

論文

강성 결합 기법을 통한 2계 자유도 플러터 해석

주완돈*, 이기학*, 이관중**, 이동호*

Strongly Coupled Method for 2DOF Flutter Analysis

Wandon Joo*, Ki-Hak Lee*, Kwanjung Yee** and Dong-Ho Lee*

ABSTRACT

In the present study, a strongly coupled analysis code is developed for transonic flutter analysis. For aerodynamic analysis, two dimensional Reynolds-Averaged Navier-Stokes equation was used for governing equation, and ϵ -SST for turbulence model, DP-SGS(Data Parallel Symmetric Gauss Seidel) Algorithm for parallelization algorithm. 2 degree-of-freedom pitch and plunge model was used for structural analysis. To obtain flutter response in the time domain, dual time stepping method was applied to both flow and structure solver. Strongly coupled method was implemented by successive iteration of fluid-structure interaction in pseudo time step. Computed results show flutter speed boundaries and limit cycle oscillation phenomena in addition to typical flutter responses - damped, divergent and neutral responses. It is also found that the accuracy of transonic flutter analysis is strongly dependent on the methodology of fluid-structure interaction as well as on the choice of turbulence model.

초 록

본 연구에서는 완전 내재적 기법을 이용한 2계 자유도 모델에 대한 플러터 해석을 수행하였다. 유동해석을 위하여 2차원 Navier-Stokes 지배방정식을 ϵ -SST 난류모델과 DP-SGS 병렬화 기법을 이용해 구성하였다. 구조해석을 위하여 피치와 플러지의 2계 자유도를 갖는 모델을 구성하였으며 시간영역에서의 해석을 위하여 유동해석과 마찬가지로 이중 시간 전진 기법을 이용하였다. 가상 시간 전진에서 유체-구조 결합을 통해서 강성결합을 구현하였으며 이를 천음속 플러터 예측에 적용하였다. 플러터 해석의 전형적인 응답인 감쇠응답, 증폭응답, 발산응답 및 limit cycle oscillation (LCO) 등을 계산하였으며, 더불어 플러터 속도 경계곡선을 작성하였다. 천음속 플러터 해석은 난류모델 뿐만 아니라 유체-구조 결합 방법에 따라 다른 특성을 보임을 확인하였다.

Key Words : Fluid-Structure Interaction(유체-구조 결합), Flutter(플러터), Aeroelasticity(공탄성), Strongly coupled method(강성결합기법)

1. 서 론

† 2005년 7월 4일 접수 ~ 2005년 11월 5일 심사완료

* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부

** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail : donghlee@snu.ac.kr
서울시 관악구 신림동 산 56-1번지

천음속 영역에서는 아음속이나 초음속 영역과는 달리 양력과 모멘트가 에어포일의 운동에 선형적으로 비례하지 않는다. 또한 매우 작은 공력

형상의 변화만으로 공력계수가 크게 변하는 비선형성이 존재한다. 이러한 공력계수의 비선형적 응답 특성은 천음속 플러터와 같은, 유동에 의한 구조진동을 야기 시키고 결과적으로 항공기의 안정성, 신뢰도 등에 중요한 영향을 미치게 된다.

Isogai[1]는 천음속 영역에서 후퇴익의 플러터 속도가 급격히 감소하는 이른바 "Transonic dip" 현상을 규명하였고, 이러한 현상은 구조 해석 시 유동에 의한 비선형성을 포함하는 경우에만 예측할 수 있음을 보였다[2]. 천음속 플러터 현상은 매우 복잡하고 비선형적인 유체-구조 상호작용에 의해서 발생하기 때문에 이에 대한 정확한 예측을 위해서는 유동장과 구조해석을 결합한 유체-구조 연동해석이 불가피하다.

유체-구조 연동해석에 관한 연구는 지난 수십 년 간 중요한 연구주제였으며, 코드 간 결합 기법에 따라, 연성 결합기법과 강성 결합기법으로 분류된다[2].

연성 결합기법의 경우 한 시간간격 내에서 유동이 충분히 수렴된 결과를 구조해석에 적용시켜 변위를 구하고 그 결과를 다시 유동 해석에 이용한다. 이는 계산시간이 비교적 빠르고 적용이 용이한 장점이 있는 반면에, 각각의 해석기법에 있어서 고차의 정확도를 사용한다고 하여도 결합과정에서 필연적으로 시간지연이 생긴다는 단점이 있다. 즉 결합된 해석 코드는 각 해석기법의 시가정확도와 관계없이 1차의 시간정확도를 갖게 된다[2]. 유체-구조 상호작용의 비선형성이 강해질 경우 1차 시간정확도로는 해의 정확성을 보장하기 어렵다.

