

論文

병렬화된 오일러 코드를 이용한 3차원 날개의 천음속 플러터 해석

권혁준*, 박수형*, 김경석*, 김종윤*, 이 인*, 권장혁*

Transonic Wing Flutter Analysis Using a Parallel Euler Solver

Hyuk-Jun Kwon*, Soo-Hyung Park*, Kyung-Seok Kim*,
Jong-Yun Kim*, In Lee* and Jang-Hyuk Kwon*

ABSTRACT

In this paper, a three-dimensional Euler aeroelastic analysis program is developed with a second-order staggered algorithm to reduce the lagging errors between the fluid and structural solvers. In the unsteady aerodynamic analysis, a dual-time stepping method based on the diagonalized-ADI algorithm is adopted to improve the time accuracy and a parallelized multi-grid method is used to save the computing time. The aeroelastic analyses of AGARD 445.6 wing model have been performed to verify the Euler aeroelastic analysis code. The analysis results are compared with the experimental data and other computational results. The results show comparatively good correlation when they are compared with other references.

초 록

본 연구에서는 3차원 시간 정확도를 가진 오일러 공탄성 해석 기법을 개발하였다. 유체-구조를 연계 시 발생할 수 있는 지연(lagging) 오차를 감소시키기 위해서 2차의 staggered 알고리즘을 적용하였다. 비정상 공력 해석과정에서 시간 정확도와 계산 시간을 줄이기 위해 사용된 병렬화된 다중격자기법(parallelized multi-grid method)과 DADI 기법을 기반으로 된 이중시간전진기법(dual-time stepping method)을 사용하였다. 오일러 공탄성 코드의 검증을 위해서 AGARD 445.6 날개 모델의 공탄성 해석을 수행하였다. 해석 결과는 실험값 및 다른 참고문헌의 해석 결과와 비교하였으며, 본 연구의 해석 결과가 다른 참고 문헌의 해석 결과들과 비교하여 상대적으로 실험값에 근접하였다.

Key Words : Transonic Flutter(천음속 플러터), Aeroelastic Analysis(공탄성 해석), Euler (오일러), AGARD 445.6

1. 서 론

일반적으로 공력탄성학(aeroelasticity)은 구조물의 탄성력과 공기력과의 상호작용을 연구하는 학문으로, 물리적인 특성에 따라 플러터(flutter),

다이버전스(divergence), 버펫팅(buffeting), 제한 주기운동(limit cycle oscillation) 등이 있다. 이러한 현상 중에서도 특히 플러터는 수 초 안에 구조물 전체의 심각한 손상이나 파괴를 초래할 수 있으므로 현대의 항공기 설계에 있어서 플러터의 발생 유무를 사전에 예측하는 것은 매우 중요하다.

전투기와 같은 고성능 항공기의 플러터 안정성을 예측하는데 중요한 걸림돌 중 하나는 해당 항공기가 외부 장착물 조합 등과 같은 비행 조건

* 2005년 7월 18일 접수 ~ 2005년 8월 29일 심사완료

* 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학과
연락처, E-mail : inlee@asdl.kaist.ac.kr
대전시 유성구 구성동 373-1

의 변화에 따라 각기 다른 플러터 특성을 보이게 되는데, 그 종류가 수 백 가지에 이른다라는 점이다. 이들 조건들에 대해서 실험적 방법을 통해 플러터 안정성을 규명하는 것은 소요 비용과 시간 등으로 인해 매우 제한적으로 이루어질 수밖에 없다. 따라서 이와 같은 문제점을 보완하기 위해서는 신뢰할 만한 플러터 해석 프로그램과 해석 노하우의 구축이 매우 중요하게 된다.

플러터 안정성 해석에는 다양한 기법들이 있으나, 특히 DLM(Doublet Lattice Method)이나 DPM(Doublet Point Method)과 같은 패널(panel) 기법들은 적용의 용이함과 빠른 해석 능력으로 보잉이나 록히드마틴과 같은 대형 항공기 제작사에서 가장 보편적으로 사용되고 있다. 그러나 이들 패널 기법들은 충격파와 같은 공기역학적인 비선형성을 고려할 수 없는 한계가 있기 때문에 천음속 영역에서 플러터 안정성이 급격히 떨어지는 현상을 예측할 수 없다. 따라서 이 영역에서의 플러터 안정성을 예측하기 위해 CFD 기법을 적용한 플러터 해석에 관한 많은 연구가 이루어졌다[1-6].

