

변형격자계를 이용한 3차원 날개 주변의 비정상 유동 해석

유 일 용,¹ 이 병 권,² 이 승 수^{*3}

THE COMPUTATION OF UNSTEADY FLOWS AROUND THREE DIMENSIONAL WINGS ON DYNAMICALLY DEFORMING MESH

Ilyong Yoo,¹ Byungkwon Lee² and Seungsoo Lee^{*3}

Deforming mesh should be used when bodies are deforming or moving relative to each other due to the presence of aerodynamic forces and moments. Also, the flow solver for such a flow problem should satisfy the geometric conservation law to ensure the accuracy of the solutions. In this paper, a RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes) solver including automatic mesh capability using TFI(Transfinite Interpolation) method and GCL is developed and applied to flows induced by oscillating wings with given frequencies. The computations are performed both on deforming meshes and on rigid meshes. The computational results are compared with experimental data, which shows a good agreement.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 비정상유동(Unsteady Flow), 기하학적 보전법칙(Geometric Conservation Law), 3차원 난류 유동(Three Dimensional Turbulent Flow), 날개의 피칭운동(Wing in Pitching Motion), 변형격자계(Deforming Mesh)

1. 서 론

1990년도 이후, 컴퓨터 계산 속도의 눈부신 발전에 따라 전산유체역학(CFD)의 응용분야도 확대되어 왔다. 특히, 많은 계산시간을 요구하는 3차원 비정상 유동(unsteady flow) 문제를 해석하는데 있어서 계산 성능 향상을 통해 가시적인 성과가 있었다. 그 중에서 유체-구조 연계(fluid-structure interaction) 문제나 조종면의 상대운동(control surface movement), 공력 형상 최적화(aerodynamic shape optimization) 문제와 같이 경계 시간에 따라 변하는 문제(boundary moving problem)의 경우 매 시간마다 격자의 변형 혹은 재생성 과정을 거쳐야 하기 때문에 계산시간의 부담이 증가한다. 따라서 이러한 격자구성 단

계에서의 계산 효율성 및 격자의 품질을 높이기 위해 다양한 격자구성법이 소개되었다.

변형격자를 구성하는 방법은 크게 두 가지로 생각해 볼 수 있다. 첫째는 보간법을 이용한 대수적 방법(algebraic interpolation method)이고 다른 하나는 반복 계산을 통해 편미분 방정식(partial differential equation)을 수렴시켜 얻은 해를 이용해 구성하는 방법이 있다. 후자의 경우 좋은 품질의 격자를 구성할 수 있다는 장점이 있으나 수렴을 위한 반복 계산이 이루어져야 하기 때문에 계산량이 증가하는 단점이 있다. 이와 반대로 대수적 방법을 통해 격자를 구성하게 되면 격자구성 과정에서의 계산시간을 절약할 수 있지만 격자 품질이 후자에 비해 떨어진다[1].

대수적 방법으로 많이 쓰이는 것이 호길이(arc-length)를 기반으로 한 초월유한 보간법(transfinite interpolation method)이다. 초월유한 보간법은 Gordon과 Hall[2]에 의해 처음 소개되었으며 주로 정렬 격자계에서 사용한다. 초월유한 보간법에 관한 내용은 다음과 같다. 정사면체로 이루어진 계산공간(computational space)에서 적절한 조합함수(blending function)를 선택한 후 각 방향의 단방향 보간(univariate interpolation)을 수

접수일: 2009년 12월 21일, 심사완료일: 2010년 3월 10일,
 게재확정일: 2010년 3월 19일.