강성결합기법의 경우 유동장과 구조가 동시에 응답하는 것을 말하며, 한 시간간격 내에서도 각각의 경계조건 (유동정보와 변위정보)을 교환하면서 반복계산을 수행한다[2]. 따라서 계산 시간이 오래 걸리고, 지배방정식의 결합이 어렵다는 단점이 있다. 그러나 유체-구조 비선형성이 강한 경우 예컨대, 천음속 플러터, 유동에 의한 구조진동, 대변형을 동반하는 유연구조물 등과 같은 문제에서 해의 신뢰성을 확보하기 위해서는 강성결합 기법의 적용이 반드시 필요하다고 할 수 있다.

강성결합기법에 관한 연구는 Jameson과 Alonso에 의해 이중시간 전진기법을 이용하여 비정상 Euler 지배방정식과 modal 구조해석을 결합하는 방법이 제안되었다[2]. 이후 Morton과 Mellville 등은 2차원 Navier-Stokes 지배방정식과 modal 구조해석을 결합하여 강성결합 기법을 개발하였다[3]. Liu 등은 Runge-Kutta 기법을 이용한 3차원 Navier-Stokes 방정식과 유한요소법을 이용한

모드 구조해석을 강성결합하여 날개 플러터 해석을 수행하였다[4]. 또한 Chen 등은 Navier-Stokes 지배방정식과 2계 자유도 구조 지배방정식을 결합하여 시간영역에서 플러터 해석을 하였으며, 고차정확도 및 계산의 효율성 증대에 관한 연구를 수행하였다[5].

국내에서도 2차원 뿐만 아니라 3차원 공탄성 해석에 관한 연구가 많이 수행되어 왔으며 특히, 김동현[6] 등은 3차원 전 기체 형상에 대한 유체-구조 연계해석을 수행한 적이 있다.

본 연구에서는 공탄성 해석기법의 연구에 효율적인 2자유도계 피치(pitch)와 플러지(plunge) 모델에 대해서 유체와 구조해석을 강성결합 하고 시간영역에서의 공탄성적 거동 특성을 살펴보았다. 병렬화를 위해서 DP-SGS[7] 기법을 사용하였으며, ϵ -SST[8] 2방정식 난류모델을 사용하였다.

II. 지배 방정식 및 수치 기법

플러터는 유체-구조 상호 작용에 의해 발생하는 복잡한 문제이므로, 두 가지의 지배 방정식을 구성해야 한다. 하나는 유체에 의해 날개(또는 에어포일)에 작용하는 힘을 계산하기 위한 유동 지배 방정식이고, 나머지 하나는 유체로부터 날개(또는 에어포일)에 작용하는 힘에 의해 발생하는 변위를 계산하는 구조 지배 방정식이다. 본 연구에서는 2차원 에어포일에 대한 해석을 수행하고자 두 지배 방정식 모두 2차원으로 구성하였다.

2.1 유동 지배 방정식

플러터는 일반적으로 받음각의 급격한 변화를 수반하며, 이는 동적 실속과 유사한 공기역학적 특성을 보인다. 급격한 받음각 변화에 의한 대박리와 충격파를 효과적으로 모사할 있도록 2차원 비정상 점성 압축성 Navier-Stokes 방정식을 지배 방정식으로 이용하였다. 지배방정식은 직교좌표계에서 다음과 같은 보존형으로 표현된다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \frac{M_\infty}{Re} \left(\frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} \right) \quad (1)$$

위 식에서 각 보존량에 관계되는 유동변수들을 자유류의 값으로 무차원화하였으며, 보존량 $Q = [\rho, \rho u, \rho v, \rho e, \rho k, \rho \omega]^T$ 이다.

임의의 형상을 가진 물체에 대한 유동의 수치 해석을 효율적으로 수행하기 위하여 직교좌표계로 표현된 (1)의 식을 일반 곡선좌표계인 (ξ, η, t) 좌표계로 변환하였다. 공간 차분을 위해 비점성 항에는 Roe의 FDS(Flux Difference)를 적용하였

으며, 점성항에는 중심차분법(Central Difference)을 적용하였다.