본 연구에서는 플러터 안정성 해석을 위해 매우 정확한 공기력 해석 기법 중의 하나인 오일러(Euler) 방정식을 이용하여 공탄성 해석 프로그램을 개발하였다. 이 프로그램에서는 유체와 구조 연계 해석 시, 지연(lagging) 오차를 줄이기 위해서 2차의 staggered 알고리즘을 사용하였다. 비정상 공력해석에 있어서 시간 정확도를 개선하기 위하여 DADI(Diagonalized Alternating Directional Implicit) 알고리즘을 기반으로 이중 시간전진기법(dual-time stepping method)을 적용하였다. 또한 오일러 코드의 방대한 계산 시간을 해결하기 위하여 다중격자기법(multi-grid method)과 병렬처리(parallel processing)를 적용하였다. 개발된 공탄성 프로그램을 검증하기 위해 NASA Langley 연구소의 천음속 풍동(Transonic Dynamics Tunnel)에서 시험한 AGARD 445.6 날개의 실험값과 비교하였다.

II. 이론적인 배경

2.1 공기력 지배 방정식

본 연구에서 사용된 3차원 압축성 오일러 방정식은 검사체적 $V(t)$ 에서 적분형으로 아래와 같이 쓸 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \int_{V(t)} qdV + \int_{\partial V(t)} FdS = 0 \quad (1)$$

보존형 유동변수 벡터(conservative flow variable vector) q 와 비점성 유속 벡터 F 는 다음과 같다.

$$q = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]^T \quad (2)$$

$$F = \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + n_x p \\ \rho v U + n_y p \\ \rho w U + n_z p \\ (\rho e + p) U + p U_g \end{bmatrix} \quad (3)$$

여기서 U 는 각 방향의 검사면(control surface)에서의 상대 속도를 의미하며 아래와 같다.

$$U = n_x u + n_y v + n_z w - U_g \quad (4)$$

이때 u, v, w 는 각각 x, y, z 방향의 속도 성분을 나타내며, U_g 는 움직이는 격자의 속도를 의미한다.

식 (1)은 격자 중심 유한 체적법(cell-centered finite volume method)으로 분리하고, 계산 영역에서 적분할 수 있다. 각 격자에서 잔류치(residual)를 계산하기 위해 Roe기법을 사용하고, 해의 정확도를 개선하기 위해서 minmod 제한자를 적용한 2차 풍상 TVD(upwind Total Variational Diminishing) 기법을 사용하였다.

2.2 다중격자 DADI 기법

시간 정확도를 개선하기 위해서 DADI 기법이 적용된 이중시간 전진기법을 사용하였다[7]. 이 방법에서는 큰 시간간격에 대한 시간정확도를 유지할 수 있고, 선형화 오차 또한 제거된다. 시간 미분을 이차 후방 차분화로 이산화하여 근사화한 지배방정식은 아래와 같이 비정상 잔류치 형태로 표현할 수 있다.

$$R_{ijk}^U = \frac{2q_{ijk}^{n+1} - 4q_{ijk}^n + q_{ijk}^{n-1}}{2J\Delta t^*} + R_{ijk}^{n+1} = 0 \quad (5)$$

여기서 R 은 유동의 잔류치 벡터를, J 는 Jacobian을 각각 의미한다. 식 (5)는 가상 시간(pseudo time) τ 에 대한 변화량을 도입하여 정상상태 문제로 간주될 수 있다.

$$\frac{dQ_{ijk}^{n+1}}{Jd\tau} + R_{ijk}^U = 0 \quad (6)$$

$R_{ijk}^U = 0$ 을 만족하는 식 (6)의 정상상태 해는 비정상 상태의 해이다.