1 정희원, 인하대학교 대학원 항공우주공학과

2 인하대학교 대학원 항공우주공학과

3 정희원, 인하대학교 항공우주공학과

* Corresponding author, E-mail: slee@inha.ac.kr

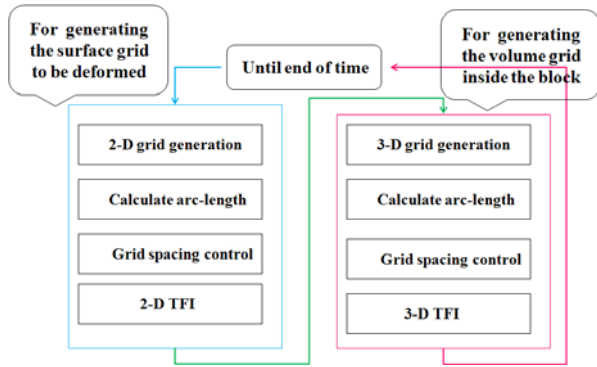


Fig. 1 Flowchart for deforming mesh

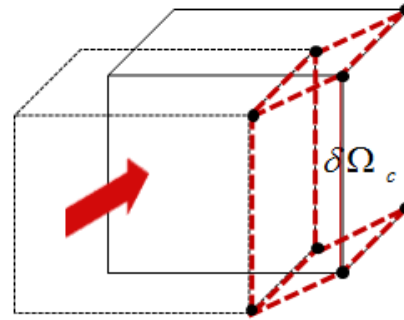


Fig. 2 The swept volume

행하여 부울리언 합(Boolean sum)을 통해 내부격자를 생성한다. 그리고 계산공간에서 만들어진 격자들을 임의의 모양을 갖는 물리적 공간(Physical space)에 사상(寫象)하여 변형격자를 완성한다. 이 때 사용하는 조합 함수의 차수에 따라 선형, Lagrangian, Hermite cubic 보간법을 수행할 수 있다. 반복적 방법(interactive method)은 높은 품질의 격자를 구성하기 위해 공간 좌표를 편미분 방정식을 이용해 이산화한 후 수렴이 될 때까지 반복 계산을 수행한다. 사용하는 편미분 방정식에 따라 타원형(elliptic)과 쌍곡형(hyperbolic) 격자 생성법이 있으며 타원형의 경우 경계 근처의 격자 간의 직교성과 간격 조절이 가능하다. 따라서 주로 점성 유동장 해석에 맞는 격자 생성법으로 알려져 있다[3]. 쌍곡형은 초기 격자를 이용해 경계의 수직방향으로 전진하며 새로운 격자를 구성하는데 타원형에 비해 빠르며 적용하기 쉽다[4-5]. 이외에도 비정렬 격자계에서 자주 사용하는 방법인 스프링 사상(spring analogy)법이 있다. 스프링 사상법은 초기의 격자들이 가상의 스프링에 연결되어 힘의 평형 상태에 있다고 가정하여 격자의 변형이 일어나면 스프링의 강성(stiffness)에 따라 새로운 격자가 힘의 평형 상태를 이루도록 격자들을 생성하는 방법이다. 스프링의 강성은 격자 간의 길이에 반비례하도록 설정되어 있으므로 격자들 간의 충돌이 일어나지 않는다. 그러나 대 변형(large deformation)이 일어날 경우 격자점이 면이나 모서리를 통과함으로써 발생하는 음의 체적격자가 나타날 수 있다. 그러므로 이를 극복하기 위해 정렬 격자계에서는 대수적 방법을 그리고 비정렬 격자계에서는 스프링 사상법을 혼합하여 유동 문제에 맞게 성공적으로 적용한 연구사례도 발견할 수 있다[6-8].

본 논문에서는 정렬 격자계를 이용하여 다양한 날개 익형에 대해 변형격자를 적용시킨 결과를 논하였다. 변형하는 격자를 위해 초월유한 함수를 이용하여 변형 후의 내부 격자를 생성하였고 경계조합 조절함수(boundary-blended control function)를 사용하여 격자 간격을 조절하였다. 날개 주변 유동 해석에는 예조건화된 비정상 Reynolds-averaged Navier

Stokes 방정식에 2-방정식 난류모델을 이용하는 코드를 사용하였다. 또한 계산 시간을 절약하기 위해 다구역(multi-block) 격자계와 함께 MPI 라이브러리를 이용한 병렬 계산을 수행하였다. 해석은 격자의 변형정도와 유동장의 형태에 따라 비점성/점성 문제로 나누어서 해석을 수행하였다. 해석결과는 풍동시험치와 유동장 전체를 강제운동으로 고려하여 해석 했을 때의 수치해석 결과와 비교하였다.

2. 지배방정식 및 수치해석 방법

난류 압축성 유동의 지배방정식인 3차원 예조건화 RANS 방정식과 2-방정식 난류 모델 방정식을 지배방정식으로 사용하였다. 수치해석을 위해 유한체적법(finite volume method)을 바탕으로 지배방정식의 공간 미분항을 이산화하였고 격자 경계면에서의 수치유량 벡터는 Roe의 근사 리만해[9]를 이용해 비점성 유량 벡터를 계산하였다. 또한 MUSCL 외삽법과 제한자를 같이 사용하여 고차의 공간 정확도를 확보하면서 안정적인 수치해석이 이루어지도록 하였다. 점성 유량 벡터는 중앙차분법을 적용하였고 시간적분법으로는 2 parameter 계열로서 2차의 시간 정확도를 유지하도록 매개 변수를 선정하였다. 비정상 유동해석을 위해 이중시간 적분법(dual time stepping integration method)[10]을 사용하여 AF-ADI(Approximate Factorization Alternating Direction Implicit) 및 선형화를 통해 발생하는 오차를 제거하도록 하였다.

3. 변형격자 구성방법

3.1 초월유한 보간법(Transfinite Interpolation; TFI)

