니터링 할 수 있도록 설계되었으며, 실제 비행 중 유발되는 공탄성 진동현상을 가상 동영상으로 구현하기 위한 수치 데이터를 출력할 수도 있다. 물리적인 응답은 그림 10에서 구해진 모달응답을 식 (1)에 대입하여 구할 수 있다. 이 그림에서 우리는 상당히 흥미 있는 진동현상을 물리적으로 파악할 수 있는데, 우선 x-방향의 진동변위가 수직날개의 비틀림에 의한 수평날개의 요(yaw)운동 특성으로 인해 좌/우에서 서로 반대방향으로 나타나고 있음을 관찰할 수 있다. 그리고 y-방향 변위는 수직날개의 움직임에 지배되므로 수평날개는 종속적 운동특성으로 인해 세부분 모두 거의 동일한 진동응답을 보여주고 있다. z-방향 응답의 경우 수직날개의 경우 거의 무시할 수준이나 수평날개의 경우 자체에 유발되는 비대칭 굽힘 진동으로 인해 공탄성 진동의 패턴은 비슷하나 전체 변위 수준은 차이는 경향성을 보여주고 있다. Model 1과 Model3 또한 유사한 공탄성 특성을 보이나, 강성적인 특성상 플러터 속도는 차이를 보이게 된다. 지면관계상 본 논문에서 모든 내용을 제시하지는 못했지만, 수직날개의 강성이 상대적으로 낮은 Model 3의 경우가 플러터 속도가 약 25%정도 낮은 결과를 보였으며, Model 1의 경우는 약 10%정도 높은 플러터 속도를 보였다.



[그림 11] Physical aeroelastic response at a flutter condition(M=0.5).

4. 결론

본 연구에서는 전형적인 T-형 날개에 대한 진동 및 공탄성 해석을 수행하였다. T-형 날개의 경우 수직날개 끝단에 수평날개가 부착되는 특성으로 인해 각 날개의 기본 진동특성이 복합적으로 나타나는 경향을 보였다. 수직 및 수평날개의 강성비율이 유사한 경우 수평날개 부분이 저차 고유모드에 먼저 영향을 미치게 됨을 알 수 있었다. 공탄성 불안정성 관점에서 T-형 꼬리날개의 전형적인 불안정 플러터 유형을 파악할 수 있었다. 이는 수직날개의 비틀림 변형과 수평날개의 비대칭 굽힘 변형이 혼합된 특이한 공탄성 불안정 진동현상으로 나타나게 됨을 알 수 있었다. 따라서 T-형 꼬리날개의 경우는 기존의 꼬리날개와 비교하여 공탄성 안정성 관점에서 상당히 취약할 수 있으며, 구조설계에 추가적인 주의가 요구되어야 할 것이다.

후 기

본 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발), 경상대학교 항공기부품기술연구소 및 BK21 연구지원사업의 일환으로 수행되었다.

참 고 문 헌

[1] Farhat, C., Pierson, K., and Degand, C. "CFD

Based Simulation of the Unsteady Aeroelastic Responses of a Maneuvering Vehicle", AIAA Paper 2000-0899.

- [2] 김동현, 이 인, "비행체 날개의 천음속 플러터 해석", 국방과학연구소, 제6차 유도무기 기체/발사대 분야 학술대회 논문집, 1996년 9월, pp.337~346.
- [3] 김동현, 이 인, "미소교란 방정식을 이용한 3차원 항공기 날개의 천음속 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제26권, 제7호, 1998, pp.85~95.
- [4] Kim, D. H. and Lee, I., "Transonic and Low-Supersonic Aeroelastic Analysis of a Two-Degree-of-Freedom Airfoil with a Freeplay Non-Linearity", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 234, No. 5, 2000, pp.859~880.
- [5] Kim, D. H. and Lee, I., "CFD-Based Matched-point Linear and Nonlinear Flutter Analysis of Sweptback Wings in Transonic and Supersonic Flows," *Computational Fluid Dynamics Journal*, Vol. 11, No. 1, April 2002, pp.35~49.
- [6] Kim, D. H., Park, Y. M., Lee, I. and Kwon, O. J., "Nonlinear Aeroelastic Computation of Wings with Pylon/Finned-Store Using Parallel Unstructured Euler Solver," AIAA Paper 2002-1289 (Will be published in AIAA Journal).
- [7] Kim, D. H. and Lee, I., "Nonlinear Aeroelastic Instability of an Supersonic Missile Wing with Pitch Axis Freeplay", *KSAS International Journal*, Vol. 4, No. 1, May 2003, pp.53~62.