가상 시간문제는 수렴가속기법과 정상상태 문제를 해결하기 위해서 제시된 시간전진 기법을 사용하여 해결할 수 있다. 본 연구에서 DADI 기

법은 정상상태 해를 구하는데 사용된다. 내제적인 가상 시간전진기법은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\left[\left(\frac{1}{J\Delta t^*} + \frac{3}{2J\Delta t^*} \right) I + \frac{\partial R}{\partial q} \right] \Delta q = -R_{ijk}^U(q^m) \quad (7)$$

또한 식 (7)은 ADI 기법을 사용하기 위하여 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$(D+A_\xi)D^{-1}(D+A_\eta)D^{-1}(D+A_\zeta)\Delta q = -R^U \quad (8)$$

여기서

$$D = \left(\frac{1}{J\Delta \tau} + \frac{3}{2J\Delta t^*} \right) I \quad (9)$$

식 (8)에서 $A_i = (\partial R / \partial q)$ 은 각 방향의 공간 차분에 따른 잔류치의 Jacobian 행렬이다. 식 (8)을 상사변환(similarity transform)을 이용하여 다음과 같은 DADI 형태로 표현 할 수 있다.

$$\left[T_\xi \{D+A_\xi\} T_\xi^{-1} D^{-1} \times T_\eta \{D+A_\eta\} T_\eta^{-1} D^{-1} \times T_\zeta \{D+A_\zeta\} T_\zeta^{-1} D^{-1} \right] \Delta q = -R^U \quad (10)$$

여기서 T 는 고유벡터 행렬을 나타낸다. 효과적인 다중격자 기법의 사용은 초기해의 계산 시간뿐 아니라 가상시간 반복 횟수를 줄일 수 있다.

2.3 경계조건

경계조건은 수치해석 시 수렴성과 정확도에 중요한 영향을 미치게 되는데, 본 연구에서는 수렴성과 안정성의 증진을 위해 원방경계에 대해 Riemann 불변치(invariant)를 이용한 경계조건을 사용하였다. 초음속 유동에서는 유입 유동은 자유흐름 값으로 고정시켰으며, 유출 유동은 내부의 값을 외삽하여 결정하였다. 벽면에서 밀도와 에너지 항은 내부 값에서 외삽하고, 속도는 벽면에 평행한 것으로 가정되었다. 다중격자의 성근 격자에도 동일한 경계조건이 적용된다.

2.4 유체-구조 연계기법

공탄성 운동방정식은 탄성체에 대한 Hamilton의 원리에 의하여 다음과 같은 행렬 형태로 쓸 수 있다.

$$[M_g] \{\ddot{q}(t)\} + [C_g] \{\dot{q}(t)\} + [K_g] \{q(t)\} = \{Q(t)\} \quad (11)$$

여기서 $\{q(t)\}^T = [q(t)_1, q(t)_2, \dots, q(t)_n]$ 는 일반화된 변위벡터이고, $[M_g]$, $[C_g]$, $[K_g]$ 는 각각 일반화된 질량행렬, 일반화된 감쇠 행렬, 일반화된 강성행렬을 의미한다. 또한 $\{Q(t)\}$ 는 일반화된 공기력

벡터를 나타내며 아래와 같이 정의된다.

$$Q_i(t) = \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 \int_{S^*} h_i(x^*, y^*) \Delta C_p(x^*, y^*, t) dS^* \quad (12)$$

여기서 첨자 ' i '는 가진모드(influence mode)이고 S^* 는 무차원 평면 면적이다. $\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c^2$ 는 적분이 무차원이기 때문에 외력항을 차원화하기 위해서 곱해진다. 식 (11)과 식 (12)에서 ' t '는 물리적인 시간이므로 CFD코드에서 무차원화된 시간을 구조방정식의 물리적인 시간으로 변환하는데 주의가 필요하다.

식 (11)에 주어진 상미분 방정식은 효율적인 수치 계산을 위해서 상태벡터(state vector)의 형태로 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\{\dot{x}(t)\} = [A]\{x(t)\} + [B]\{u(t)\} \quad (13)$$

여기서

$$[A] = \begin{bmatrix} 0 & [I] \\ -[M_g]^{-1}[K_g] & -[M_g]^{-1}[C_g] \end{bmatrix}, \quad [B] = \begin{bmatrix} 0 \\ [M_g]^{-1} \end{bmatrix}$$

$$\{x(t)\} = \begin{Bmatrix} \{q(t)\} \\ \{\dot{q}(t)\} \end{Bmatrix}, \quad \{u(t)\} = \begin{Bmatrix} \{0\} \\ \{Q(t)\} \end{Bmatrix}$$

일반적으로 상미분 방정식은 주어진 경계조건의 형태에 따라 초기치(initial value)문제와 두점 경계치(two-point boundary value)문제로 구분된다[8]. 시간 영역에서의 공탄성 문제는 초기에 설정된 조건에서 공탄성 특성을 결정하는 것이므로 초기치 문제에 속한다.