초월유한 보간법의 표현식은 총 세 번의 과정을 거쳐 완성된다. 우선 식 (1)과 같이 계산 공간의 세 개의 축 방향으로

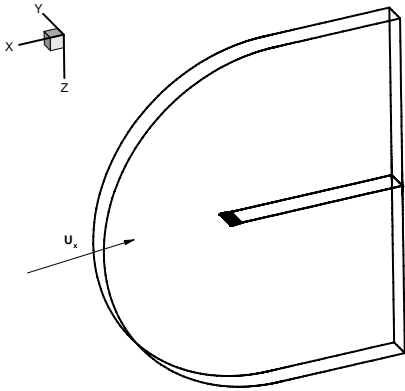


Fig. 3 The grid system for the calculation of the NACA 0012 airfoil

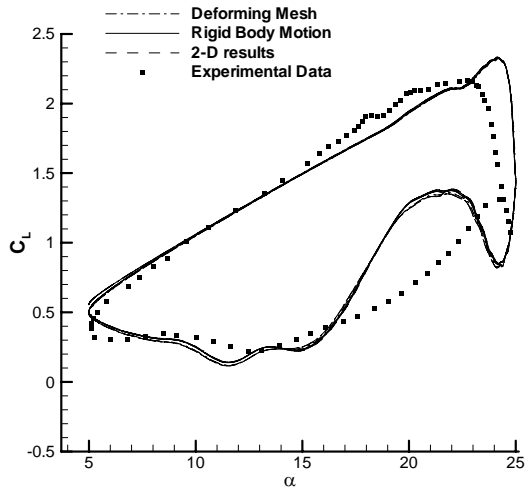


Fig. 4 Time history of the lift coefficient

각각 단방향 보간식을 구성한 후 텐서 곱을 통해 각 축간의 상호 관계식을 도출하여 식 (2)에 나타내었다. 최종적으로 식 (1)과 (2)를 부울리언 합(Boolean sum)의 식에 대입하면 식 (3)과 같은 형태를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned}
 U(\xi, \eta, \zeta) &= \sum_{i=1}^L \sum_{m=0}^P \alpha_i^m(\xi) \frac{\partial^m X(\xi, \eta, \zeta)}{\partial \xi^m} \\
 V(\xi, \eta, \zeta) &= \sum_{j=1}^M \sum_{n=0}^Q \beta_j^n(\eta) \frac{\partial^n X(\xi, \eta, \zeta)}{\partial \eta^n} \\
 W(\xi, \eta, \zeta) &= \sum_{k=1}^N \sum_{l=0}^R \gamma_k^l(\zeta) \frac{\partial^l X(\xi, \eta, \zeta)}{\partial \zeta^l}
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{aligned}
 UW &= WU = \sum_{i=1}^L \sum_{k=1}^N \sum_{l=0}^R \sum_{m=0}^P \alpha_i^m(\xi) \gamma_k^l(\zeta) \frac{\partial^{l+m} X(\xi, \eta, \zeta)}{\partial \zeta^l \partial \xi^m} \\
 UV &= VU = \sum_{i=1}^L \sum_{j=1}^M \sum_{n=0}^Q \sum_{m=0}^P \alpha_i^m(\xi) \beta_j^n(\eta) \frac{\partial^{m+n} X(\xi, \eta, \zeta)}{\partial \eta^n \partial \xi^m} \\
 VW &= WV = \sum_{j=1}^M \sum_{k=1}^N \sum_{l=0}^R \sum_{m=0}^P \beta_j^m(\eta) \gamma_k^l(\zeta) \frac{\partial^{l+m} X(\xi, \eta, \zeta)}{\partial \zeta^l \partial \eta^m}
 \end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned}
 UVW &= \sum_{i=1}^L \sum_{j=1}^M \sum_{k=1}^N \sum_{l=0}^R \sum_{m=0}^P \sum_{n=0}^Q \alpha_i^m(\xi) \beta_j^n(\eta) \gamma_k^l(\zeta) \frac{\partial^{l+m+n} X(\xi, \eta, \zeta)}{\partial \zeta^l \partial \eta^n \partial \xi^m} \\
 X(\xi, \eta, \zeta) &= U \oplus V \oplus W = U + V + W - UV - UW - VW + UVW
 \end{aligned} \tag{3}$$

여기에서 ξ, η 그리고 ζ 는 계산 공간에서의 축 방향 성분이다. 또한 X 는 계산 공간과 물리 공간간의 변환행렬이다. 식 (1)과 (2)에 나타나는 α 와 β 그리고 γ 는 조절 함수로서 본 연구에서는 계산효율을 고려하여 선형 조절 함수를 사용하였다. 선형 표현식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \alpha_1^0(\xi) &= 1 - \xi, \quad \alpha_2^0(\xi) = \xi, \quad \beta_1^0(\eta) = 1 - \eta, \\
 \beta_2^0(\eta) &= \eta, \quad \gamma_1^0(\zeta) = 1 - \zeta, \quad \gamma_2^0(\zeta) = \zeta
 \end{aligned} \tag{4}$$

3.2 격자간격 조절(grid spacing control)

초기에 생성된 격자의 간격을 변형 후 재생성된 격자계에도 이 간격을 유지하기 위해 유한차분 보간법에는 조합함수 (blending function)를 제공한다. 본 연구에서는 앞서 언급했듯이 조합함수에 선형 함수를 사용하였다. 그러나 유한차분 보간법에서 사용하는 조합함수는 변형에 대한 격자의 적응 (adaptation)에 효과적일 수 있으나 문제에 따라 원하는 격자간격을 얻지 못할 수 있다. 따라서 격자의 간격을 변형에 맞게 조절하기 위해서는 조합함수를 문제에 따라 수정해서 사용해야 한다. 이를 위해 여러 가지 방법이 존재하나 가장 효율적인 방법은 격자간격을 조절하기 위한 새로운 중계 영역 (intermediate domain)을 생성하는 것이다. 본 연구에서는 격자의 간격을 원활히 유지하기 위해 호길이(arc length)와 경계조합 조절 함수(boundary-blended control function)를 사용하여 중계 영역을 생성하였다. Soni[1]가 제안한 경계조합 조절 함수는 각 경계의 가장자리를 따라 격자 간격을 조절하게 되며 표현식은 다음과 같다.

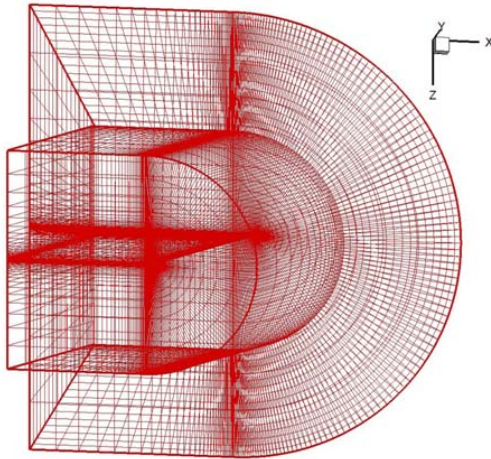


Fig. 5 The grids over a F-5 wing

$$u = \frac{(1-t_1(\eta))s_1(\xi) + t_1(\eta)s_2(\xi)}{1-(s_2(\xi)-s_1(\xi))(t_2(\eta)-t_1(\eta))} \quad (5)$$

$$v = \frac{(1-s_1(\xi))t_1(\eta) + s_1(\xi)t_2(\eta)}{1-(t_2(\eta)-t_1(\eta))(s_2(\xi)-s_1(\xi))}$$

3.3 자동 격자 구성도

변형된 형상에 맞추어 구성될 격자는 메시간 Fig. 1과 같은 작업을 수행하게 된다. 즉, 변형이 일어난 면들을 2차원 초월유한 보간에 의해 먼저 구성한 후 최종적으로 3차원 초월유한 보간을 통해 변형 체적의 내부 격자를 생성하게 된다.