비정상 유동해석을 위해서 이중시간 전진법(Dual Time Stepping)[2]을 사용하였다. 이 기법은 유사 시간항 (Pseudo time term) $\frac{\partial Q}{\partial \tau}$ 을 지배 방정식 (1)에 도입한다. 이 항은 각 물리적 시간 간격(Physical time step)이 끝날 때 사라지므로 해의 정확도에는 영향을 미치지 않는다. Jameson[2]이 외재적 기법(Explicit Scheme, R-K 4th를 사용)에 이중 시간 전진법을 적용했던 것과 달리, 본 연구에서는 Gauss-Seidel iteration을 적용한 내재적 기법(implicit scheme)인 LU-SGS를 통해 연산 효율을 높이고자 하였다. Gauss-Seidel 반복계산을 이용한 내재적 기법은 무조건 안정(unconditionally stable)하기 때문에 충분히 큰 유사 시간간격을 줌으로써 수렴을 가속시킬 수 있다.

시간 정확도를 갖는 비정상 계산을 수행하기 위해, 시간항은 아래와 같이 세 점을 이용한 후방 차분법을 이용하여 구성하였다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} = \frac{3Q^{n+1} - 4Q^n + Q^{n-1}}{2\Delta t} \quad (2)$$

시간항은 1차 Euler 기법을 이용하여 차분하였으며, 유사 시간항을 대입한 후 지배 방정식을 차분한 식을 나타내면 다음과 같다.

$$\left[\left(\frac{1}{\Delta \tau} + \frac{1.5}{\Delta t} \right) I - \left(\frac{\partial R}{\partial Q} \right) \right] \delta Q^{n+1,m+1} = R^{n+1,m} - \frac{3Q^{n+1,m}V^{m+1} - 4Q^nV^m + Q^{n-1}V^{m-1}}{2\Delta t} \quad (3)$$

위 식에서 n 은 물리적 시간 단계를 나타내는 지표이고, m 은 물리적 시간 내에서의 반복계산 회수를 나타낸다. 그리고 $\Delta \tau$ 는 유사 시간 간격을 의미한다. R 은 제어 체적을 통과하는 플럭스 항을 의미하며, 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$R = -\frac{1}{V} \int_S [(E - E_v)i + (F - F_v)j] \cdot ds \quad (4)$$

위 식에서 V 는 제어체적의 부피를 의미하며, s 는 제어체적의 표면적 벡터를 의미한다. 본 연구에서는 격자가 회전 및 병진운동을 하기 때문에 $V^{n+1} = V^n = V^{n-1}$ 의 관계가 성립된다. 계산의 효율을 증대시키고자 DP-SGS 알고리즘[7]을 이용한 영역분할기법을 통해 병렬계산을 수행하였다. 또한 플러터 현상은 받음각의 급격한 변화를 수반할 수 있기 때문에 유동장에 대박리가 발생할 수 있다. 따라서 SST 난류모델을 대박리

유동장에 적합하도록 수정한 ε -SST 모델[8]을 사용하였다.

플러터 해석을 위한 2계자유도 피치-플러지 모델(Pitch & Plunge model)은 식(5)와 같이 전체 격자가 회전 및 이동의 강제 운동을 한다고 가정한다.

$$\begin{pmatrix} x^{n+1} \\ y^{n+1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{EA}^{n+1} \\ y_{EA}^{n+1} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \cos(\Delta\alpha^n) \sin(\Delta\alpha^n) (x^n - x_{EA}^n) \\ -\sin(\Delta\alpha^n) \cos(\Delta\alpha^n) (y^n - y_{EA}^n) \end{pmatrix} \quad (5)$$

위에서 (x_{EA}, y_{EA}) 는 에어포일의 회전 중심인 탄성 중심의 좌표를, (x, y) 는 격자점의 좌표를 의미한다. $\Delta\alpha$ 는 피치 운동에 의한 각의 증분을 나타내며, y_{EA} 는 플러지 운동에 의한 탄성중심의 좌표를 나타낸다. 2계 자유도 피치-플러지 모델이므로 x_{EA} 는 시간에 관계없이 일정하다. 또, 격자 속도는 구조해석을 통하여 \dot{h} 와 $\dot{\alpha}$ 를 이용하여 계산하였다.

2.2 구조 지배 방정식

3차원 날개의 경우 다음과 같은 조건을 만족할 때 공력 탄성학적인 특성은 75% span지점에서 측정된 값으로 대체할 수 있다[9].