상미분 방정식을 푸는 방법으로는 문제의 특성에 따라 다양한 방법들이 존재하고 있으며, 본 연구에서는 그 중에서 Runge-Kutta 기법을 적용하였다. Runge-Kutta 기법을 적용하기 위해서는 식 (13)의 우변항을 시간 t_n 에서 x_n 의 함수로 기술하여야 한다.

$$f(x_n, t_n) = [A]\{x(t_n)\} + [B]\{u(t_n)\} \quad (14)$$

다음 시간 단계에서 x_{n+1} 은 아래와 같이 쓸 수 있다.

$$\{x_{n+1}\} = \{x_n\} + \Delta t f(x_n, t_n) + O(\Delta t^2) \quad (15)$$

이 식에서 해는 시간 간격 Δt 의 초기에서 미분값만을 사용하고, 1차의 정확도를 가진다. 실제적인 적용에 있어서는 다음과 같이 보다 정확한 4차 Runge-Kutta 방법을 사용하게 된다.

$$\{x_{n+1}\} = \{x_n\} + \frac{k_1}{6} + \frac{k_2}{3} + \frac{k_3}{3} + \frac{k_4}{6} + O(\Delta t^5) \quad (16)$$

여기서

$$k_1 = \Delta t f(x_n, t_n)$$

$$k_2 = \Delta t f(x_n + \frac{k_1}{2}, t_n + \frac{\Delta t}{2})$$

$$k_3 = \Delta t f(x_n + \frac{k_2}{2}, t_n + \frac{\Delta t}{2})$$

$$k_4 = \Delta t f(x_n + k_3, t_n + \Delta t).$$

III. 3차원 날개의 공탄성 해석

본 연구에서는 정렬격자계와 병렬화된 오일러 공탄성 해석 프로그램을 개발하였으며, 이를 이용하여 Fig. 1에 있는 AGARD 445.6 날개에 대한 플러터 해석을 수행하였다. 참고로 AGARD 445.6 날개는 플러터 해석 프로그램의 검증에 가장 널리 사용되는 대표적인 벤치마크 모델이다.

공탄성 문제를 포함한 유체-구조 연계 문제에서는 일반적으로 공기력과 구조는 서로 다른 공학적 관점 하에서 해석되게 된다. 항공기 날개 예를 들면 항공기의 하중은 주로 스파(Spar)나 리브(Rib)와 같은 날개 내부에 존재하는 구조 부재에 의해 지탱되는 반면, 공기력은 날개의 표피 부분에 분포하중의 형태로 작용하게 된다. 이는 공기력과 구조가 서로 다른 작용점을 갖고 있음을 의미하며, 연계 해석을 위해서는 이들 두 작용점 사이에 힘과 변위 정보들을 상호 교환해주는 보간 과정이 필요하다. 본 연구에서는 구조 모드 형상을 공기력 격자로 보간하기 위해 TPS(Thin Plate Spline)기법을 이용하였다[9].