4. 기하학적 보존법칙(Geometric Conservation Law)

변형이 있는 격자계에서 유동해석을 할 때 격자의 체적을 기하학적 고려만으로 계산을 하면 균일 유동에서 이산화 방정식의 해를 만족하지 않게 된다[11]. 이 문제를 극복하기 위해 시간에 따른 격자의 체적을 균일 유동에 대하여 항상 만족할 수 있도록 구함으로써 이를 해결할 수 있다. 기하학적 보존법칙을 나타내는 식은 먼저 예조건화 되지 않은 Navier-Stokes 방정식의 적분식에 균일 유동장을 대입하여 구한 식 (6)으로부터 시작한다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V dV - \int_S \vec{\xi} \hat{n} dS = 0 \quad (6)$$

식 (6)을 Navier-Stokes 방정식과 동일한 2 parameter 계열의 시간 적분법을 적용하면 다음과 같은 GCL을 얻을 수 있다.

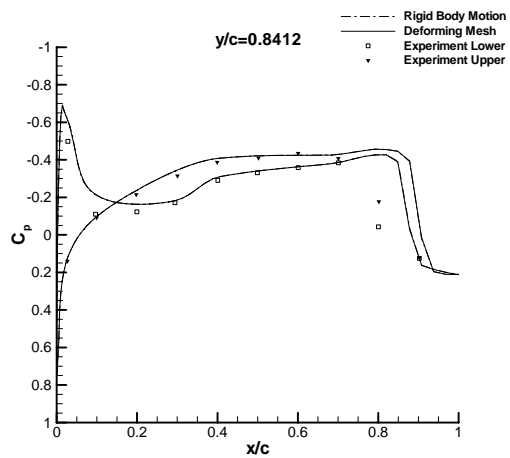
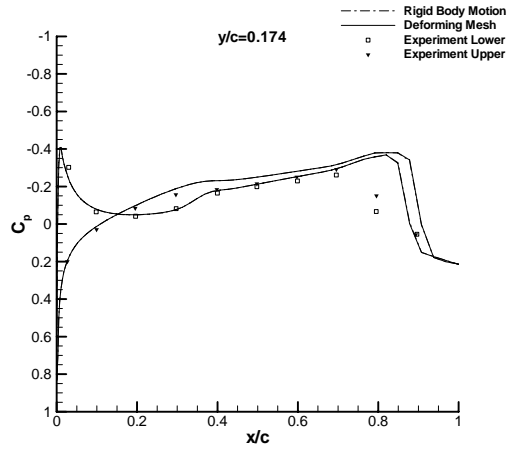


Fig. 6 Steady pressure distributions

$$V^{n+1} = V^n + \frac{\phi}{2+\phi} (V^n - V^{n-1}) + \frac{2\Delta t}{2+\phi} \{ \theta \psi^{n+1} + (1-\theta) \psi^n \} \quad (7)$$

여기에서

$$\psi = (\xi_t \Delta S)_{i+1/2} - (\xi_t \Delta S)_{i-1/2} + (\xi_t \Delta S)_{j+1/2} - (\xi_t \Delta S)_{j-1/2} + (\xi_t \Delta S)_{k+1/2} - (\xi_t \Delta S)_{k-1/2} \quad (8)$$

이때 $\xi_t \Delta S$ 는 cell의 경계면이 움직이면서 이동한 체적 (swept volume), $\delta \Omega_c$ 이고 Fig. 2에는 굵은 점선으로 표현하였다. Fig. 2의 가는 점선으로 표시된 체적이 변형 전의 체적이고 실선으로 나타낸 것이 변형 후의 체적이다. 이때 구(舊)체