- 세장비(Asspect Ratio)가 충분히 클 것 (10 이상)
- 단면의 형상변화가 완만할 것
- 후퇴각이 작을 것

이상의 가정을 적용한 후 Lagrange Equation을 이용하면 Fig. 1과 같은 2계 자유도를 갖는 피치-플러지 모델을 구성할 수 있으며 지배방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} m\ddot{h} + S_\alpha\ddot{\alpha} + K_h h &= -L \\ S_\alpha\dot{h} + I_\alpha\dot{\alpha} + K_\alpha\alpha &= M_{EA} \end{aligned} \quad (6)$$

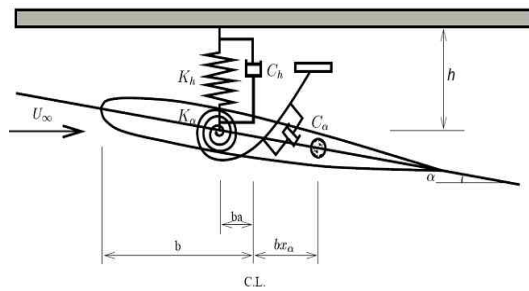


Fig. 1. 2 D.O.F pitch - plunge model

위 식에서 h 및 α 는 각각 plunge 및 pitching 변위에 해당되며, m 은 단위 span 길이당 질량, S_α 는 탄성축을 중심으로한 정적 모멘트, I_α 는 회전 관성 모멘트, L, M_{EA} 는 각각 양력 및 탄성축을 중심으로 한 모멘트이다.

유체-구조 강성결합 기법을 적용하기 위해서 위의 구조 지배방정식을 유동 지배방정식과 동일하게 내재적 기법으로 풀어야 한다. 유체-구조 연동해석의 편의성을 위해서 유동 지배방정식과 동일한 특성길이($2b = c$: chord length) 및 무차원 시간($t^* = ta_\infty/c$)으로 무차원화 시키면 식(7)을 얻을 수 있다.

$$\ddot{h}^* + \frac{x_\alpha}{2} \ddot{\alpha}^* + \left(\frac{2M\omega_h}{U^*\omega_\alpha}\right)^2 h^* = \frac{-2M^2 C_l}{\mu\pi} \quad (7)$$

$$\frac{x_\alpha}{2} \ddot{h}^* + \frac{r_\alpha}{2} \ddot{\alpha}^* + \left(\frac{Mr_\alpha}{U^*}\right)^2 \alpha^* = \frac{2M^2 C_{mEA}}{\mu\pi}$$

위 식에서 $h^* = h/2b, \alpha^* = \alpha$ 로 무차원화되었고, $x_\alpha = S/m_b, r_\alpha^2 = I_\alpha/m_b^2, \omega_h^2 = K_h/m, \omega_\alpha^2 = K_\alpha/I_\alpha, M = U_\infty/a_\infty, U^* = U_\infty/(b\omega_\alpha), \mu = m/(\pi\rho b^2)$, 그리고 양력 및 모멘트 계수는 다음과 같이 구해진다. $L = -0.5\rho U_\infty^2(2b)C_l, M_{EA} = 0.5\rho U_\infty^2(2b)^2 C_{M-e.a}$. 식(7)을 행렬행태로 나타내면 식(8)과 같으며, 각각의 구성 행렬 및 벡터는 식(10)과 같다.

$$[M] \frac{\{S\}}{\partial t} + [K] \{S\} = q \quad (8)$$

$$S = [h, \dot{h}, \alpha, \dot{\alpha}]^T,$$

$$q = \left[0, \frac{-2M^2 C_l}{\mu\pi}, 0, \frac{2M^2 C_{mEA}}{\mu\pi} \right]^T,$$

$$M = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \frac{1}{2}x_\alpha \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & \frac{1}{2}x_\alpha & 0 & (\frac{1}{2}r_\alpha)^2 \end{pmatrix}, \quad (9)$$

$$K = \begin{pmatrix} 0 & -1 & 0 & 0 \\ \left(\frac{2M\omega_h}{U^*\omega_\alpha}\right)^2 & \frac{4\zeta_h M\omega_h}{U^*\omega_\alpha} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & \left(\frac{Mr_\alpha}{U^*}\right)^2 & \left(\frac{\zeta_\alpha Mr_\alpha^2}{U^*}\right) \end{pmatrix}$$

구조 지배방정식을 유동 지배방정식과 결합하여 내재적으로 동시에 풀기 위해서, 위의 지배방정식을 유동 지배방정식과 같이 이중시간 전진기법을 이용해 이산화 하면 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\left(\frac{1}{\Delta\tau}I + \frac{1.5}{\Delta t}M + K\right)\delta S^{n+1,m+1} = q^{n+1,m+1} - M\frac{3S^{n+1,m} - 4S^m + S^{n-1}}{2\Delta t} - KS^{n+1,m} \quad (10)$$

여기서 n 은 물리적인 시간 단계, m 은 유사시간 단계를 나타낸다.

2.3 유체-구조 상호작용의 구현

유체-구조 강성결합을 위해서, 이중시간 전진기법을 이용할 경우 하나의 물리적인 시간간격 (physical time step)내에서 구조응답과 유동장을 동시에 풀어야 한다. 이것은 다음과 같은 과정을 통해서 이루어진다.