Fig. 2는 AGARD 445.6 날개의 처음 4개의 모드 형상을 보여주고 있다. 그림에서 첫 번째 및

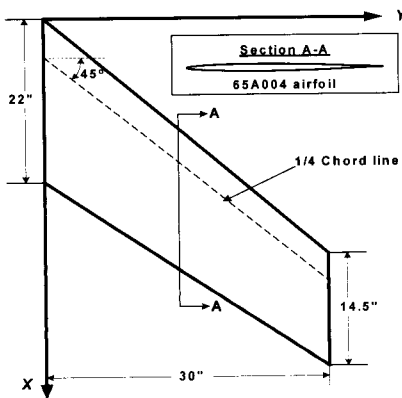


Fig. 1. Geometric configuration of AGARD 445.6 Wing

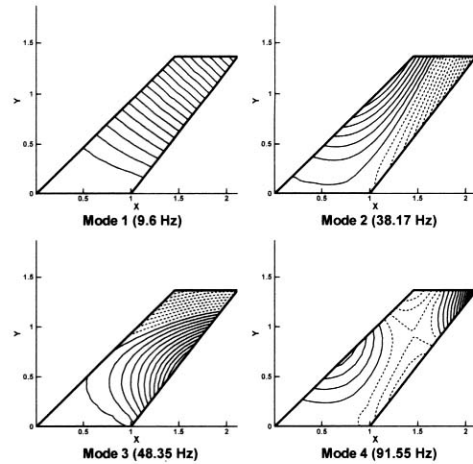


Fig. 2. Structural mode shapes and frequencies

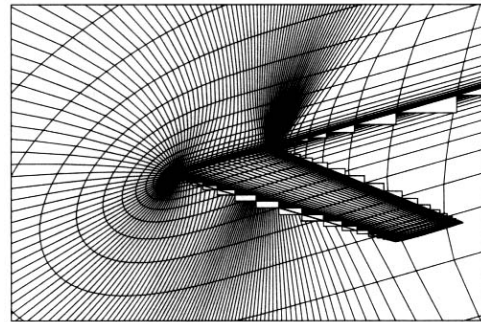


Fig. 3. Aerodynamic grid structure for AGARD 445.6 wing

두 번째 모드는 각각 1차의 순수 굽힘 및 비틀림 모드이다. 그리고 세 번째와 네 번째 모드는 각각 2차 굽힘 및 비틀림 형상을 나타낸다. 그림에서 실선은 양의 방향으로 변형된 것을 의미하며, 점선은 음의 방향을 의미한다. AGARD 445.6 날개에 대한 모드 정보는 참고문헌 [10]에 제시되어 있다. 참고로 언급하면, 대부분의 참고문헌에서도 플러터 해석을 위해 4개의 구조 모드를 사용하고 있으며, 일부 논문의 경우 보정된 FEM 모델을 이용해 30개의 구조 모드까지 고려한 경우도 있지만 플러터 해석 결과에서는 큰 차이를 보이지 않는다.

Fig. 3은 AGARD 445.6 날개의 정렬 격자 형상을 나타낸다. 병렬처리를 위하여 전체 계산 영역을 8개의 영역으로 나누었다. 각 블록은 날개의 시위 방향으로 45개, 날개 표면의 수직 방향으로 33개, 날개의 길이 방향으로 21개의 격자를 사용하고 있다.

Fig. 4는 정상 공기력 압력 분포를 나타낸다.