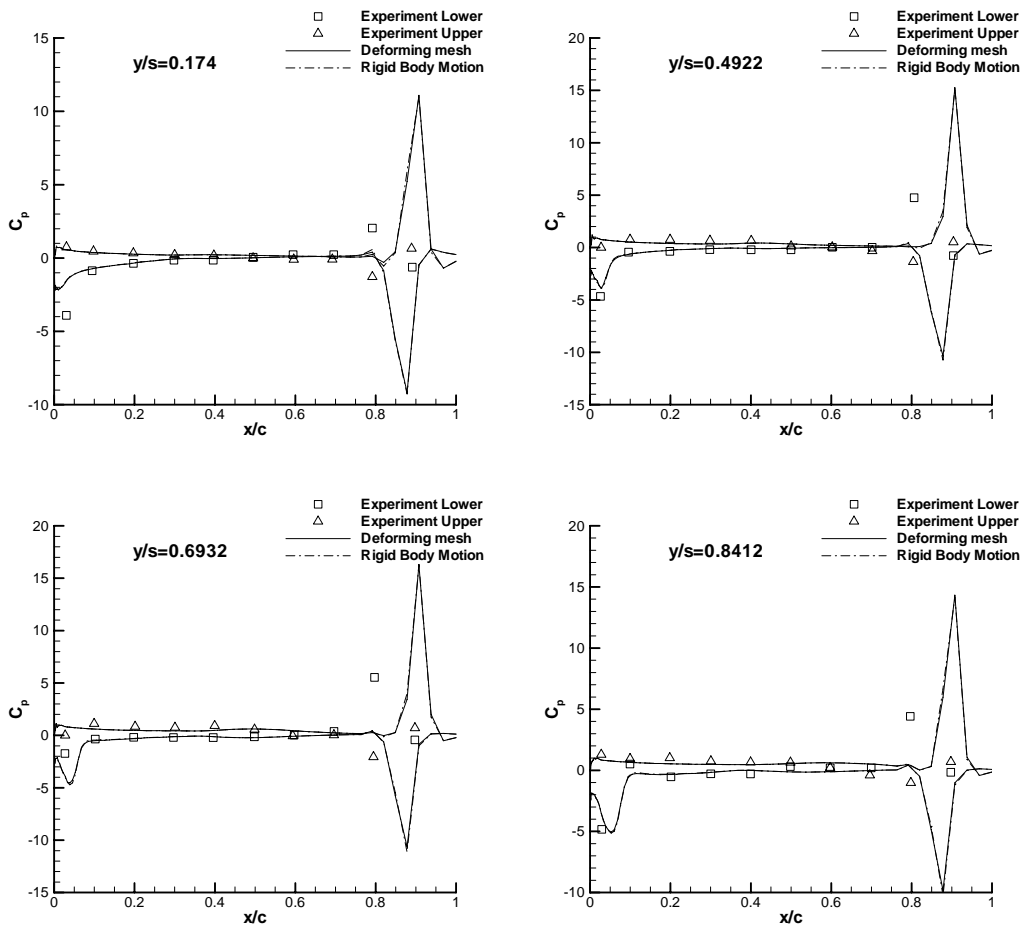


Fig. 7 The imaginary part of the pressure coefficient distributions in an unsteady state

적의 한 경계면이 쓸고(swept) 지나가는 면적이 곧 이동체적이 된다. 여기서 cell의 경계면이 이동하는 속도는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$(\xi_i \Delta S)_{i+1/2} = \frac{\delta \Omega_{c_{i+1/2}}}{\delta t} \quad (9)$$

Table 1 Test cases

| | Geometry | Grid deformation | Flow type |
|------------|----------|------------------|-----------|
| NACA0012 | Semi 3D | Large | RANS |
| F-5 | Full 3D | Small | Euler |
| Delta Wing | Full 3D | Large | RANS |

식 (9)를 각 방향에 대해 전개하면 식 (8)의 격자속도, ψ , 의 값을 구할 수 있다.

5. 해석 결과 및 검토

변형격자를 사용하여 피칭 운동을 하는 3차원 날개 주변의 유동장을 해석하였다. 해석은 Table 1과 같이 날개의 유형, 격자 변형정도와 유동 형태에 따라 이루어졌다.

5.1 NACA0012의 피칭운동

변형격자계를 이용한 해석의 검증을 위한 첫 번째 문제로는 잘 알려져 있는 NACA0012의 피칭운동이다. 3차원 문제로 다루기 위해 날개의 양옆을 대칭면으로 처리하여 2차원 익형으로 모사하였다. 자유류의 마하수는 0.283이고 레이놀즈 수

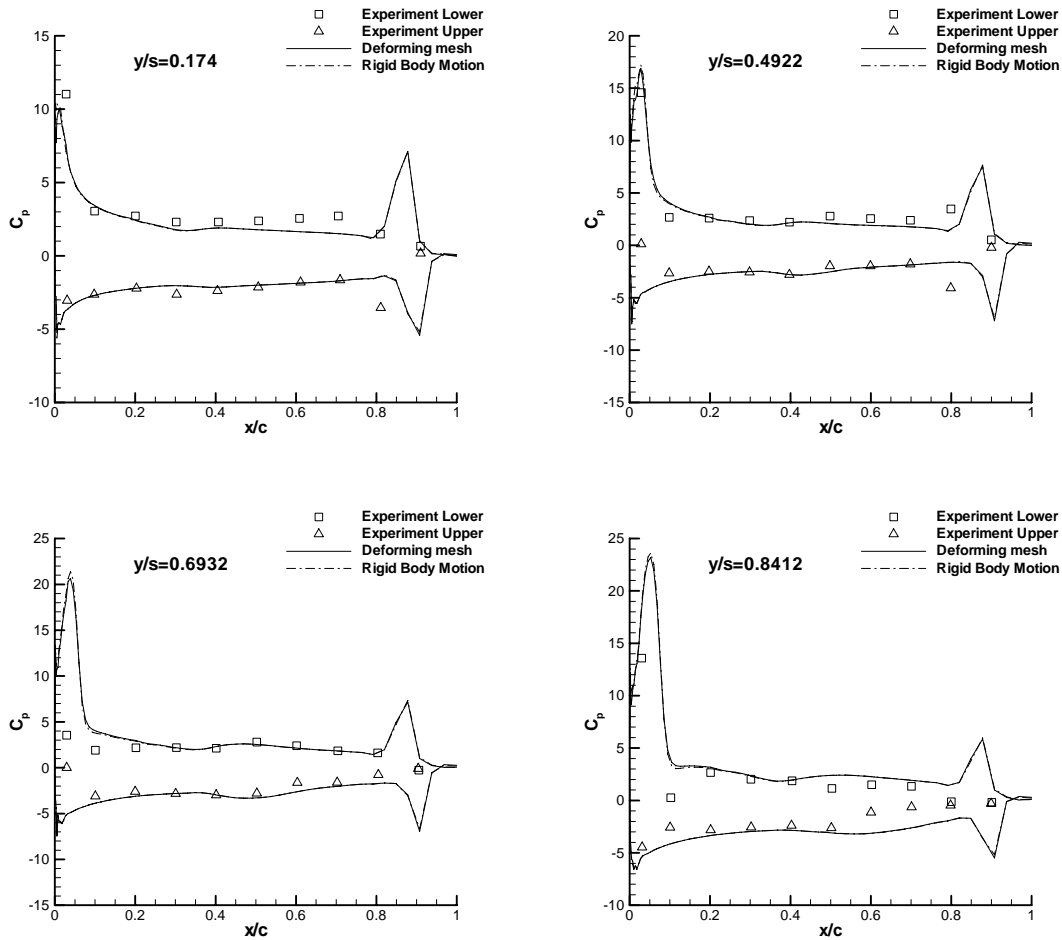


Fig. 8 The real part of the pressure coefficient distributions in an unsteady state

는 난류 영역인 3.45×10^6 이다. 피칭 운동을 위한 감쇄 진동수 k 는 0.302이고 시간에 따른 받음각은 다음과 같다.