- ① 새로운 물리적 시간 $n+1$ 과 유사시간 m 에서 유체 및 구조해를 구하기 위해서 변수들을 n 시간 단계의 값으로 초기화 한다.
- ② 유동해석을 통해서 양력, 항력, 모멘트 등 물체에 작용하는 하중을 구한다.
- ③ 유동해석으로부터 얻어진 하중을 이용해 구조해석을 수행하여 변위 및 속도를 구한다.
- ④ 구조해석으로부터 구한 표면 변위 및 속도를 이용해서 격자를 재 생성하고 격자의 속도를 계산한다.
- ⑤ 재 생성된 격자를 이용해 유동장에 대한 해석을 다시 실시한다.
- ⑥ 유체 및 구조해석이 충분히 수렴되었는지를 확인한다. 만약, 충분히 수렴하지 않았을 경우 ② 단계로 회귀하여 $m+1$ 에서의 유사시간 전진을 수행한다. 충분히 수렴한 경우 ① 단계로 회귀하여 다음 물리적 시간간격 $n+2$ 에 대한 해석을 수행한다. 이상의 해석과정을 Fig. 2에 나타내었다.

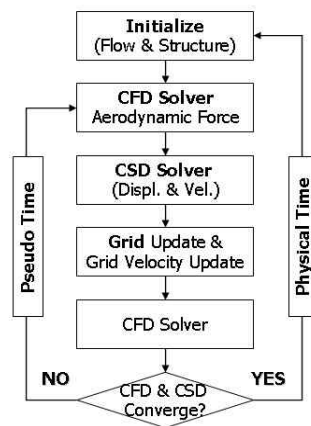


Fig. 2. Flow chart of strong coupling

III. 수치 해석 결과

일반적으로 플러터는 받음각 α 와 수직 변위 h 의 변화를 동시에 수반하지만, 이중 받음각의 변화가 주요하게 나타난다. 특히 플러터 중립점에서 진동 에어포일 또는 동적 실속 현상에서 관찰할 수 있는 공력 계수 변화와 그 경향이 유사하므로, 플러터 해석에 사용될 유동 해석 기법을 진동 에어포일 문제에 적용함으로써 검증이 수행하였다.

진동 에어포일의 계산값 및 실험[10] 결과를 비교하여 Fig. 3에 나타내었으며, 이 때 계산에 적용된 유동 조건은 $Re_c = 1.256 \times 10^7$, $M_\infty = 0.796$, $\alpha = 0^\circ + 1.01 \sin(\omega t)$, $k = 0.202$ 이다. 격자는 381x71 C-Type과 281x65 O-Type 격자를 사용해서 계산하였으며, 두 경우 모두 y^+ 가 0.1~2.0 사이 값을 갖도록 벽면에서 첫 번째 격자를 10^{-5} Chord 길이 만큼 거리를 갖도록 하였다. 이후의 플러터 계산에서도 이를 동일하게 적용하였다. 결과를 살펴보면, 양력 계수는 실험치와 거의 일치함을 확인할 수 있으며, 모멘트 계수도 상당히 좋은 결과를 보여주고 있다.

격자 형태에 대한 영향을 확인하기 위하여 C-Type 및 O-type 격자에 대해 각각 계산을 수행하였으나, Fig. 3에서 알 수 있듯이 격자의 형태에 따른 영향이 미미함을 확인할 수 있다.

3.1 천음속 플러터 해석

천음속 플러터 특성을 살펴보기 위해서 NACA 64A010 단면 형상을 갖는 2차원 후퇴 날개모델에 대해 유체-구조 연동해석을 수행하였다. 이 모델은 Isogai[1]에 의해서 처음으로 제안되었고, 이후 많은 연구자들에 의해서 연구가 수행되었다. 구조 변수들은 다음과 같다. $a = -2.0$, $x_\alpha = 1.8$, $\omega_h/\omega_\alpha = 1$, $r_\alpha^2 = 3.48$, $\mu = 60$. 탄성축은 에어포일 앞전에서 1/2 코드 앞에 위치한다. 유동조건은 Re