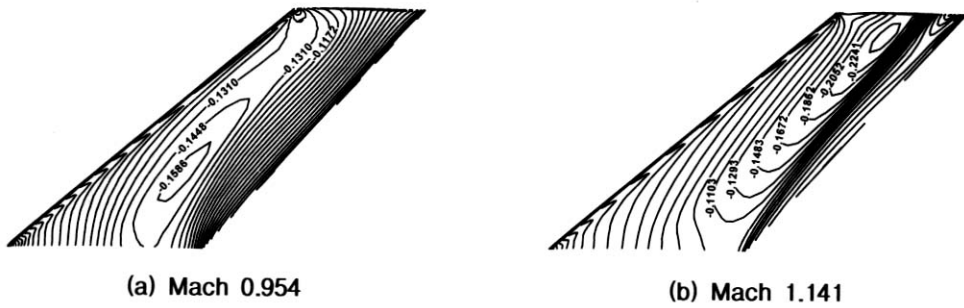


Fig. 4. Steady pressure contours of AGARD 445.6 wing at transonic flow region

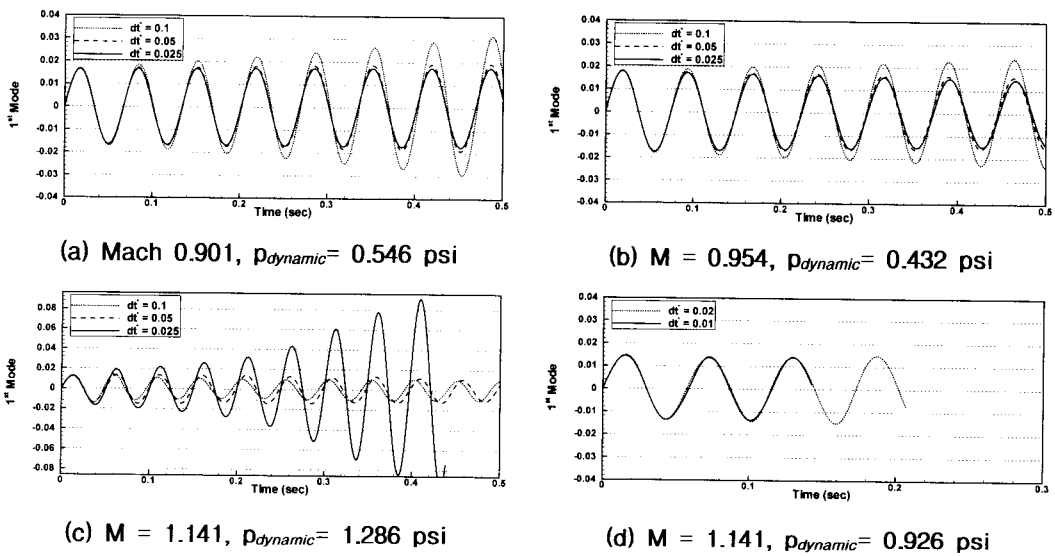


Fig. 5. Time-step convergence test at various Mach numbers

마하수 0.954의 경우 충격파가 날개 스패를 따라 존재하는 것을 확인할 수 있다. 그러나 일반적으로 마하 1.141의 경우 충격파가 뒷전(trailing edge)으로 밀리는 것과 달리, 본 연구에서 사용된 날개의 경우 후퇴각으로 인하여 날개 끝단에 새로운 약한 충격파가 발생하게 된다. 이러한 후퇴각에 의해 유발된 유동 현상은 공탄성 특성에도 영향을 미칠 수 있다.

Fig. 5는 마하 0.901, 0.954, 1.141에서의 공탄성 응답을 보여준다. 본 연구에서는 공탄성 응답을 얻기 위해 첫 번째 모드에 대해서만 초기 가진을 주었다. 공탄성 해석 시 시간 간격의 적합성을 확인하기 위해서 다양한 시간 간격에서의 해석을 수행하였다. 마하 0.901과 0.954의 경우 무차원 시간간격 dt^* 가 0.05일 때 적절하였고, 마하 1.141의 경우 $dt^* = 0.05$ 와 이보다 더 작은 경우의 결과가 일치하지 않았다. 즉 Fig. 5(c)와 (d)에 나타났듯이 마하 1.141에서는 더욱 작은 시간 간격이

필요함을 알 수 있다.

Fig. 6은 동압의 증가에 따른 첫 번째 모달 응답에 대한 감쇠비 변화를 보여주고 있다. 그림에서 양의 감쇠비는 응답이 발산하는 것을 의미하며, 음의 값은 수렴을 의미한다. 따라서 감쇠비가 영인 지점이 플러터 경계를 나타낸다. 본 연구와 같이 시간 영역 플러터 해석은 공탄성 응답이 수렴 또는 발산하는지를 모사하여 예측할 수 있기 때문에 중립응답을 찾을 때까지 동압을 바꿔가며 몇 차례 반복 해석이 필요하다. 이러한 반복적인 계산과정을 줄이기 위해 MBM(moving block method)를 사용하였다. 플러터 경계는 MBM 프로그램으로 계산된 감쇠비를 내삽하여 예측될 수 있다. 플러터 해석에서 유동장의 동압을 나타내기 위해서는 다양한 방법이 사용될 수 있는데 본 연구는 다른 참고문헌과의 비교를 위해 아래와 같이 정의된 플러터 속도 인덱스(FSI)를 사용하였다.