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \sin(kM_\infty t) \tag{10}$$

이때 초기받음각(α_0)은 15° 이고 진폭(α_1)은 10° 이다. 난류유동을 풀기위해 $k-\omega$ SST 난류 모델을 사용하였고 문제에 사용된 격자수는 125,375개이다. 비정상 해석에 사용한 시간간격은 2차원 해석을 통해 얻은 $\Delta t = 0.05$ 을 사용하였고 이후의 문제에도 같은 시간간격을 적용하였다. 해석은 총 세 번의 주기 동안 이뤄졌고 이중시간 적분에 사용하는 가상 시간항(Fictitious time term)의 반복횟수는 30으로 하였다. Fig. 3은 NACA0012 익형 모델의 격자계를 나타내며 스펜방향으로 5개

의 격자를 주었다. Fig. 4에는 시간에 따른 양력계수의 변화를 실험치 및 해석치들과 함께 도시하였다. 이때 강제 운동 해석 결과의 경우 전체 유동장을 강체로 가정하고 피칭운동을 해석한 결과를 나타낸다. 변형격자를 사용하여 해석한 결과가 2차원 해석 결과 및 강제 운동 해석결과와 일치하고 있으며 풍동시험치[12]와도 비교적 잘 일치함을 그림에서 알 수 있다.

5.2 F-5 날개의 피칭 운동

첫 번째 검증문제의 형상이 2차원 에어포일 형상을 기본으로 하는 것에 비해 이번 문제는 완전한 3차원 형상을 갖는 문제이다. 따라서 날개의 끝단에서 나타나는 내리흐름과 같은 3차원 효과를 예상할 수 있다. 본 문제를 위해 Fig. 5와 같은 C-H 형태의 격자계를 F-5 날개에 적용하였고 격자수는

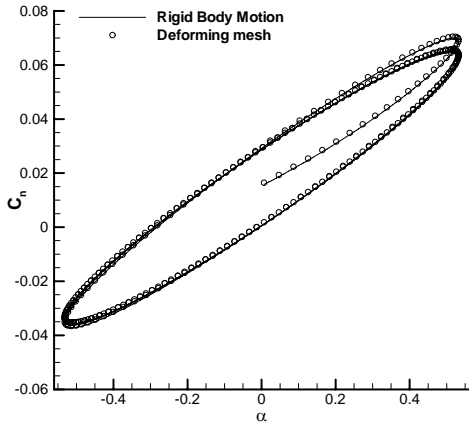


Fig. 9 Time history of the normal force coefficient history

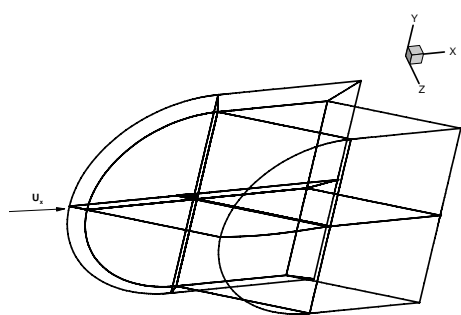


Fig. 10 The grids used for delta wing calculation

193×33×33의 총 210,177이다. 계산에 사용한 F-5의 익형은 modified NACA64A004.8이며 비틀림각은 0°이다. 이 밖에도 날개의 중횡비가 1.58이며 앞전 후퇴각과 테이퍼비가 각각 31.9°, 0.28이다. 유동 조건으로는 자유류의 마하수가 0.95로 천음속 유동장이고, 날개의 피칭운동은 0.26의 감쇄 진동수를 갖고 식 (10)과 같이 진행하게 된다. 단 여기서는 초기받음각이 0°이고 최대 받음각이 0.532°로 비교적 작은 변형이 주어지게 된다. 계산에 사용한 초기조건은 받음각 0°에서 수행되었으며 이 초기조건 두 곳의 스펜에서 표면 압력 계수를 Fig. 6에 풍동시험치[13]와 비교하였다. 앞전에서 발생한 충격파와 그 이후의 현상에 대해 시험치와 비교했을 때 잘 맞는 것을 확인할 수 있다. 그러나 점성의 효과를 무시한 해석이기에 뒷전에서의 충격파가 시험치에 비해 보다 좁은 구간에서 표현되는 것을 확인할 수 있다. Fig. 7과 Fig. 8에는 피칭

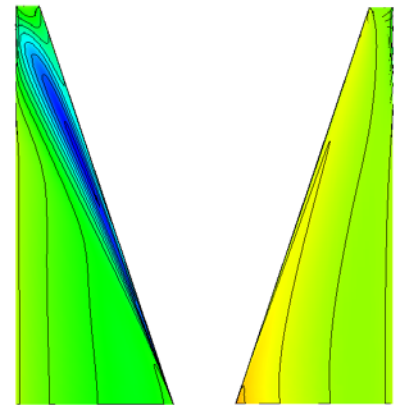


Fig. 11 The pressure contour over the wing

운동의 3주기 이후의 비정상 표면 압력 계수를 풍동시험치와 비교하였다. 풍동시험에서 사용한 압력계수의 정의를 따르기 위해 여기에서 비정상 표면 압력계수는 다음의 식을 사용하였다.

$$C_{Pr} = \frac{2}{\alpha_1(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} C_p \sin(M_\infty kt) dt$$

$$C_{Pi} = \frac{2}{\alpha_1(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} C_p \cos(M_\infty kt) dt \tag{11}$$

여기서 $t_2 - t_1$ 은 한주기가 된다. 특히, Fig. 7은 식 (11)의 허수부분에 관한 후처리 값이고 Fig. 8은 실수부의 값을 나타낸다. 풍동시험치와 비교하였을 때, 표면 압력계수의 분포가 상당히 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 특히 앞전과 뒷전 부근에서 발생한 충격파의 시간에 따른 이동으로 인해 충격파가 일정 구간에 걸쳐 표현되고 있음을 알 수 있다. 또한 정상상태에서의 압력계수와 마찬가지로 점성효과가 생략되어 있기에 뒷전에서의 충격파의 세기와 위치가 풍동시험치와 다소 차이가 있다. 여기서 특히 변형격자를 사용한 해석이나 강제운동의 해석결과 사이에는 동일한 값을 보이고 있다. 그리고 Fig. 9의 받음각에 따른 수직력계수의 이력곡선을 통해 정량적으로 변형격자의 계산 신뢰성을 확인할 수 있다.