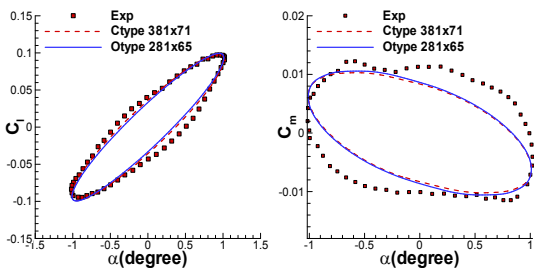


Fig. 3. Transonic oscillating airfoil validation

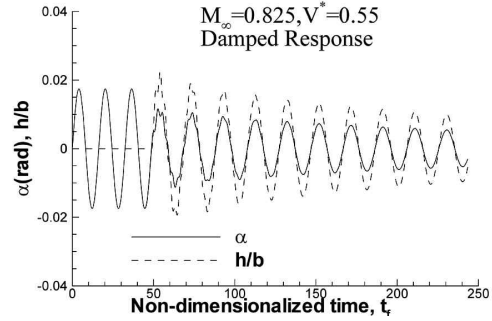


Fig. 4-a. Damped response

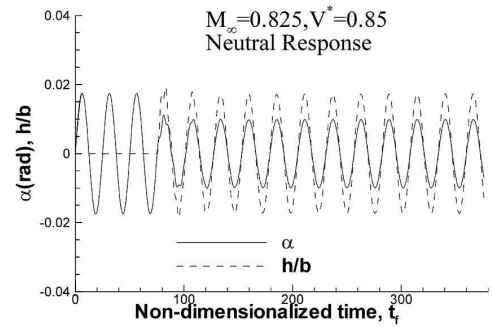


Fig. 4-b. Neutral response

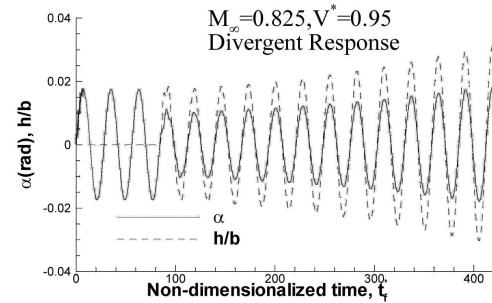


Fig. 4-c. Divergent response

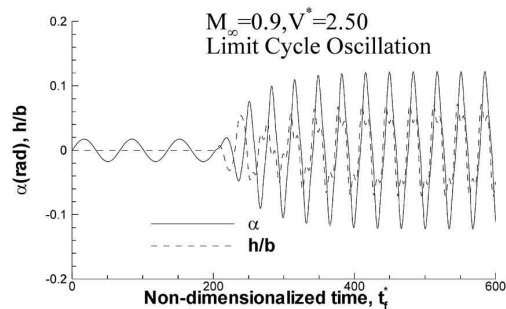


Fig. 5. Limit cycle oscillation

$=1.256 \times 10^7$, $M_\infty = 0.6 - 0.95$ 로 변화 시켰으며, 주어진 마하수에 대하여 플러터 스피드 지표인 $V^* = U^* / \sqrt{\mu} = U_\infty / (\omega_\alpha b \sqrt{\mu})$ 의 중립점을 찾음으로써 플러터 속도 경계를 구하였다.

NACA 64A010 에어포일은 대칭형상이기 때문에 플러터와 같은 진동운동을 모사하기 위해서 초기 가진이 필요하다. 에어포일은 탄성축을 중심으로 3주기 동안 강제 피칭운동을 하게 하였으며 진동 주파수는 에어포일의 피칭운동 고유주파수인 ω_α 로 주었으며 이때의 최대 피치각은 1° 로 주었다. 무차원화된 시간 간격이 0.1~0.2 사이의 값을 갖도록 1주기를 200~500번으로 나누었으며, 3주기의 강제 피칭운동 이후에는 피칭운동과 플러터 운동에 대해서 자유롭게 움직일 수 있도록 하였다.

플러터의 응답 양상은 크게 3가지가 있다. 시간이 지남에 따라 진폭이 점점 감소하는 감쇠 응답(damped response)과, 진폭이 커지는 발산(divergent response) 응답, 그리고 진폭이 일정하게 유지되는 중립 응답(Neutral response)이 있다. V^* 의 변화에 따른 감쇠 응답, 중립 응답, 발산 응답을 Fig. 4에 나타내었다.

특정 마하수에서 V^* 가 임계값보다 작을 경우 Fig. 4-a와 같은 감쇠 응답이 나타나게 되고, 임계값에서는 Fig. 4-b와 같은 중립 응답, 임계값보다 클 경우에는 Fig. 4-c와 같은 발산 응답이 나타나게 된다.

중립점보다 V^* 를 더 크게 주면 진폭이 계속 증가하는 발산 응답을 나타내는 것이 일반적이거나, 중립점을 크게 상회하는 V^* 에서 진폭이 제한되는 형태의 응답을 관찰할 수 있었다. 이러한 현상을 가리켜 Limit Cycle Oscillation[11]이라 하는데, 받음각의 시간에 따른 변화 양상을 Fig. 5에 나타내었다. 이러한 현상은 상당히 큰 변위차를 가지고 일어나게 되는데, 이는 충격파가 생기는 영역에서의 비선형적인 공력-구조 상호작용으로 인해 발생하는 현상으로 추측된다[11].