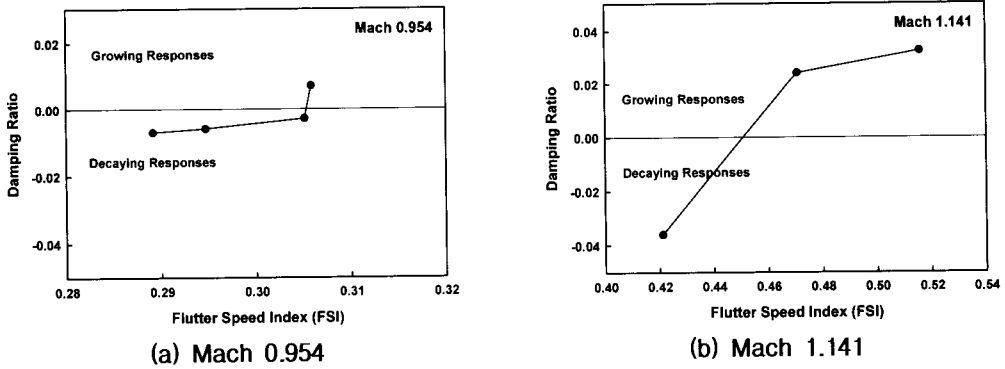


Fig. 6. Damping ratio variation of the aeroelastic responses according to the increase of FSI at each Mach numbers

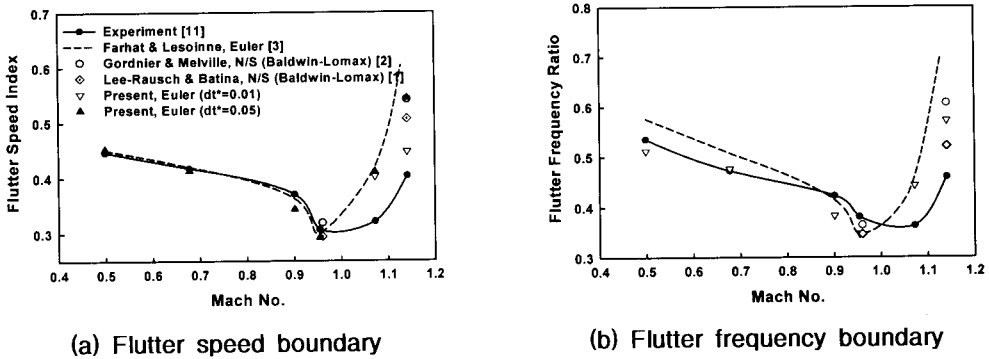


Fig. 7. Flutter speed and frequency boundaries of AGARD 445.6 wing and comparisons with other researcher's results

여기서 U_f 는 플러터 속도, b_s 는 뿌리시위의 절반을, ω_a 는 주 비틀림 진동수(두 번째 모드), μ 는 질량비를 나타낸다.

$$FSI = \frac{U_f}{b_s \omega_a \sqrt{\mu}} \quad (17)$$

Fig. 7은 본 연구에서 계산된 플러터 속도 및 진동수 경계를 실험값 및 다른 해석 결과들과 비교한 결과이다. 아음속과 천음속 영역에서 플러터 속도는 실험값과 잘 일치하였으나 낮은 초음속 영역에서 플러터 경계는 실험값과 상당히 큰 편차를 보였다. 이러한 편차가 발생하는 원인에 대해 일부에서는 플러터 실험의 위험성 및 난해함을 들어 실험의 정확성을 의심하는 경우도 있으며, 다른 일부는 유동의 특이성을 해석 프로그램이 충분히 반영하지 못하였다는 견해도 있다. 결론적으로 아직까지는 명확히 밝혀지지 못하였으며, 그림에서 참고문헌의 결과가 보여주듯이 Navier-Stokes 방정식을 이용하거나, 또는 보다 정밀한 구조 모델을 사용한 경우에 있어서도 해석 결과가 실험값과 잘 일치하지는 못하였다[1-2].