5.3 삼각 날개의 피칭운동

두 번째 계산문제 역시 풍동시험치[14]가 알려져 있는 65°의 후퇴각을 갖는 삼각날개의 피칭운동 문제이다. 계산에 사용한 격자계는 C-H 형태이며 Fig. 10에 나타내었다. 격자 생성에 필요한 자세한 사항은 참고문헌[14]에 기술되어 있다. 격자생성 시 풍동시험에 사용되었던 sting을 무시하였다. 또한 sting을 장착하기 위한 날개뿌리의 ogive형상의 연결부도 무시

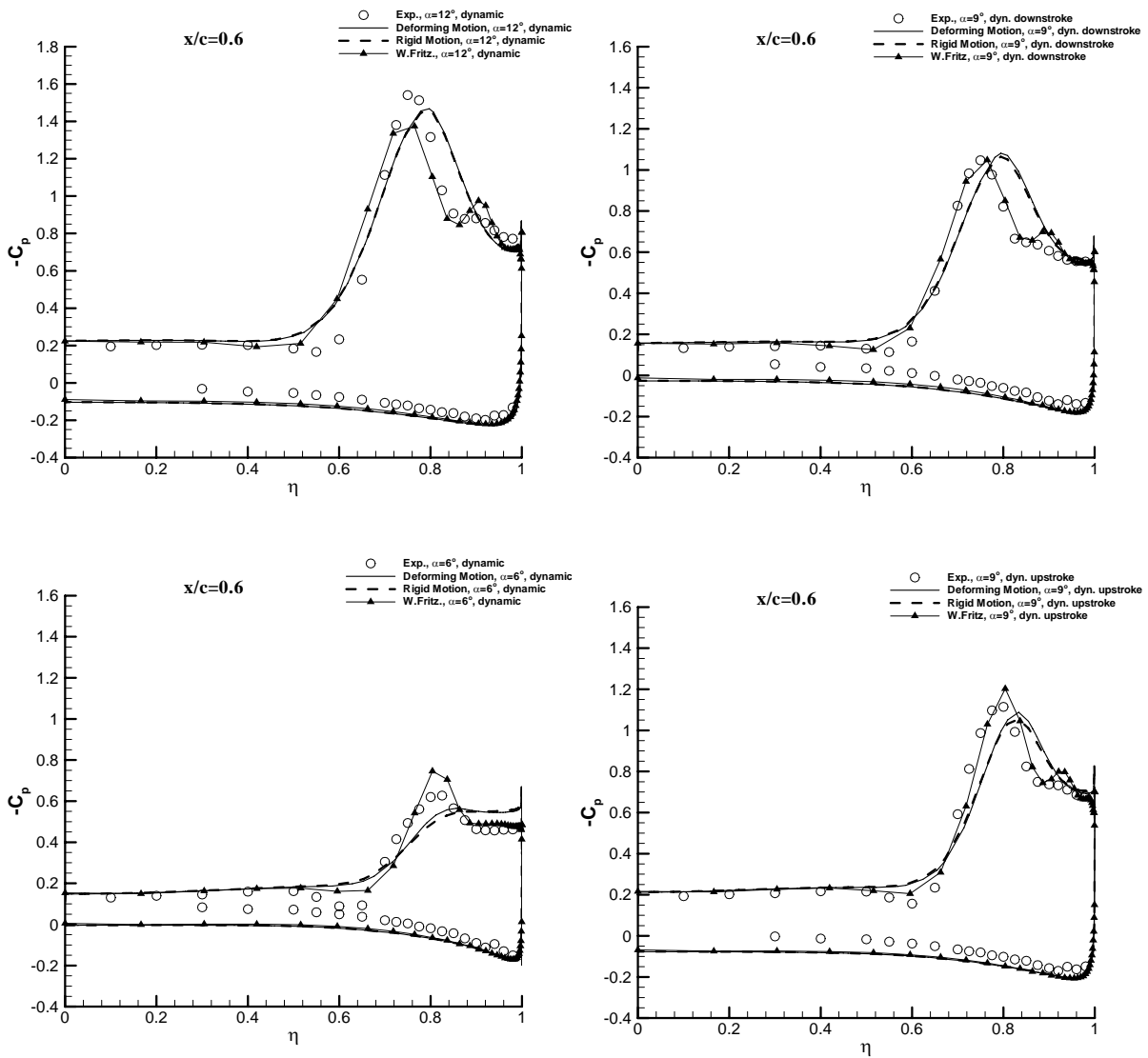


Fig. 12 The pressure coefficient at $\alpha = 12^\circ, 9^\circ$ at downstroke, $6^\circ, 9^\circ$ at upstroke

하였다. 계산은 8개의 계산영역으로 나누어서 병렬로 계산을 수행하였다. 계산에 사용된 격자의 총 개수는 763,776 개이고 병렬 계산에 사용한 프로세서는 4개이다. 유동은 레이놀즈 수가 3.1×10^6 으로 난류 유동이며 NACA0012 문제와 마찬가지로 $k-\omega$ SST 난류 모델을 해석에 적용하였다. 자유류의 마하수는 0.4이고 피칭운동의 감쇄 진동수는 0.4이다. 받음각은 초기에 9° 로 주어지고 3° 의 진폭으로 진동한다. 비정상 해석에 사용한 시간간격과 가상시간에 사용하는 반복횟수는 첫

번째 문제에서 사용한 값과 동일하다.