중립 응답이 나타나는 V^* 를 마하수에 따라 구한 플러터 속도 경계를 Fig. 6에 나타내었다. 마하수 0.825 근방에서 transonic dip 현상을 예측하는 것을 볼 수 있으며 마하수 0.925 이상에서 플러터 속도가 거의 일정하게 나타나는 것을 볼 수 있다. 다만 기존 연구와 비교해 볼 때 난류 모델과 유체-구조 결합기법에 따라 다른 결과를 확인할 수 있다. 먼저 난류 모델에 따른 transonic dip에서의 V^* 값을 표 1에 비교하였다. 표 1에서 알 수 있듯이 Baldwin-Lomax 대수방정식의 난류 모델을 사용한 Prananta[12] (연성결합)과 Chen[5]

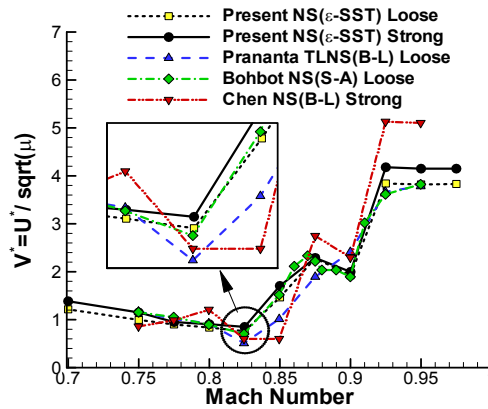


Fig. 6. Flutter boundaries - Speed index vs. Mach

표 1. Flutter speed index V^* at $M_\infty = 0.825$ and $M_\infty = 0.925$

$M_\infty = 0.825$ (Transonic dip)	$M_\infty = 0.925$
Prananta (B-L) Loose $V^* = 0.51$	Bohbot (S-A) Loose $V^* = 3.62$
Chen (B-L) Strong $V^* = 0.60$	Prananta (B-L) Loose $V^* = 3.67$
Bohbot (S-A) Loose $V^* = 0.70$	Present (ϵ -SST) Loose $V^* = 3.84$
Present (ϵ -SST) Loose $V^* = 0.76$	Present (ϵ -SST) Strong $V^* = 4.18$
Present (ϵ -SST) Strong $V^* = 0.85$	Chen (B-L) Strong $V^* = 5.13$

(강성결합)은 transonic dip에서 가장 낮은 V^* 를 가진다.

더불어, ϵ -SST 2방정식 난류모델을 사용한 본 연구결과는 transonic dip에서 가장 높은 V^* 를 예측하고 있음을 볼 수 있다. 만약, 격자가 충분히 잘 구성 되어서 격자로 인한 영향이 없다고 한다면, 이러한 계산결과는 천음속 영역에서 충격파와 점성의 상호작용에 관한 수치기법 및 난류모델에 의한 차이로 인한 것이라 할 수 있다. 천음속 영역에서 나타나는 transonic dip 현상은 플러터 속도 경계를 낮추게 되므로 항공기의 공력 탄성학적 안정성을 결정짓는 가장 중요한 부분이라 할 수 있다. 따라서 적절한 난류모델의 사용이 transonic dip의 정확한 예측을 위해서 필수적 요소임을 알 수 있다.

유체-구조 결합방법에 따른 차이는 마하수 0.925 이상에서 확인 할 수 있다. 연성결합 기법을 사용하고 각각 Baldwin-Lomax 난류모델과

Spalart-Allmaras 모델을 사용한 Prananta[12]와 Bohbot[13]의 결과는 거의 비슷한 V^* 를 갖는다. 반면에 강성결합 기법을 사용한 Chen[5]과 본 연구의 결과는 더 높은 V^* 값을 갖는다. 이때, 연성 및 강성결합은 각 마하수에서 동일한 시간 간격(0.1~0.2)을 갖도록 하였다. 본 연구에서 개발한 연성 및 강성결합이 차이를 보이는 이유 중 하나로, 연성결합의 경우 비교적 큰 시간 간격에서 비선형 유체-구조 응답을 정확히 모사 하지 못할 수도 있음이다. 다만, 본 연구에서는 타 연구자들의 결과와 비교하여 강성결합 해석 코드의 정확도를 비교하는 차원에서 비교를 수행하였으며, 타 연구결과들과 비교해 볼 때 타당한 결과를 보임을 확인할 수 있었다. 시간간격에 대한 결합방법의 정확도 및 효율성에 대한 연구는 추후 수행할 예정이다.