본 연구에서는 무차원화된 시간 간격 dt^* 가 0.05와 0.01인 두 경우에 대해 플러터 경계를 계산하였다. Fig. 7(a)는 마하수 1.141의 경우 적용된 시간 간격에 따라 플러터 속도의 예측이 크게 달라질 수 있음을 보여주고 있다. 즉 낮은 초음속 영역에서 시간 간격에 대한 수렴성이 크게 떨어짐을 나타낸다. 따라서 기존의 연구들에서 모든 마하수 영역에 대해 0.05 정도의 시간간격을 균일하게 적용한 것과 달리 각각의 마하수에 맞는 시간 간격을 적용해야 한다. 플러터 특성을 파악하는데 있어서 플러터 속도 못지않게 중요한 부분은 플러터가 발생할 경우의 정확한 구조물의 진동수를 예측하는 것이다. Fig. 7(b)는 AGARD 날개에 대한 플러터 진동수에 대한 해석 결과를 실험 및 참고문헌과의 비교하여 보여주고 있다. 마하 1.0 미만의 영역에서는 전체적으로 실험결과를 매우 정확히 예측하고 있으며, 마하 1.141에서는 참고문헌 [1]의 Navier-Stokes 결과에는 미치지 못하였으나, 다른 Euler 결과와 비교하여 상당히 개선된 결과를 보여주고 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 병렬화된 오일러 공탄성 프로그램을 개발하였으며, 프로그램의 검증을 위해 AGARD 445.6 날개의 실험값 및 다른 참고문헌의 해석결과와 비교하였다. 비교 결과 아음속 및 천음속 영역에서 실험값에 매우 정확히 일치하였다. 특히 참고문헌 [3]의 다른 오일러 공탄성 프로그램의 결과보다 플러터 속도 및 진동수를 실험값에 더욱 가깝게 예측하였으며, 이는 해당 프로그램이 충분히 정확하게 플러터 현상을 예측할 수 있음을 의미한다. 또한 본 연구에서는 비정상 유동 해석에 사용되는 시간 간격에 대해 아음속 및 천음속 영역에서 충분한 수렴성 테스트를 거쳤더라도 낮은 초음속 영역에서는 더욱 작은 시간 간격을 이용한 해석이 필요함을 보였다.

후 기

본 연구는 과학기술부의 국가지정연구실사업과 국방과학연구소의 기초연구사업의 지원으로 수행된 연구 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Lee-Rausch, E. M., and Batina, J. T., "Wing Flutter Computations Using an Aerodynamic Model Based on the Navier-Stokes Equations", *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No. 6, 1996, pp. 1139-1147.
- 2) Gordnier, R. E., and Melville, R. B., "Transonic Flutter Simulations Using an Implicit Aeroelastic Solver", *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 5, 2000, pp. 872-879.

- 3) Farhat, C., and Lesoinne, M., "Two Efficient Staggered Algorithms for the Serial and Parallel Solution of Three-dimensional Nonlinear Transient Aeroelastic Problems", *Computer methods in applied mechanics and engineering*, Vol. 182, 2000, pp. 499-515.

- 4) 김동현, 권혁준, 이인, "3차원 날개의 플러터 해석결과와 풍동시험 결과의 비교 연구", 한국항공우주학회지, 제28권, 제3호, pp. 53-63, 2000.

- 5) 권혁준, 김동현, 이인, "진동하는 조종면이 있는 3차원 항공기 날개의 천음속 Buzz 해석", 한국항공우주학회지, 제29권, 제8호, pp. 79-87, 2001.

- 6) 김동현, 권혁준, 이인, 권오준, 백승길, 현용희, "고속 병렬처리 기법을 이용한 전기체 항공기 형상의 천음속/초음속 비선형 플러터 안정성 예측", 한국항공우주학회지, 제30권, 제8호, pp. 46-55, 2002.

- 7) Park, S. H., Kim, Y., and Kwon J. H., "Prediction of Damping Coefficients Using the Unsteady Euler Equations", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No. 4, 2003, pp. 356-362.

- 8) Press, W. H., Teukolsky, S. A., Vetterling, W. T., and Flannery, B. P., *Numerical Recipes in Fortran*, Cambridge University Press, 1992.

- 9) Harder, R. L., and Desmarais, R. N., "Interpolation Using Surface Splines", *Journal of Aircraft*, Vol. 9, No. 2, 1972, pp. 189-191.

- 10) Yates, E. C. Jr., "AGARD Standard Aeroelastic Configurations for Dynamic Response I.-Wing", AGARD-R-765, 1988.

- 11) Yates, E. C. Jr., Land, S.N., and Foughner, J. T. Jr., "Measured and Calculated Subsonic and Transonic Flutter Characteristics of a 45° Sweptback Wing Planform in Air and Freon-12 in the Langley Transonic Dynamics Tunnel", NASA TN D-1616, 1963.