Fig. 11에서는 날개 표면의 압력분포를 나타내고 있다. 날카로운 앞진 부근에서 생긴 강한 압력 저하가 스패를 따라 위치하고 있음을 볼 수 있다. 특히 삼각날개의 상단과 하단의 압력 차이를 정성적으로 확인해 볼 수 있다. 비정상 해석은 총 3주기 동안 이루어졌으며 강제 운동 해석과 병행하여 이루어졌다. Fig. 12에서 알 수 있듯이 강제운동 해석결과와 변형격자제를 사용한 결과가 일치함을 알 수 있다. Fig. 12에 나

타낸 날개 표면의 압력계수는 그 중 마지막 한주기의 받음각 12°, 하강 운동에서의 9°, 6° 그리고 상승운동 중의 9° 에 대하여 후처리한 결과이다. 여기서 η 는 스펀을 따라 날개 뿌리(root)부터 날개끝(tip)방향으로의 길이를 무차원화하여 표시한 값이다. 비정상 해석 결과는 풍동시험치 및 참고문헌[15]의 해석결과와 함께 비교하였다. 참고문헌[15]의 수치해석에서는 RANS 방정식에 Baldwin-Lomax 난류모형을 사용하였다. 압력 계수의 경우 날개의 상단에서 발생하는 앞전 근처의 suction peak의 값과 와류의 크기가 시험치와 해석치들 간에 약간의 차이가 존재하나 전 영역에 걸쳐 잘 일치함을 볼 수 있다. 이 차이는 격자생성 시 무시한 날개 뿌리부터의 sting의 영향으로 보인다.

6. 결 론

변형격자를 이용하여 시간에 따라 운동을 하는 날개 주변의 유동장 해석을 수행하였다. 변형격자계는 유한차분 보간법과 적절한 격자 간격 조절을 통해 변형 후의 내부 격자들을 완성하게 된다. 매 시간 변형을 고려한 격자생성이 이루어져야 하므로 계산의 효율을 위해 선형 보간법을 선택하였고 다구역 격자계에서 병렬 계산이 가능하도록 프로그램을 완성하였다. 특히 난류 유동장에서 변형 정도가 큰 해석 문제들을 선택하여 풍동 시험치 및 강제 운동 해석결과와 비교 하였고 성공적으로 변형격자계의 적용을 검증하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 및 서울대학교 비행체특화연구센터 ‘MEMS 기술을 활용한 능동 유동제어 기술 연구’의 연구비 지원에 의한 연구결과입니다.

참고문헌

[1] 1985, Soni, B.K., "Two- and - three dimensional grid generation for internal flow applications of computational fluid dynamics," AIAA paper, No.85-1526, pp.351-359.
 [2] 1973, Gordon, W.N. and Hall, C.A., "Construction of curvilinear coordinate systems and application to mesh generation," International J. Num. Methods in Eng., Vol.7, pp.461-477.
 [3] 1974, Thompson, J.F. et al., "Automatic Numerical

Generation of Body-Fitted Curvilinear Coordinate System for Field Containing Any Number of Arbitrary Two-Dimensional Bodies," *J. Computational Physics*, Vol.15, pp.299-319.
 [4] 1977, Starius, G., "Constructing Orthogonal Curvilinear Meshes by Solving Initial Value Problems," *Numerische Mathematik*, Vol.28, pp.25-48.
 [5] 1980, Stegar, J.L. and Chaussee, D.S., "Generation of Body-Fitted Coordinates Using Hyperbolic Partial Differential Equations," *SIAM J. Sci. Stat. Comp.*, Vol.1, pp.431-437.
 [6] 2007, Hoang, A.D. et al., "Development of a three-dimensional multi-block structured grid deformation code for complex configurations," *한국전산유체공학회지*, 12권 4호, pp.28-37.
 [7] 2008, 정성기 외 5인, "항공기 공력특성 예측을 위한 Navier-Stokes 방정식 기반의 정적 유체-구조 연계 해석 시스템", *한국항공우주학회지*, 36권, 6호, pp.532-540.
 [8] 2009, 이희동 외 2인, "비정렬 혼합 격자계에서 신속 격자 변형 기법을 이용한 비정상 점성 유동 해석", *한국전산유체공학회지*, 14권 3호, pp.33-48.
 [9] 1981, Roe, R.L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol.43, Issue 2, pp.357-372.
 [10] 1987, Merkle, C.L. and Athavale, M. "Time-Accurate Unsteady Incompressible Flow Algorithms Based on Artificial Compressibility," *AIAA paper*, pp.87-1137.
 [11] 1978, Thomas, P.D. and Lombard, C.K., "The geometric conservation law-A link between finite difference and finite volume methods of flow computation on moving grids," *AIAA Paper*, No.78-1208.
 [12] 1982, Mccroskey, W.J. et al, "An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections. Volume 1: summary of the experiment," NASA-TM-84245-VOL-1.
 [13] 1978, Part.1. General Description, 1979, Part.2. The Clan Wing, "Transonic Wind Tunnel Tests on an Oscillating Wing with External Stores," *National Aerospace Laboratory*, AFFDL-TR-78-194.
 [14] 2000, Thomas, L., "Oscillating 65° delta wing, experimental," *NATO research & technology organisation*, RTO-TR-026, pp.415-430.
 [15] 2000, Willy, F., "Oscillating 65° delta wing, numerical," *NATO research & technology organisation*, RTO-TR-026, pp.431-435.