IV. 결 론

본 연구에서는 유체-구조 연동해석 코드를 강성결합 기법을 이용해 개발하였다. 유동해석을 위해서 비정상 압축성 점성 Navier-Stokes 지배방정식을 사용하였으며, 비정상 계산을 위해서 이중시간 전진 기법을 이용하였다. 구조해석은 피치와 플러지를 갖는 2계 자유도 모델을 구성하였으며 시간영역에서의 해석을 위해서 유동해석과 같은 방법으로 이중시간 전진 기법을 이용하였다. 유체-구조 공력해석의 편의를 위해서 두 지배방정식의 무차원화는 동일한 특성 길이 및 무차원 시간을 갖도록 하였다. 위의 유체-구조 강성결합 기법을 이용해 플러터 해석을 수행하였으며 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 유체-구조 강성결합 기법을 이용해 감쇠응답, 중립응답, 발산응답 등과 같은 천음속 플러터의 전형적인 특성을 뿐만 아니라 천음속 강하(transonic dip), 비선형 공력-구조 플러터 현상인 limit cycle oscillation (LCO)도 예측할 수 있었다.
- 천음속 플러터 예측은 충격파-점성 상호해석을 위한 수치해석 기법 및 난류모델에 따라 차이를 보일 수 있다.
- 동일한 시간간격을 사용하는 경우 유체-구조 결합 방법에 따라서 마하수 0.9 이상의 영역에서는 약간의 차이를 보인다. 이는 연성결합의 수렴성 여부가 원인이 될 수도 있다.
- 유체-구조의 연성 및 강성결합 기법의 계산 시간의 효율성 및 시간간격에 대한 정확성 비

교가 필요하리라 생각되며, 추후 기회가 되면 이를 발표할 예정이다.

후 기

본 연구는 BK21 기계분야 사업단의 지원 및 한국과학기술정보연구원의 "제 7차 슈퍼컴퓨팅 응용연구 전략지원 프로그램"을 통해 수행되었음.

참고문헌

- 1) K. Isogai. "Transonic Dip Mechanism of Flutter of a Sweptback Wing: PART II", AIAA Journal, Septmber 1981 Vol. 19, pp1240-1242.
- 2) J. J. Alonso, A. Jameson, "Fully-Implicit Time-Marching Aeroelastic Solutions", AIAA paper 94-005.
- 3) R. B. Melville, S. A. Morton. and D. P. Rizzetta, "Implementation of a Fully-Implicit, Aeroelastic Navier-Stokes Solver", AIAA-97- 2039.
- 4) F. Liu, J. Cai, Y. Zhu, A. Wong, and H. Tsai, "Calculation of Wing Flutter by a Coupled CFD-CSD Method", AIAA-2000-0907.
- 5) X. Chen, G. C. Zha, Z. Hu, "Numerical Simulation of Flow Induced Vibration Based on Fully Coupled Fluid-Structural Interactions", AIAA-2004-2240, 2004.
- 6) 김동현, 권혁준, 이인, 권오준, 백승길, 현용희, "고속 병렬처리 기법을 이용한 전기체 항공기 형상의 천음속/초음속 비선형 공탄성 해석", 한국항공우주학회지, Vol. 30. No. 8, pp. 46-56, 2002.
- 7) Bo-sung Lee and D. Lee, "Data Parallel Symmetric Gauss-Seidel Algorithm for Efficient Distributed Computing", AIAA 97-2138.
- 8) Tae-yoon Kim, Bo-sung Lee, Dong-ho Lee, "Study On Unsteady Wakes Behind a Square Cylinder Near a Wall", Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 19, No. 5, pp. 1169~1181, 2005.
- 9) Raymond L. Bisplinghoff, Holt Ashley, "Principles of Aeroelasticity", John Wiley and Sons, pp. 189
- 10) S. S. Davis, "NACA64A010(NACA Ames Model) Oscillatory Pitching", Tech. Rep. AGARD Report No. 702, AGARD, August 1982.
- 11) Earl Dowell et al. "Nonlinear

AeroElasticity", Journal of Aircraft Vol.40, 2003.

12) B. B. Prananta, H. M. H. L., and Z. R. J., "Two-Dimensional Transonic Aeroelastic Analysis Using Thin-Layer Navier-Stokes Method", Journal of Fluid and Structures, vol. 12, pp. 655-676, 1998.

13) J. Bohbot and D. Darracq, "Time Domain Analysis of Two D.O.F. Airfoil Flutter Using an Euler/Turbulent Navier-Stokes Implicit Solver", International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Madrid, Spain, June 5-7, 2001.